

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Д.В. НАЗАРОВ

АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по направлениям подготовки 24.03.04 Авиастроение, 25.03.01 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей и специальности 24.05.07 Самолето- и вертолетостроение

САМАРА

Издательство Самарского университета

2019

УДК 629.7.015(075)+533.6.013(075)

ББК 39.53я7

Н192

Рецензенты: д-р техн. наук, ведущ. науч. сотрудник ИТПМ СО
РАН Б.Ю. З а н и н ;
д-р техн. наук, проф. С.А. Ш у с т о в

Назаров, Дмитрий Валентинович

Н192 **Аэродинамика летательного аппарата вблизи земли:**
учеб. пособие / *Д.В. Назаров* – Самара: Изд-во Самарского уни-
верситета, 2019. – 120 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1419-8

В данном пособии рассмотрен вопрос влияния экрана на аэродинамические характеристики летательного аппарата. Рассмотрены основные особенности аэродинамического проектирования экраноплана, представлены рекомендации по выбору его аэродинамической схемы. Приведен пример инженерного расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата вблизи экрана.

Предназначено для студентов обучающихся по направлениям подготовки «Авиастроение», «Самолёто- и вертолётостроение».

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК 629.7.015(075)+533.6.013(075)
ББК 39.53я7

ISBN 978-5-7883-1419-8

© Самарский университет, 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	6
Глава 1. Общее устройство и назначение отдельных частей экраноплана	10
1.1 Основные элементы экраноплана, их назначение и отличительные особенности.....	10
1.2 Сравнение различных аэрогидродинамических компоновок экраноплана.....	15
1.3 Режимы движения экраноплана	17
1.4 Взлетно-посадочные режимы движения экраноплана с поддувом.....	19
Глава 2. Основы проектирования экраноплана	22
2.1 Место экранопланов в системе транспортных средств	22
2.2 Упрощенная классификация экранопланов	24
2.3 Алгоритм разработки концепции экраноплана	25
Глава 3. Особенности обтекания крыла вблизи экрана, понятие о методах отражения в аэродинамике	29
3.1 Картина обтекания профиля вблизи экрана.....	31
3.2 Вихревая модель обтекания крыла вблизи экрана	33
3.3 Влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла.....	35
3.3.1 Коэффициент подъемной силы	35
3.3.2 Особенности обтекания механизированного крыла вблизи экрана.....	37
3.3.3 Коэффициент лобового сопротивления	39
3.4 Влияние формы крыла на его аэродинамические характеристики вблизи экрана	41
3.5 Коэффициент момента тангажа. Фокус.....	43
Глава 4. Влияние формы профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана	46
4.1 Влияние толщины и кривизны профиля на изменение подъемной силы крыла вблизи экрана	46

4.2 Влияние формы профиля на аэродинамическое качество крыла вблизи экрана.....	48
4.3 Влияние толщины и кривизны профиля на расположение его фокусов в зоне влияния экрана.....	50
4.4 Особенности применения S-образных профилей с точки зрения продольной устойчивости у экрана.....	54
4.5 Основные выводы по влиянию геометрических параметров профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана.....	55
Глава 5. Аэродинамика экраноплана	57
5.1 Особенности полета экраноплана	57
5.2 Наиболее важные результаты, полученные к настоящему времени в области экранной аэродинамики	59
5.3 Аэродинамические силы и моменты, действующие на экраноплан в продольном движении	63
5.4 Фокус по углу тангажа. Фокус по высоте	66
5.5 Продольный момент горизонтального оперения.....	68
5.6 Аэродинамический расчет экраноплана.....	69
Глава 6. Критерии продольной устойчивости экранопланов.....	71
6.1 Продольная статическая устойчивость по углу тангажа и высоте экранного полета	71
6.2 Устойчивость различных компоновок аппарата вблизи земли	74
6.3 Практические приемы оценки статической устойчивости экраноплана по результатам его испытаний в аэродинамической трубе	76
6.4 Пример методики обработки экспериментальных данных и определения запаса статической устойчивости экраноплана	77
Глава 7. Инженерная методика расчета основных АДХ экраноплана.....	82
7.1 Теоретические основы и особенности инженерного метода расчета АДХ экраноплана	82
7.2 Определение основных геометрических характеристик аппарата.....	86
7.3 Выбор профиля крыла и оперения.....	92

7.4 Расчет индуктивного сопротивления экраноплана при полете в зоне влияния поверхности	93
7.5 Расчет коэффициента минимального лобового сопротивления крыла и оперения	94
7.6 Расчёт коэффициента минимального лобового сопротивления фюзеляжа	99
7.7 Расчёт коэффициента минимального лобового сопротивления экраноплана	102
7.8 Построение полетной поляры	103
7.9 Расчет характеристик подъемной силы	104
7.10 Расчет характеристик подъемной силы для механизированного крыла	108
7.11 Зависимость подъемной силы от угла атаки на взлетном режиме	112
7.12 Расчет крейсерской высоты полета	113
Заключение	115
Список литературы.....	116

ВВЕДЕНИЕ

Развитие и совершенствование транспортных систем – жизненная необходимость любого государства. С середины прошлого века в России ведется активная работа над совершенствованием существующих и созданием новых видов транспорта. Результатом такой деятельности стало изобретение кардинально новых видов транспорта. Первой ступенью в этом процессе стало появление судов на подводных крыльях (СПК), разработанных в середине XX века под руководством Р.Е. Алексеева. СПК позволили поднять порог скорости на воде в 2-4 раза по сравнению с классическими водоизмещающими судами. Следующим этапом развития стало появление судов на воздушной подушке. Эти аппараты не добавили скорости передвижения, но дали возможность эксплуатировать транспортные средства на воде в круглогодичном режиме. Однако настоящим прорывом в развитии водного транспорта стало изобретение в 60-х годах экранопланов. Принцип передвижения этих транспортных средств основывается на «эффекте экрана», который заключается в том, что несущие свойства крыла вблизи экранирующей поверхности (земли, воды) могут быть в разы больше, чем при движении в самолётном режиме.

Так, первым увидел свет экраноплан КМ-1, а впоследствии появились корабли «Орлёнок» и «Лунь». Эти аппараты, построенные в конструкторском бюро Р.Е. Алексеева, по факту были кораблями-экранопланами, как того и хотел заказчик в лице Министерства обороны СССР. В дальнейшем были разработаны и гражданские аппараты, такие как «Волга-2» и другие. К сожалению, жизнь конструктора оборвалась в 1980 году и тематика не получила дальнейшего развития.

В Европе и США разработка экранопланов началась во второй половине 20 века, этими работами занимались несколько частных

фирм. В основном строились легкие экспериментальные летательные аппараты (ЛА). Работы по этой тематике заметно оживились за рубежом с началом XXI века, на сегодняшний день их ведут более 10 стран. В Южной Корее, Китае, Иране, Германии и Сингапуре этим работам оказывается поддержка на государственном уровне. Построено более 50 экспериментальных образцов экранопланов. В основном строятся легкие экранопланы, но теперь уже четко проявляется тренд к росту размеров и грузоподъемности аппаратов.

Как показывает опыт отечественного и зарубежного экранопла-ностроения, у экранопланов большие перспективы в области пасса-жирских и грузовых перевозок как для международных, так и для внутренних нужд [1].

При этом крайне слабая развитость транспортной системы северо-восточных регионов России является одной из важнейших причин их экономической, социальной и демографической отсталости по сравнению с западными регионами страны. Площадь вышеперечис-ленных регионов более чем в 6 раз превышает площади западных регионов России, а объем природных богатств – на порядок. Эти ре-гионы состоят из 21 субъекта Федерации, 9 из которых имеют выхо-ды в моря и океаны, на площади этих регионов располагаются 6 бас-сейнов крупных рек, таких как Амур, Лена, Енисей, Обь, Иртыш и Тобол, по берегам которых расположены 98,7% всех населённых пунктов и промышленных центров региона. Эти населённые пункты обслуживаются 76 действующими речными и морскими ремонтно-эксплуатационными базами (РЭБ), которые и выполняют основные перевозки в труднодоступные и удалённые от промышленных цен-тров районы. В северо-восточных районах законсервировано ещё 39 таких баз. Более 720 населённых пунктов имеют законсервированные грунтовые взлётно-посадочные полосы с минимальной инфраструктурой и выходом на водные акватории, в прошлом обслуживающие самолёты и вертолёты местных авиалиний. С переходом на рыноч-ную экономику эти авиалинии стали убыточными из-за высокой се-бестоимости перевозок самолётами и вертолётами. Кроме того, само-

лётты типа Ан-2 в России больше не производятся. Поэтому возобновление по этим маршрутам перевозок авиатранспортом в ближайшее время вряд ли возможно [2].

Современный водный транспорт, особенно в условиях севера, крайне неэффективен с точки зрения развития современной экономики. В первую очередь речь идет о низкой скорости и сезонности перевозок. В качестве примера можно рассмотреть северный завоз по реке Лена, осуществляемый Верхне-Ленским речным пароходством. Фактически весь завоз осуществляется за три месяца – с июля по сентябрь включительно, когда река свободна ото льда. Для перевозки огромного количества груза в такие короткие сроки обычными водоизмещающими судами пароходство вынуждено содержать очень большие транспортные мощности. Если этот же объем груза перевозить равномерно в течение года, понадобится лишь 14% от имеющихся мощностей. Аналогичная картина и во многих других северовосточных регионах страны.

В настоящее время в России ведутся разработки таких экранопланов, как:

- 24-местный экраноплан с полезной нагрузкой 3,5 т «Буревестник-24», разработанный в КБ «Небо плюс море» на территории Якутии;
- модели экраноплана «Ореон-12» и «Ореон-20» разработало ООО «Экранопланостроительное объединение «Орион»;
- разработчиком, владельцем документации и изготовителем легких многоцелевых экранопланов «Иволга» (ЭЛ-7, ЭК-12 и ЭК-27) является АО НПК «ТРЭК» (генеральный директор и главный конструктор В.В. Колганов). В конструкции «Иволги» максимально использованы наработанный с годами опыт (КБ Р. Бартини и Р. Алексеева) и инновационные достижения науки и техники;
- небольшой прогулочный экраноплан «Акваглайд-5», рассчитанный для перевозки 5 человек, включая водителя. Производителем является ЗАО «АТТК».

Разработкой пассажирского экраноплана занимается и ЦКБ по СПК им. Р.Е. Алексеева.

Проектирование экраноплана с точки зрения аэродинамики в значительной мере отличается от проектирования самолета и даже гидросамолета. Полет вблизи экрана требует наличие крыла с большой хордой, а следовательно, как правило, малого удлинения. Эксплуатация на воде предъявляет дополнительные требования к элементам конструкции. Необходимость в обеспечении амфибийности этих транспортных средств заставляет использовать взлетно-посадочные устройства, которые на самолетах практически никогда не используются. И наконец, вопросы устойчивости полета аппарата вблизи экрана решаются значительно сложнее, чем для самолета.

Настоящее пособие предназначено для студентов вузов, обучающихся по направлению «Авиастроение» и предполагает наличие базовых знаний по аэродинамике самолета. В работе поясняются основные особенности аэродинамического проектирования аппарата, использующего экранный эффект, объясняется назначение основных частей экраноплана, даны рекомендации по выбору аэродинамической схемы экраноплана. Особое внимание в пособии уделяется аэродинамике крыла вблизи экрана, а также рассматриваются критерии оценки продольной статической устойчивости экраноплана. В последней главе работы приведена методика инженерного расчета аэродинамических характеристик экраноплана с указанием отличий от расчета самолета.

Глава 1. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО И НАЗНАЧЕНИЕ ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ ЭКРАНОПЛАНА

Согласно определению, данному в энциклопедии [3], экраноплан это летательный аппарат, движущийся вблизи поверхности воды или ровных участков земли с использованием эффекта влияния земли (экранного эффекта).

1.1 Основные элементы экраноплана, их назначение и отличительные особенности

На рис. 1 показаны основные части экраноплана [4]. Фюзеляж 1, по аналогии с самолетом, предназначен для размещения полезной нагрузки, экипажа, основных устройств и систем экраноплана, а также служит звеном, связывающим воедино все части конструкции аппарата. Кроме того, в классических компоновках экранопланов бла-

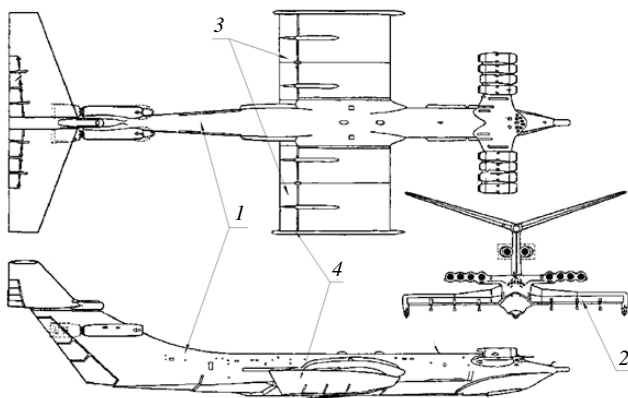


Рис. 1. Основные части экраноплана

годаря фюзеляжу решаются вопросы плавучести, мореходности, устойчивости и непотопляемости. В этом случае нижняя часть фюзеляжа выполняется по гидросамолетной схеме, то есть имеет реданированное, килеватое днище, которое снижает сопротивление на взлетно-посадочных режимах, а также в случае касания воды на крейсерском режиме.

Для создания подъемной силы экраноплан, так же, как и самолет, использует несущее крыло 2, отличающееся, как правило, малым удлинением $\lambda = l^2 / S_{кр} \leq 3,5$, наличием секционированного закрылка 3 и концевых шайб 4.

Секционирование закрылка в данном случае связано в основном с взлетно-посадочным режимом, когда возможно касание воды или каких-либо неровностей поверхности. Также секционирование повышает безопасность в случае отказа системы приводов. Закрылок экраноплана, кроме традиционных самолетных функций, служит для балансировки и управления по скорости и высоте экранного полета. Площадь закрылка экраноплана может иметь значительную площадь (до 15-20% площади крыла) и углы отклонения (для известных машин) от -100 до +450.

Концевые шайбы широко применяются на экранопланах с целью увеличения подъемной силы и снижения индуктивного сопротивления из-за уменьшения концевых перетеканий воздуха из зоны повышенного давления под крылом в область пониженного давления над крылом. Нижние поверхности шайб, как правило, выполняют в виде глиссирующих тел с реданами. Применение шайб на экранопланах оправдано из-за значительно более высокого, по сравнению с самолетом, избыточного давления под крылом.

Таким образом, под несущим крылом на взлете и посадке создается камера, ограниченная шайбами и закрылками. Эта камера используется для создания воздушной подушки посредством подачи в эту область потока воздуха со стороны передней кромки крыла (от двигателей, винтов или вентиляторов).

Геометрия крыла экраноплана кроме особенностей профиля, рассмотренных в предыдущей главе, может иметь разную форму в плане (рис. 2) [4].

Оперение экраноплана, как и оперение самолета, предназначено для решения задач, связанных с устойчивостью и управляемостью.

Горизонтальное оперение (ГО) экраноплана, как правило, устанавливается с большим плечом и на значительной высоте по отношению к крылу. Кроме того, относительные размеры горизонтального оперения, такие как размах и площадь, значительно превосходят средние показатели этих размеров на самолете. У первых действующих экранопланов, разработанных под руководством Р.Е. Алексева, размах ГО был сопоставим с размахом основного крыла, а площадь доходила до половины площади крыла. Как правило, применялось горизонтальное оперение с большой стреловидностью, что фактически увеличивало плечо центра давления ГО относительно центра масс аппарата. Все это связано с особенностями экранной аэродинамики, а именно со спецификой обеспечения продольной устойчивости и управляемости экраноплана.

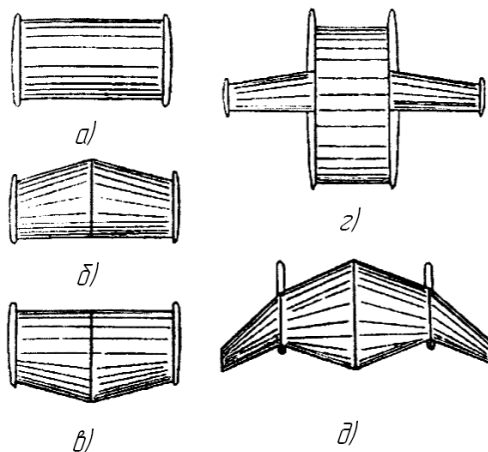


Рис. 2. Возможные формы крыла в плане:

a – прямоугольное; *б* – трапецевидное; *в* – с обратной стреловидностью;
г, *д* – составное крыло

Вертикальное оперение (ВО) экраноплана отвечает за боковую устойчивость и управляемость. Так же, как и ГО, ВО отличается от самолетного значительно большей площадью и стреловидностью, связанной с необходимостью максимального выноса горизонтального оперения в корму. Форма в плане ВО может быть различной в зависимости от аэродинамической компоновки аппарата.

Для балансировки и управления экранопланом применяются управляющие аэродинамические поверхности – руль высоты и закрылок (в продольной плоскости), руль направления и элероны (в боковой плоскости).

В классической компоновке экраноплана руль высоты и руль направления обычно располагаются в задней части соответственно горизонтального и вертикального оперения и имеют большие углы отклонения от -30 до $+30^\circ$. Эти управляющие поверхности, так же, как и закрылок, часто секционируют с целью снижения вероятности отказа.

Элероны, осуществляющие балансировку и управление аппаратом в боковой плоскости, на экранопланах часто совмещают с закрылком (элерон – закрылок). Обычно в режиме элерона закрылок отклоняют на $\pm 10 \dots 15^\circ$.

В случае, если экраноплан использует при взлете поддув от струй двигателей, к органам управления можно также отнести поворотные сопла, насадки или козырьки (рис.3). Эти элементы системы управления отклоняют реактивные струи двигателей, изменяя тем самым подъемную силу крыла и продольный момент. В случае несимметричного поддува появляется еще и боковой момент.

Задача силовой установки экраноплана зависит от назначения конкретного аппарата и, в общем случае, сводится к обеспечению старта экраноплана, полета вблизи экрана и других требований (амфибийность, самолетный режим полета и др.).

Силовая установка экраноплана может быть двух типов: раздельной и совмещенной (или единой). Силовую установку называют раздельной (рис. 4, а) если в её составе есть специальные стартовые двигатели, которые работают только в режиме взлета и посадки, а

крейсерский полет осуществляется с помощью отдельных маршевых двигателей (например, экраноплан «Орленок»). Такая установка позволяет оптимизировать экономическую эффективность экраноплана.

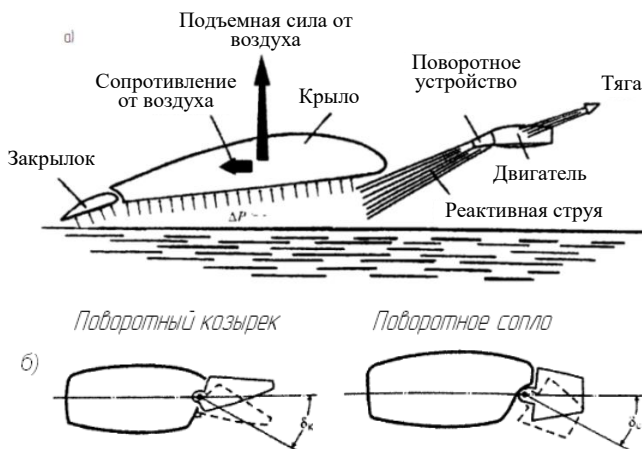


Рис. 3. Схема и элементы поддува:

- a* – схема создания подъемной силы при поддуве;
б – устройства управления поддувными струями двигателей [4]

Во втором случае все режимы движения экраноплана обеспечиваются одной силовой установкой. В единой (рис. 4, *б*) силовой установке все двигатели используются как во время старта, обеспечивая поддув под крыло, так и как маршевые при выполнении крейсерского полета и других режимов.

В качестве примера такого аппарата можно рассмотреть экраноплан «Лунь». Совмещенная силовая установка классического экраноплана дает возможность добиться высоких эксплуатационных качеств аппарата, в том числе и его мореходности.

В качестве взлетно-посадочных устройств экранопланы первого поколения использовали поддув и гидролыжные устройства (рис. 5), применяемые для снижения ударных нагрузок.

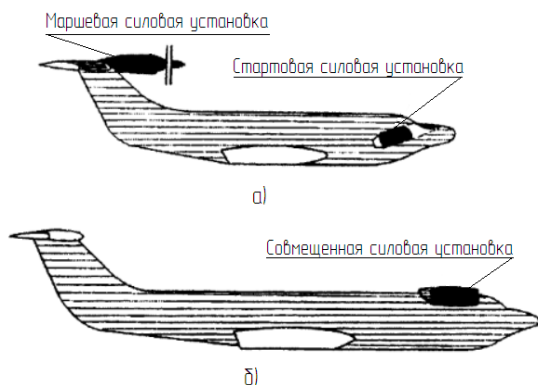


Рис. 4. Варианты силовой установки экраноплана:
a – раздельная; *б* – единая [4]

1.2 Сравнение различных аэрогидродинамических компоновок экраноплана

Под аэрогидродинамической компоновкой (АГДК) экраноплана понимается совокупность внешних форм и размеров аппарата и его частей и их взаимного пространственного расположения, обеспечивающая получение необходимых аэродинамических характеристик.

Кроме элементов, присущих самолету, в АГДК экраноплана могут входить пилоны двигателей, скеги, щитки, ограничивающие воздушную подушку, различные виды антенн, вооружения и т.п. Эти элементы, безусловно,

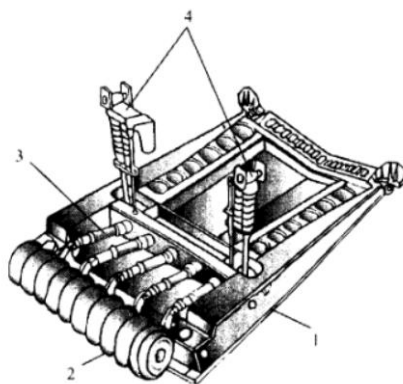


Рис. 5. Гидролыжное устройство:
 1 – гидролыжа; 2 – колеса;
 3 – цилиндры выпуска и уборки гидролыжи; 4 – цилиндры выпуска и уборки колес [4]

создают дополнительное сопротивление, что отрицательно сказывается на аэродинамическом качестве аппарата.

К основным типа АГДК экранопланов относят (рис. б): «тандем», «самолетная», «летающее крыло» и «составное крыло».

Компоновка «тандем» исследовалась Р.Е. Алексеевым в 1959 г. Была построена экспериментальная машина взлетной массой около 3 т с двигателем тягой 900 кГс. Экраноплан развивал скорость около 200 км/ч и имел удовлетворительную устойчивость и управляемость вблизи экрана. Данная компоновка обладает высокой чувствительностью к экрану, так как обе несущие поверхности находятся в зоне его влияния. Кроме того, требуются высокие взлетно-посадочные скорости, что является недостатком этой АГДК. На «тандеме» не удается реализовать такое взлетно-посадочное устройство, как поддув под крыло. На сегодняшний день «тандем» редко используется в компоновках экранопланов.

Самолетная АГДК получила более широкое распространение и реализована в таких экранопланах, как «Орленок», «Лунь», «КМ», также разработанных в КБ Р.Е. Алексеева. Эти экранопланы обладают высокими скоростями до 500 км/ч, мореходностью до высоты волны 3 м и дальностью до 2000 км.

Схема «летающее крыло» идеальна с точки зрения аэродинамики, но проигрывает в мореходности и сложна с точки зрения устойчивости.

В настоящее время многие разработки в области экранопланостроения используют АГДК «составное крыло». Аппараты, выполненные по этой схеме, называют экранопланами второго поколения. Несущее крыло таких машин разделено на две функциональные части. Центроплан малого удлинения максимально реализует экранный эффект, а консоли обеспечивают высокое аэродинамическое качество и устойчивость экраноплана.

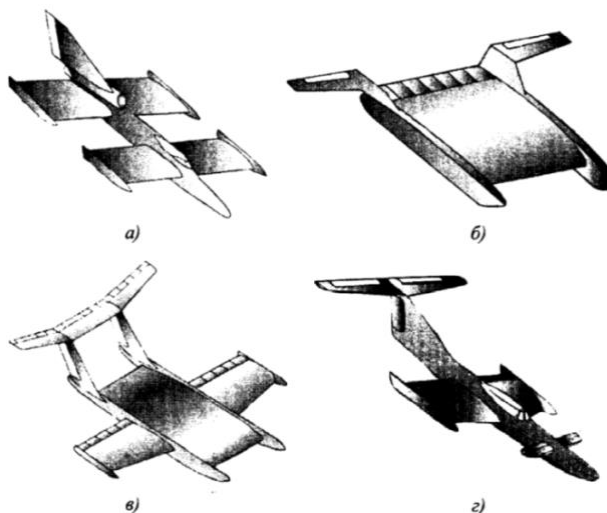


Рис. 6. Типы АГДК экранопланов:
а – «тандем»; *б* – «летающее крыло»; *в* – «составное крыло»;
г – «самолетная» схема с поддувом

1.3 Режимы движения экраноплана

Экранопланы, как правило, имеют несколько основных режимов движения. К этим режимам относятся: плавание, взлет и посадка, полет вблизи экрана, свободный полет и для амфибийных экранопланов – движение по грунту (режим поддува или статической воздушной подушки). Все эти режимы характеризуются действующими на аппарат силами. В режиме плавания – это гидростатические силы, во время взлета и посадки основными являются гидродинамические силы, в режиме полета – аэродинамические.

Существует также несколько переходных режимов движения экраноплана, которые необходимо отметить при переходе:

- с плавания на глиссирование;
- с глиссирования на полет вблизи экрана;
- с экранного режима в свободный полет.

Для переходных режимов характерным является изменение сил, действующих на аппарат. Гидростатические силы, действующие при плавании, сменяются гидродинамическими. Затем, при переходе в экраный полет, на аппарат действуют аэродинамические силы, а с уходом от поверхности исчезает экраный эффект.

На рис. 7 в качестве иллюстрации представлена зависимость сопротивления экраноплана от относительной скорости его движения. Здесь режим I – плавание ($Fr_D \leq 1$), режим II – глиссирование ($3 < Fr_D < 12$), режим III соответствует полету вблизи экрана ($Fr_D > 12$). Когда $Fr_D > 18$, экраноплан выполняет свободный полет. На рисунке также обозначены переходные режимы IV в виде заштрихованных областей.

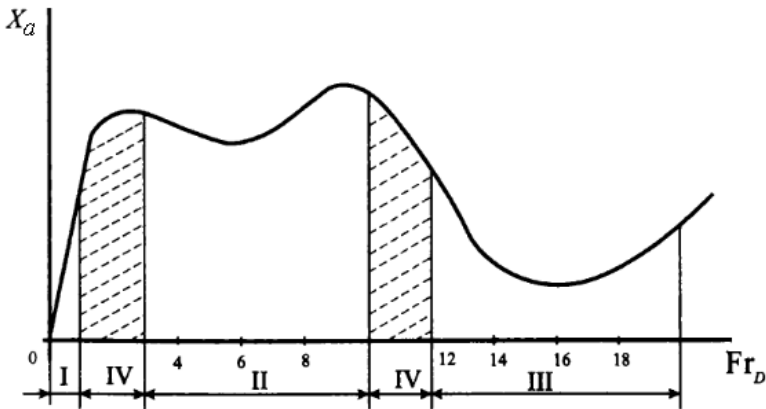


Рис. 7. Зависимость сопротивления экраноплана от режима его движения [4]

Число Фруда Fr_D в данном случае рассчитано по водоизмещению, как это принято в кораблестроении:

$$Fr_D = \frac{V}{\sqrt{g^3 D / \rho}},$$

где V – скорость, $м/с$; $g = 9,81 м/с^2$ – ускорение свободного падения;
 D – полное водоизмещение, $кг$; $\rho = 1000 кг/м^3$ – плотность воды.

Приведенный график демонстрирует преимущество экранного полета по отношению ко всем остальным режимам движения с точки зрения сопротивления аппарата.

Широкий диапазон режимов движения экраноплана предъявляет к конструкции такого аппарата соответствующие требования. В режиме плавания экраноплан должен обладать необходимой плавучестью, ходкостью, продольной и поперечной остойчивостью и другими качествами, присущими водоизмещающему судну. В режиме глиссирования аппарат должен обладать качествами глиссера – ходкостью, управляемостью, устойчивостью глиссирования, мореходностью. Полет вблизи экрана – как основной режим – предъявляет к экраноплану самолетные требования. Необходимо иметь хорошие аэродинамические характеристики, в том числе и устойчивость по высоте.

Амфибийные режимы движения экраноплана дают ему возможность безаэродромного базирования. Возможность выхода экраноплана на пологий берег, движение по суше обеспечиваются с помощью поддува под крыло от струй двигателей или с помощью создания статической воздушной подушки под аппаратом. Кроме того, на экранопланах могут быть применены и традиционные шасси самолетного типа.

1.4 Взлетно-посадочные режимы движения экраноплана с поддувом

Поддув струй двигателей под крыло как средство облегчения старта экраноплана был предложен в 1959 г. Р.Е. Алексеевым. Практически все экранопланы его конструкции используют поддув как неотъемлемую часть аэрогидродинамической компоновки.

Конструктивно поддув может быть осуществлен разными способами – с помощью поворотных насадков, козырьков или с помощью поворотных воздушных винтов – экраноплан Акваглайд (рис. 8).

В результате поддува струй двигателей или винтов под крыло вблизи экрана воздушный поток тормозится и давление на нижней части несущей поверхности повышается, поэтому возникает дополнительная подъемная сила. Эффективность поддува зависит от взаимного положения крыла и экрана, числа работающих на поддув двигателей и геометрических характеристик крыла.

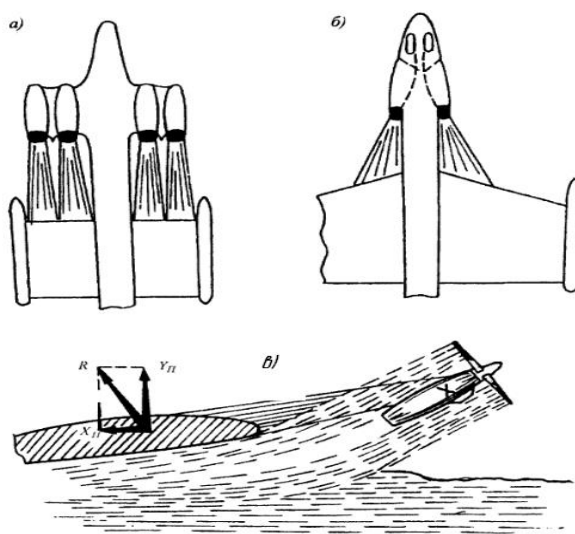


Рис. 8. Различные схемы организации поддува [4]: а – ЭП «Лунь»; б – ЭП «Орленок»; в – ЭП «Акваглайд»

Статистика показывает, что максимальное аэродинамическое качество поддува, рассчитываемое как отношение поперечных и продольных сил, действующих на крыло с учетом необходимой балансировки, составляет [5]

$$K = 16 \dots 17.$$

Необходимо учитывать, что при осуществлении поддува центр давления располагается в кормовой части крыла. При движении экраноплана в крейсерском режиме точка приложения силы поддержания смещается к носовой части крыла до значений $\bar{x} = 0,3 \dots 0,4$. Такое перемещение центра давления экраноплана при его разгоне в случае применения в качестве стартово-подъемного устройства поддува струй двигателей под крыло необходимо учитывать при балансировке аппарата.

Глава 2. ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭКРАНОПЛАНА

2.1 Место экранопланов в системе транспортных средств

Экранопланы способны занять собственную нишу в транспортной системе страны и всего мира. Они имеют значительное превосходство в скорости по отношению к водоизмещающим судам, обладают высоким аэродинамическим качеством (сравнимым с самолетными показателями). По сравнению с гидросамолетами экранопланы обладают большей мореходностью, могут иметь более высокое аэродинамическое качество, а, следовательно, и лучшие экономические показатели. Также важным моментом является возможность безаэродромного базирования экранопланов из-за их амфибийности. Кроме того, способность двигаться над любой относительно ровной поверхностью дает возможность круглогодичной эксплуатации экранопланов во всех климатических поясах планеты.

Обычно сравнение эффективности различных транспортных средств между собой проводят по диаграмме Кармана – Габриэлли, которая представляет собой зависимость ходового качества K_x (отношение веса транспортного средства к силе сопротивления при его движении) от скорости движения (рис.9).

Эффективность транспортного средства при таком подходе определяется произведением качества на скорость KV , которое у экранопланов в диапазоне скоростей от 200 до 500 км/ч значительно превышает показатели других транспортных средств.

Гипотеза Кармана основана на том, что широкий класс транспортных средств (например, водоизмещающие суда, подводные лод-

ки, самолеты, экранопланы) на данном техническом уровне характеризуется одной постоянной величиной $KV = \text{const}$. Из диаграммы видно, что на одном и том же техническом уровне развития показатели KV самолетов и экранопланов близки.

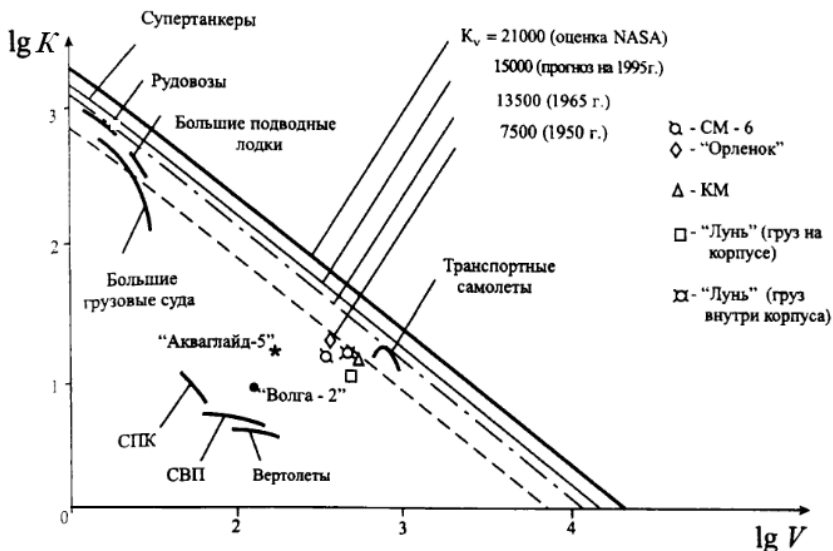


Рис. 9. Диаграмма эффективности транспортных средств Кармана–Габриэлли [4]

Авторы работы [6] провели глубокий анализ основных экономических показателей всех типов скоростных водных транспортных средств, который подтвердил перспективность использования экранопланов в качестве скоростного водного транспорта для скоростей движения 150-600 км/ч.

В работе [7] отмечаются такие преимущества экраноплана, как возможность базироваться на грунтовых береговых площадках и принимать пассажиров в условиях элементарной береговой инфраструктуры, сокращать трассу, пролетая над отмелями и порогами. Для военных экранопланов также следует отметить, что безаэродромное базирование на берегу является важным преимуществом,

которое позволяет добиться высокой скрытности подготовки операции, упрощает и удешевляет обслуживание на берегу, делает боевой экраноплан грозным противником.

2.2 Упрощенная классификация экранопланов

Согласно принятому Международной морской организацией (ИМО) «Временному руководству по безопасности экранопланов» все экранопланы были разделены на три типа [7]:

- тип А – экранопланы, сертифицированные для эксплуатации только внутри зоны действия «экранного эффекта»;
- тип В – экранопланы, сертифицированные для кратковременного ограниченного полета вне зоны действия «экранного эффекта» на высоте, не превышающей 150 м над морем;
- тип С – экранопланы, сертифицированные для эксплуатации вне зоны действия «экранного эффекта» на высоте, превышающей 150 м.

Упрощенно классификацию экранопланов можно рассматривать по трем основным признакам:

- по аэродинамической схеме;
- по типу взлетно-посадочного устройства (шасси);
- по составу силовой установки.

На рис. 10 приведена принципиальная схема такой классификации.

По аэродинамической схеме различают «нормальную» – аэродинамическую схему с высоко вынесенным горизонтальным оперением, схемы «утка», «тандем» и «летающее крыло» или «бесхвостка».

В настоящее время абсолютное большинство действующих проектов экранопланов выполнено по «нормальной» схеме.

По типу взлетно-посадочного устройства экранопланы разделяют на амфибийные и не амфибийные.

Силовая установка экраноплана может быть отдельной, единой и комбинированной (рис. 11).



Рис. 10. Упрощенная классификация экранопланов

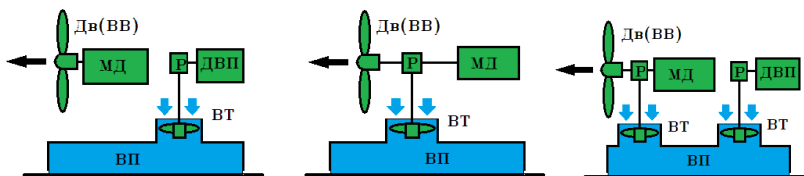


Рис. 11. Раздельная, единая и комбинированная схемы силовых установок экранопланов [7]

2.3 Алгоритм разработки концепции экраноплана

Предполагается, что техническое задание на разработку экраноплана должно содержать следующие основные параметры:

- полезная нагрузка;
- крейсерская или максимальная скорость;
- дальность;

- условия эксплуатации, включая условия базирования;
- мореходность;
- особые условия использования полезной нагрузки.

При формировании аэродинамической компоновки придерживаются следующего алгоритма [7]:

1. Выбирается аэродинамическая схема из перечисленных выше. Обычно применяют схему «низкоплан» как наиболее эффективную с точки зрения использования преимуществ экранного эффекта. Исходя из безопасности и надежности, в настоящее время чаще всего используется «нормальная» аэродинамическая схема с высоко установленным горизонтальным оперением. Использование других схем требует проведения дополнительных экспериментальных и теоретических исследований.

2. Зная требование по дальности полета и полезной нагрузке, которая может размещаться в фюзеляже, крыле или обеих частях планера одновременно, в первом приближении, исходя из статистики, определяются взлетная масса, энерговооруженность и масса топлива.

3. Выбираются размеры фюзеляжа под заданную полезную нагрузку. Фюзеляж экраноплана выполняет те же функции, что и для самолета.

4. Определяются геометрические параметры крыла: площадь, удлинение, профилировка, сужение, угол поперечного V, стреловидность. Установочный угол крыла экраноплана выбирают, как правило, больше, чем у самолетов. Это объясняется относительно узким диапазоном скоростей от взлетных до крейсерских.

5. По статистике в первом приближении выбирают размеры горизонтального и вертикального оперений.

6. Выбирается состав, тип и размещение силовой установки.

7. Формируется состав и форма гидродинамической компоновки экраноплана.

8. Определяется взлетная масса во втором приближении и рассчитывается центровка экраноплана.

9. Определяются схематично элементы взлетно-посадочного устройства (ВПУ), включая механизацию крыла и шасси, дается предварительный анализ взлетно-посадочных характеристик экраноплана.

10. Проводятся по приближенным формулам предварительные аэродинамические и гидродинамические расчеты, включающие вопросы устойчивости, остойчивости и непотопляемости.

11. По результатам предварительной оценки уточняется или меняется аэродинамическая схема и ее отдельные элементы.

12. Заново осуществляется цикл формирования аэродинамической схемы по уточненным параметрам и проводятся расчеты третьего приближения.

Выполнение пунктов 1-12 предполагает изучение статистических материалов по экранопланам того же типа, что и проектируемый, а при отсутствии необходимого объема статистики также анализируют информацию по самолетам и судам на воздушной подушке, имеющим сходственные задачи. Статистические материалы удобно представлять в виде таблиц, состав которых определяется целями и задачами, решаемыми на ранних этапах проектирования. В такие таблицы включают основные технические характеристики и параметры аппаратов-прототипов. Следует иметь в виду, что абсолютные размеры и масса прототипа не очень сильно влияют на летные характеристики и относительные параметры, с которыми приходится работать. Это позволяет включать в анализ аппараты, отличающиеся от проектируемого экраноплана по массе полезной нагрузки и дальности полета на 30-40% [8].

Экраноплан представляет собой сложную систему, которую можно разбить на подсистемы (агрегаты и системы оборудования). Их, в свою очередь, разбивают на более мелкие подсистемы и элементы (узлы и детали). Каждая составляющая характеризуется набором параметров, определяющих их свойства – массовые, геометрические, лётно-тактические, аэродинамические, эксплуатационные и др. В совокупности все эти параметры определяют облик экраноплана.

Все параметры аппарата условно можно разделить на два типа:

- постоянные, которые обычно заданы и в процессе проектирования не изменяются;
- переменные, которые выбираются и варьируются при проектировании и определяют основные характеристики объекта.

На базе собранной статистической информации по выпущенным ранее аппаратам-прототипам формируют статистические графики зависимости параметров и характеристик, интересующих проектанта, от тех или иных факторов. Если в качестве аргумента принять время выпуска аппарата, то из полученных графиков будет видна динамика изменения параметров по годам выпуска прототипов. Тогда для каждого исследуемого параметра можно получить динамический параметрический ряд за прошедший период времени и интерполировать его на перспективный период, определяемый временем проектирования экраноплана. Таким образом, на базе имеющейся статистики могут быть определены значения интересующих проектанта параметров с учетом перспективы развития техники на заданный период времени.

Глава 3. ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА ВБЛИЗИ ЭКРАНА, ПОНЯТИЕ О МЕТОДАХ ОТРАЖЕНИЯ В АЭРОДИНАМИКЕ

Под «экраном» в аэродинамике понимается относительно ровная поверхность земли или воды. Как экран следует также рассматривать палубу корабля или взлетно-посадочную полосу при посадке самолета.

Приближение летательного аппарата к поверхности экрана существенно сказывается на его аэродинамических характеристиках. Характер этого влияния неоднозначен и весьма сложен.

Между крылом и поверхностью экрана происходит торможение потока, в результате чего изменяется давление, в особенности на нижней части несущей поверхности. Повышение давления «под крылом» приводит к появлению дополнительного перетекания воздуха через переднюю и боковые кромки, что приводит к изменению величины подсосывающей силы и вихревой структуры крыла.

Близость поверхности экрана также уменьшает скос потока за крылом и соответственно изменяет величину эффективного угла атаки его сечений.

Все вышеперечисленные факторы в значительной мере сказываются на картине обтекания сечений крыла (рис. 12) и на распределении коэффициента давления по верхней и нижней поверхностям профиля (рис. 13).

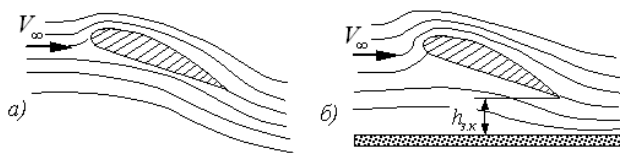


Рис. 12. Обтекание профиля: а – свободное; б – вблизи границы раздела сред

Здесь под коэффициентом давления c_p понимается отношение избыточного давления на поверхности профиля к скоростному напору набегающего потока:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho V_\infty^2}{2}},$$

где p и p_∞ – статическое давление соответственно на поверхности профиля и в невозмущенном потоке; ρ и V_∞ – плотность и скорость невозмущенного потока.

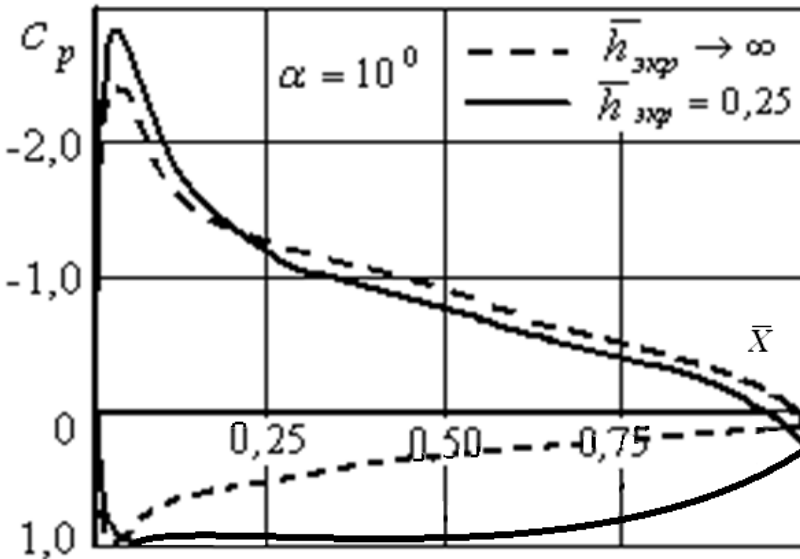


Рис. 13. Распределение коэффициента давления по верхней и нижней поверхности профиля

В большинстве случаев это приводит к увеличению коэффициента подъемной силы и снижению коэффициента индуктивного сопротивления самолета (рис. 14). При этом растут разрежение и положительный градиент давления в районе носовой части верхней поверхности

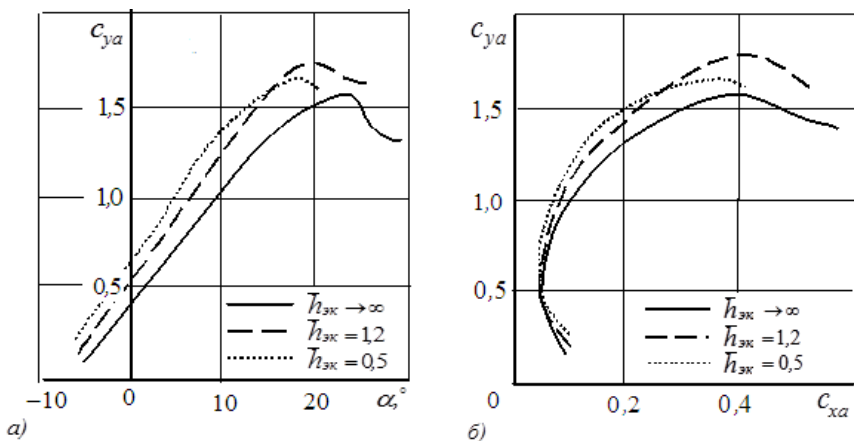


Рис. 14. Зависимость C_{ya} и поляры самолета при различных относительных расстояниях до поверхности земли

крыла, что приводит к более раннему развитию срыва потока и, как следствие, к уменьшению критического угла атаки.

Положение крыла или самолета относительно опорной поверхности характеризуют отношением высоты задней кромки крыла над экраном $h_{з,к}$ (см. рис. 12,б) к характерному линейному размеру. За характерный размер принимают либо хорду крыла $b_{ср}$, тогда $\bar{h}_{зк} = h_{зк}/b_{ср}$, либо его размах l , и в этом случае $\bar{h}_{зк}^* = h_{зк}/l$.

3.1 Картина обтекания профиля вблизи экрана

Рассмотрим обтекание профиля вблизи экрана (рис. 15,а) [9]. Примем для воздуха модель идеального газа, угол атаки будем считать небольшим, а обтекание – безотрывным. Простейшей вихревой моделью в случае отсутствия экрана будет бесконечный прямой присоединенный вихрь. Понятно, что этот вихрь должен проходить через аэродинамический фокус по углу атаки F_a (рис. 15,б).

Нужно учесть, что данная модель не обеспечивает условие непротекания экрана. Это связано с тем, что вихрь индуцирует на экране окружную скорость $U = \Gamma / (2\pi r)$, в результате через экран будет течь воздух со скоростью $U_y = U \cos \theta$.

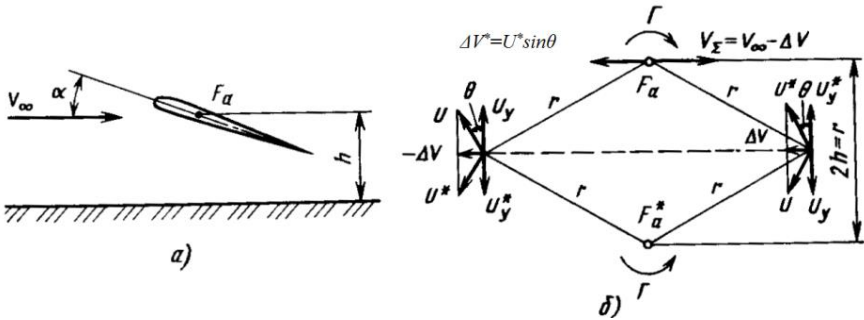


Рис. 15. Обтекание вблизи экрана:

a – профиль; *б* – простейшая вихревая модель для профиля

Чтобы обеспечить непротекание экрана, вводят фиктивный вихрь, который располагают с другой стороны по отношению к экрану и при этом симметрично основному вихрю. Циркуляцию Γ для этого вихря выбирают равную по величине циркуляции основного вихря, но направленную в противоположную сторону, т.е. $\Gamma^* = -\Gamma$ (на рис. 15,б звездочкой отмечены величины, относящиеся к фиктивному вихрю). Понятно, что нормальные к поверхности экрана скорости, индуцируемые основным и фиктивным вихрями, взаимно гасятся, в результате выполняется условие непротекания. Такой подход для моделирования профиля вблизи экрана с помощью двух вихрей: реального и фиктивного применяют как в простейших случаях, так и в более сложных вихревых моделях. При определении аэродинамических характеристик аппарата вблизи экрана экспериментальными способами в рабочей части аэродинамической трубы располагают две идентичные модели. В этом случае сам экран не устанавливают, а модели располагают симметрично относительно «плоскости» экрана.

Из анализа принятой модели следует, что в результате влияния экрана (воздействия фиктивного вихря) набегающий поток тормозится (за счет скорости $\Delta V^* = U^* \sin \theta$) и отклоняется (вследствие воздействия скорости U_y^*) перед фокусом – вниз, за ним (на большей части профиля) – вверх.

3.2 Вихревая модель обтекания крыла вблизи экрана

Рассмотрим обтекание крыла конечного размаха вблизи экрана (рис. 16).

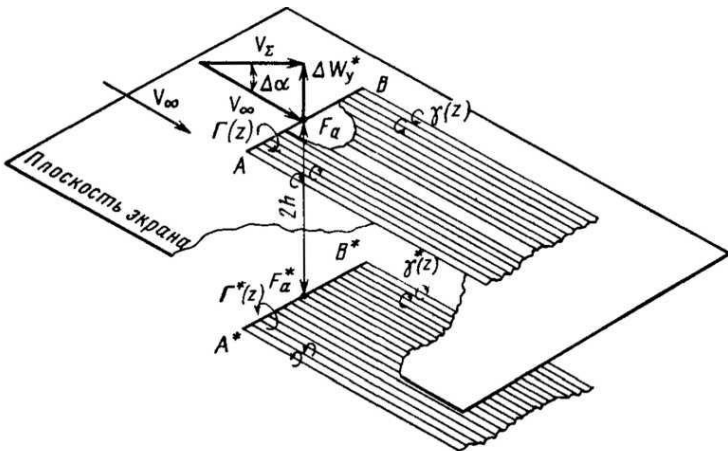


Рис.16. Влияние экрана на обтекание крыла конечного размаха [9]

Заменим крыло и вихревой след за ним присоединенным вихрем AB с циркуляцией $\Gamma(z)$, переменной по размаху, и отходящей пеленой с погонной интенсивностью $\gamma(z)$. По аналогии с профилем влияние экрана учтем, введя фиктивный присоединенный вихрь A^*B^* . Фиктивный вихрь выбираем с циркуляцией $\Gamma^*(z)$, равной по абсолютной величине $\Gamma(z)$, но направленной в противоположную сторону, и отходящей от него фиктивной вихревой пеленой.

По аналогии с профилем в результате торможения потока фиктивный присоединенный вихрь, с одной стороны – уменьшает подъемную силу, с другой стороны – увеличивает ее за счет отклонения вверх набегающего потока. Для случая крыла конечного размаха величины влияния этих эффектов меньше, чем для профиля, поскольку длина присоединенного вихря уменьшается. Также появляется вертикальная скорость ΔW_y^* , индуцируемая фиктивной вихревой пеленой, что приводит к увеличению угла атаки крыла на величину $\Delta\alpha$ и, соответственно, возрастанию подъемной силы.

Рост местных углов атаки вблизи экрана вызывает не только рост подъемной силы, но и увеличение перетекания потока через переднюю и боковые кромки. В результате с приближением к экрану растет разрежение на передней кромке, а также изменяется форма и положение вихревых пелен в районе кромок крыла.

Увеличение подъемной силы из-за уменьшения скоса потока наблюдается при малых углах атаки и отклонения закрылков, когда поток слабо тормозится.

При больших углах атаки, например при взлете и посадке, с учетом больших (до 5°) углов установки крыла на фюзеляже значительный рост подъемной силы (и циркуляции Γ) сопровождается существенным торможением потока вблизи земли ($\Delta V^* = U^* \sin\theta = = \Gamma^* \sin\theta / (2\pi r)$ применительно к профилю). Кроме того, уменьшается скос потока вверх, увеличивающий местные углы атаки, которые зависят от нормальной к крылу составляющей индуцированных экраном скоростей (в плоском случае $U_n^* = U_y^* \cos\alpha$). В результате в случае больших углов атаки в присутствии земли подъемная сила может уменьшаться.

Упрощенные инженерные формулы для аэродинамических характеристик крыла вблизи экрана получают, используя описанные выше простейшие вихревые модели.

3.3 Влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла

3.3.1 Коэффициент подъемной силы

Разберем подробнее условия преобладания одной из рассмотренных выше тенденций изменения подъемной силы в зависимости от высоты аппарата над экраном.

В работе [10] получена формула, которая позволяет приближенно оценить влияние экрана на коэффициент подъемной силы крыла при постоянном угле атаки α :

$$\frac{c_{ya}}{c_{ya\infty}} = 1 + \sigma - \frac{\sigma \lambda \cos \chi_{0,5}}{2 \cos \chi_{0,5} + \sqrt{\lambda^2 + (2 \cos \chi_{0,5})^2}} - \frac{\beta}{4\pi h / b_{cp}} \left(c_{ya\infty} - \frac{c_{ya}^\alpha}{16h / b_{cp}} \right), \quad (3.1)$$

где β и σ – коэффициенты, определяемые по графикам рис. 17 а; $b_{cp} = S/l$; h – высота аэродинамического фокуса над экраном; $\chi_{0,5}$ – стреловидность по линии 50 % хорд. При этом β и σ рассчитываются по формулам:

$$\beta = \sqrt{1 + (2h_{\text{эф}} / l)^2} - 2h_{\text{эф}} / l, \\ \sigma = \exp \left[-2,48 (2h_{\text{эф}} / l)^{0,768} \right],$$

где $2h_{\text{эф}} = h + h_{\text{зк}}$, h и $h_{\text{зк}}$ – высоты фокуса по углу атаки и задней кромки крыла над опорной поверхностью соответственно. На рис. 17,б, приведены кривые, построенные по формуле (3.1) для нестреловидного крыла с $\lambda = 7$. Как видно из графика, при постоянном угле атаки α влияние экрана на коэффициент подъемной силы зависит от нагруженности крыла, то есть от величины коэффициента $c_{ya\infty}$, опре-

деляемого при движении аппарата вне зоны действия экрана. Когда $c_{y\infty} \leq 1,5$, коэффициент подъемной силы с уменьшением высоты непрерывно растет. Когда $c_{y\infty} \geq 2$, после незначительного роста c_{ya} стремительно падает до величин, меньших, чем были получены вдали от экрана.

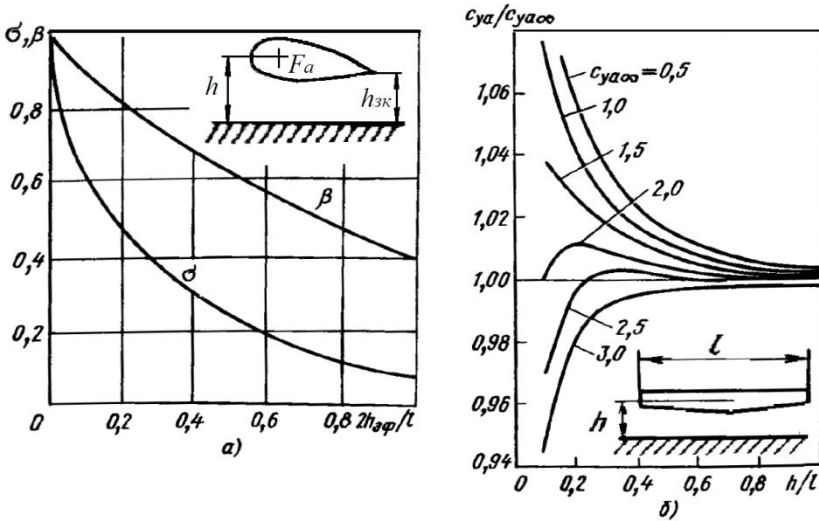


Рис. 17. Влияние близости земли на характеристики нестреловидного крыла: а – на параметры β и σ ; б – на изменение коэффициента подъемной силы при неизменном угле атаки крыла с $\lambda=7$

На рис. 18 представлены зависимости коэффициента подъемной силы для тонких прямоугольных крыльев вблизи экрана ($\bar{h}_{зк} = 0,1$) от их удлинения и угла атаки, полученные в результате расчетов в нелинейной постановке. Кривые подтверждают сделанные ранее выводы. Отрицательное влияние экрана наблюдается при $\lambda > 7,5$ и больших углах атаки ($\alpha > 16^\circ$). Как было показано ранее, падение несущих

свойств крыла вблизи экрана на больших углах атаки связано с интенсивным торможением потока. В этом случае тенденция торможения потока у обеих поверхностей крыла является преобладающей над изменением скоса потока.

При малых и умеренных углах атаки наблюдается положительное влияние близости земли на несущие свойства крыла. При углах атаки менее 8° максимальное значение $c_{ya}/c_{ya\infty}$ получено для крыльев с удлинениями $\lambda=1,5\dots2,5$ (см. рис. 18).

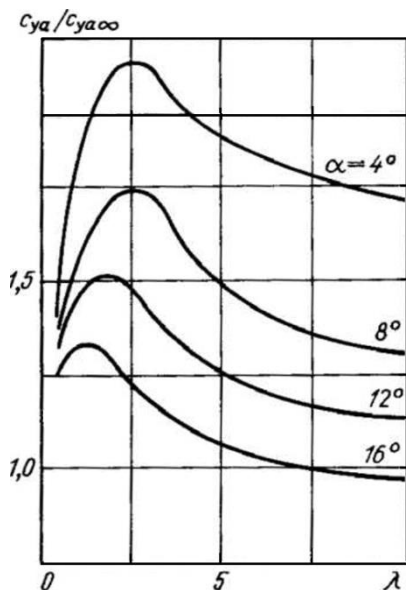


Рис. 18. Изменение несущих свойств тонких прямоугольных крыльев вблизи экрана

3.3.2 Особенности обтекания механизированного крыла вблизи экрана

Экспериментальные и теоретические исследования показывают, что при определенных расстояниях до экрана у самолетов с механизацией крыла имеет место уменьшение несущих свойств, начиная с некоторого критического значения коэффициента подъемной силы C_{ya}^* .

Для крыльев больших удлинений с закрылками по всему размаху (с относительной хордой $\bar{b}_3 = b_3 / b_{cp} \geq 0,2$ и, особенно, при малых значениях $\bar{h}_{зк}$) при отклонении закрылков на большие углы ($\delta_3 \geq 30^\circ$)

проявляется отрицательное влияние земли (см. рис. 17, б). Однако при больших экранных высотах $\bar{h}_{\text{эк}} > 0,2$ и малых значениях α и δ_3 влияние экрана на величину подъемной силы положительное.

Для крыльев малых удлинений на углах атаки $\alpha < 8^\circ$ (рис. 19) наблюдается положительное влияние близости земли на коэффициент подъемной силы.

Таким образом, приближение крыла к экрану при больших исходных значениях $c_{ya\infty}$ может вызывать уменьшение располагаемого значения коэффициента подъемной силы. Причем, чем меньше

расстояние до экрана, тем ниже значения c_{ya}^* (рис. 20). Как показывает опыт, величина c_{ya}^* практически не зависит от типа применяемой механизации, которая может быть и энергетической, но существенно зависит от формы крыла в плане. В частности, чем больше удлинение крыла и меньше его стреловидность, тем больше значения c_{ya}^* при фиксированной величине $\bar{h}_{\text{эк}}$ (рис. 21). Таким образом, неблагоприятное влияние экрана можно ожидать у самолетов с мощной механизацией крыла, особенно энергетической, при взаимодействии скошенного потока и выдуваемых струй с поверхностью земли.

Наиболее существенные потери коэффициента подъемной силы происходят при формировании так называемого приземного вихря под крылом в результате взаимодействия струй, отражающихся от земли, с набегающим потоком (рис. 22).

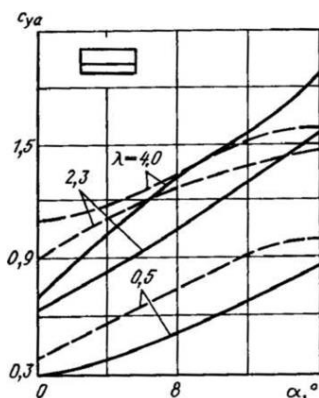


Рис. 19. К определению значения коэффициента подъемной силы c_{ya}^*

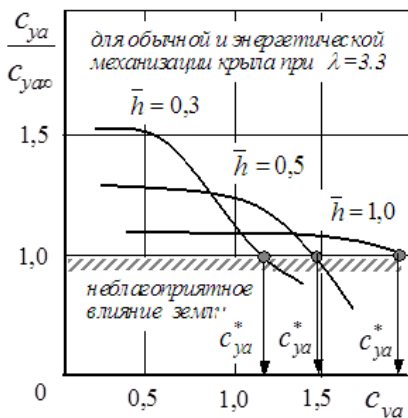


Рис. 20. К определению значения коэффициента подъемной силы C_{ya}^*

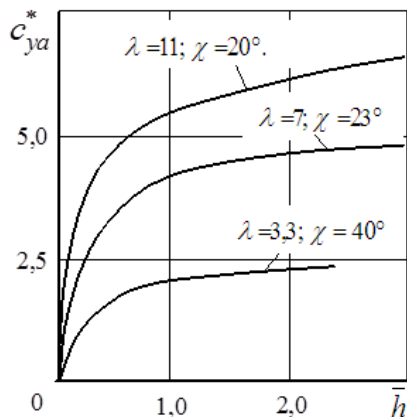


Рис. 21. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya}^* от относительного расстояния до экрана

3.3.3 Коэффициент лобового сопротивления

Торможение потока, вызванное присутствием экрана, несколько уменьшает профильное сопротивление. Существенное воздействие близость экрана оказывает на индуктивное сопротивление крыла, особенно при его закругленной передней кромке. Это объясняется, во-первых, уменьшением скосов потока за крылом и, во-вторых, ростом подсосывающей силы вследствие более интенсивного перетекания потока через переднюю кромку. В итоге при уменьшении расстояния до поверхности

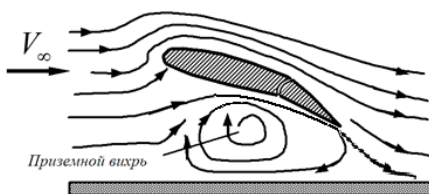


Рис. 22. Образование приземного вихря при взаимодействии струй, стекающих с закрылка, с набегающим потоком воздуха

экрана обычно происходит относительное уменьшение коэффициента лобового сопротивления и повышение не только коэффициента подъемной силы, но и аэродинамического качества летательного аппарата (рис. 23).

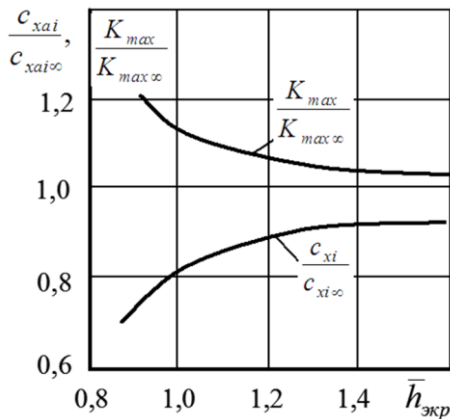


Рис.23. Относительное изменение коэффициента индуктивного сопротивления и максимального аэродинамического качества при приближении к экрану

Этот положительный эффект используется при создании экранопланов – летательных аппаратов, предназначенных для движения вблизи поверхности земли или воды.

Таким образом, при одних и тех же значениях коэффициента подъемной силы коэффициент вихревого сопротивления крыла у экрана будет меньше, чем вдали от него.

Аналогичный вывод можно сделать из анализа следующей формулы для расчета коэффициента вихревого сопротивления c_{xavx} [10]:

$$c_{xavx} = \frac{1 - \sigma}{1 - \beta c_{ya} / (4\pi h / b_{cp})} c_{xavx\infty}.$$

Профильное сопротивление вблизи экрана в результате торможения потока также уменьшается. Суммарное изменение коэффициента лобового сопротивления от близости экрана можно определить по формуле [10]:

$$\Delta c_{xa} = \frac{4\pi\sigma h / b_{cp} - \beta c_{ya}}{4\pi h / b_{cp} - \beta c_{ya}} c_{xa \text{ в } \infty} - \frac{\beta c_{ya}}{4\pi h / b_{cp}} c_{xa \text{ в } \infty},$$

где $c_{xa \text{ в } \infty}$ – коэффициент профильного сопротивления вне зоны действия экрана.

Определив коэффициенты подъемной силы и сопротивления, можно построить поляру и определить аэродинамическое качество аппарата на заданной высоте движения над экраном. Приведённые выше расчетные формулы относятся преимущественно к небольшим углам атаки, когда наблюдается плавное обтекание крыла.

3.4 Влияние формы крыла на его аэродинамические характеристики вблизи экрана

Как уже говорилось выше, приближение крыла к экрану на больших углах атаки приводит к отрыву потока с передних кромок и, как следствие, – к уменьшению степени реализации подсосывающей силы. В результате увеличивается лобовое сопротивление. Результаты экспериментов показывают, что этот эффект проявляется на стреловидных крыльях при $\alpha > 10^0$ (рис. 24, а).

В случае крыла переменной стреловидности с ростом угла атаки растут зоны срыва потока на консолях, имеющих малую стреловидность. В результате на консолях нарушается плавность обтекания передних кромок и уменьшается подсосывающая сила, что приводит к увеличению лобового сопротивления при возрастании α по мере приближения к экрану (рис. 24, б).

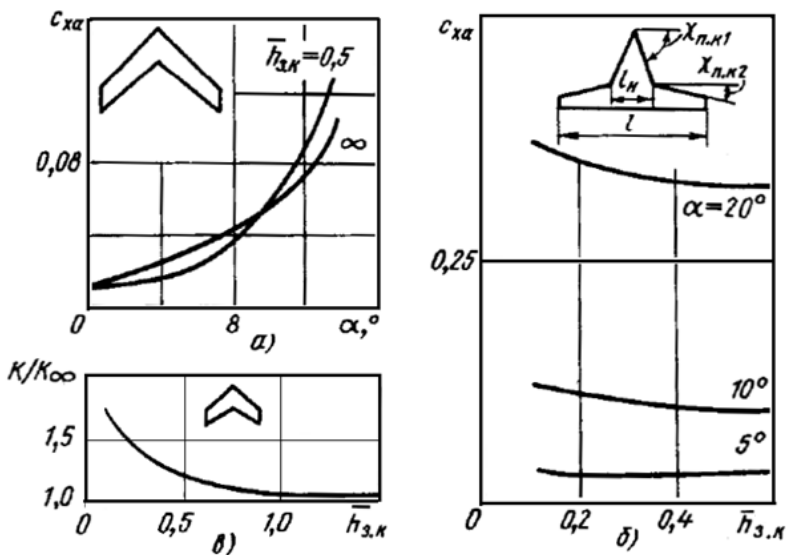


Рис. 24. Влияние близости земли:

а – на коэффициент сопротивления стреловидного крыла ($\lambda=5$, $\chi=45^\circ$);
 б – на коэффициент сопротивления крыла переменной стреловидности ($\lambda=5,5$, $\chi_{пк1}=70^\circ$, $\chi_{пк2}=15^\circ$, $l_n/l=0,26$); в – на аэродинамическое качество стреловидного крыла при $\alpha=3^\circ$ ($\lambda=3$, $\chi=45^\circ$, $\eta=2$) [3]

На больших углах атаки для такого крыла при уменьшении $\bar{h}_{з.к}$ кроме роста сопротивления наблюдается рост подъемной силы, который объясняется усилением вихревого движения в области наплыва, что приводит к повышению разрежения над крылом. Поскольку для крыла такой формы влияние экрана на коэффициенты c_{xa} и c_{ya} противоположно при малых и больших углах атаки, соответственно и аэродинамическое качество такого крыла на умеренных и больших углах атаки при уменьшении $\bar{h}_{з.к}$ изменяется незначительно, а на малых углах атаки растет. Аналогичные тенденции справедливы и для стреловидного крыла с сужением (рис. 24, в).

3.5 Коэффициент момента тангажа. Фокус

Приближение к поверхности земли большинства современных самолетов обычно сопровождается как увеличением подъемной силы, так и ростом момента тангажа на пикирование, вызванного смещением аэродинамического фокуса назад.

Это объясняется в основном следующими двумя обстоятельствами. Во-первых, вблизи земли происходит перераспределение аэродинамической нагрузки ($\Delta c_p = c_{pH} - c_{pB}$) назад по хорде крыла (см. рис. 13). Во-вторых, увеличивается эффективность хвостового горизонтального оперения из-за уменьшения угла скоса потока ε от крыла в районе его расположения (рис. 25).

В качестве примера на рис. 26 приведены зависимости $m_z(\alpha)$ для самолета Ан-72 на удалении и вблизи земли, в том числе с учетом работы двигателей (когда коэффициент тяги $c_p \neq 0$).

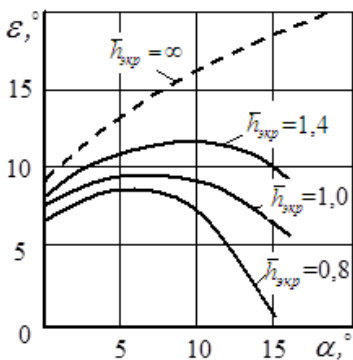


Рис.25. Влияние экрана на скос потока вблизи горизонтального оперения самолета

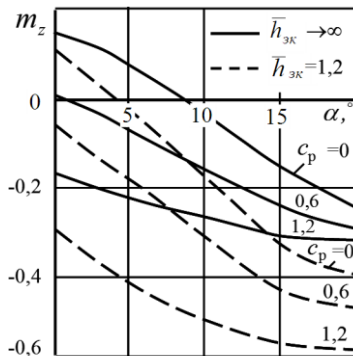


Рис. 26. Зависимость $m_z(\alpha)$ для самолета Ан-72 для разных высот и режимов работы двигателей

Следует отметить, что при приближении к земле наиболее существенный рост момента тангажа на пикирование наблюдается у самолетов с низким расположением горизонтального оперения. Наоборот,

на самолетах с низко расположенным крылом и высоко расположенным горизонтальным оперением приближение к экрану может вызывать кабрирующий момент (как, например, у самолета Ту-134). Приближение к экрану современных самолетов со стреловидным крылом и оперением, как правило, сопровождается увеличением их поперечной и уменьшением путевой статической устойчивости.

На рис. 27 представлена расчетная зависимость (по нелинейной теории при безотрывном обтекании) распределения $c_{рн} - c_{рв}$ вдоль центральной хорды (здесь $\bar{x} = x/b_0$) треугольного крыла при $\alpha = 3^\circ$ ($\lambda=2,3$) от близости земли. Как видно из графика, на небольших углах атаки близость экрана увеличивает перепад давлений у задней кромки крыла. В результате фокус смещается назад за счет увеличения по абсолютной величине коэффициента момента тангажа (если ось Z проходит через носок средней аэродинамической хорды (САХ) или крыла). Для крыла переменной стреловидности такое изменение характеристик может быть незначительным, что объясняется увеличением нагружения наплыва вблизи земли (рис. 28) (здесь $\lambda=5,5$, $\chi_{пк1}=70^\circ$, $\chi_{пк2}=15^\circ$ – стреловидности по передней кромке соответственно наплыва и консоли, x_T – координата центра масс равная 0,3 САХ).

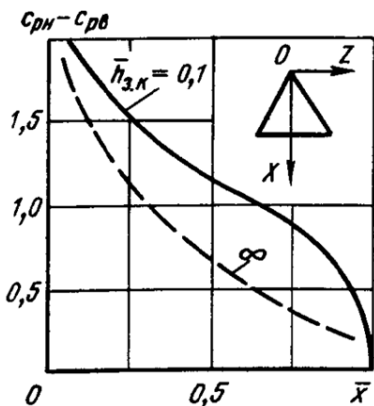


Рис. 27. Влияние близости земли на распределение давления вдоль центральной хорды треугольного крыла

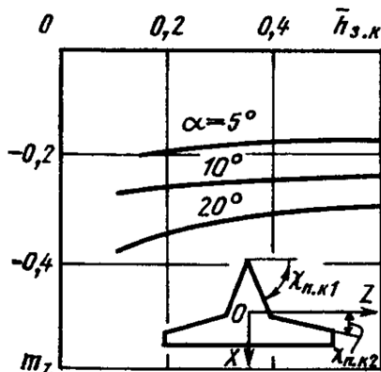


Рис. 28. Влияние близости земли на коэффициент m_z при различных углах атаки [9]

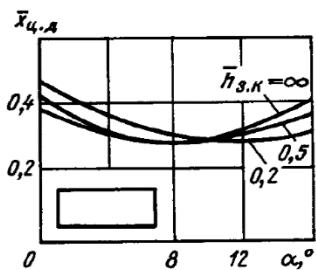


Рис. 29. Зависимость положения центра давления прямоугольного крыла ($\lambda=3$; $\bar{c} = 0,09$ без крутки) от угла атаки и близости земли

На положение центра давления (рис. 29) на больших углах атаки оказывает существенное влияние изменение перепада давлений у передней кромки крыла под влиянием экрана. Изменение перепада давления в районе передней кромки сказывается и на величине коэффициента момента тангажа.

Глава 4. ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ПРОФИЛЯ НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВБЛИЗИ ЭКРАНА

При проектировании экраноплана на этапе выбора профилей основных несущих поверхностей целесообразно проводить анализ особенностей аэродинамических характеристик этих профилей вблизи экрана. Это связано с тем, что экраноплан движется на минимальном расстоянии от поверхности, соизмеримым с толщиной или вогнутостью крыла. В данном случае даже небольшие изменения геометрии профиля приводят к значительным изменениям аэродинамических характеристик крыла.

Как показывают экспериментальные данные и результаты расчетов [9, 10], аэродинамические характеристики профиля вблизи экрана и в неограниченном потоке значительно различаются.

4.1 Влияние толщины и кривизны профиля на изменение подъемной силы крыла вблизи экрана

В первую очередь следует отметить нелинейность зависимости коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки вблизи экрана. Как уже отмечалось, приближение крыла к экрану вызывает повышение давления как на его нижней, так и на верхней поверхностях. При малых и умеренных углах атаки преобладает повышение давления на нижней поверхности и, следовательно, подъемная сила возрастает. На больших углах атаки наблюдается обратная картина, то есть давление на нижней поверхности увеличивается в меньшей степени, чем на верхней, что приводит к уменьшению коэффициента c_{ya} . Нелиней-

ность зависимости $c_{ya}=f(\alpha)$ объясняется также наличием так называемого эффекта трубки Вентури (падение давления при разгоне потока в плавно сужающемся канале), который возникает при обтекании профиля с выпуклой нижней поверхностью вблизи экрана на малых углах атаки. Таким образом, форма профиля в значительной мере изменяет характер и степень влияния экрана на аэродинамические характеристики крыла.

Рассмотрим влияние толщины профиля на характер зависимости $c_{ya}=f(\alpha)$. Как известно, в неограниченном потоке увеличение толщины профиля приводит к росту производной c_{ya}^{α} . Угол нулевой подъемной силы α_0 при этом практически не изменяется. Вблизи экрана увеличение толщины профиля влечет за собой увеличение α_0 и, как следствие, падение коэффициента подъемной силы на малых углах атаки. Однако уже на небольших положительных углах α профиль конечной толщины имеет больший коэффициент подъемной силы, чем тонкая дужка.

Вогнутость профиля вносит дополнительные изменения в характер и степень влияния экрана на аэродинамические характеристики крыла. Вне зоны действия экрана увеличение вогнутости уменьшает α_0 , практически не изменяя производную c_{ya}^{α} . Таким образом, приращение подъемной силы в этом случае практически не зависит от угла атаки. Вблизи экрана влияние вогнутости на приращение подъемной силы зависит от величины угла атаки. Это связано с особенностями обтекания нижней кромки профиля в зоне действия экрана. На малых углах атаки при выпуклой нижней поверхности приближение к экрану сопровождается падением давления на этой поверхности профиля (проявляется эффект трубки Вентури). Увеличение угла атаки либо уменьшение выпуклости снижает эффект подсосывания. Эффективность применения вогнутости с увеличением угла атаки вблизи экрана ослабевает.

Влияние толщины и вогнутости на подъемную силу, создаваемую крылом вблизи экрана, связано с изменением условий обтекания нижней поверхности профиля. Таким образом, влияния относитель-

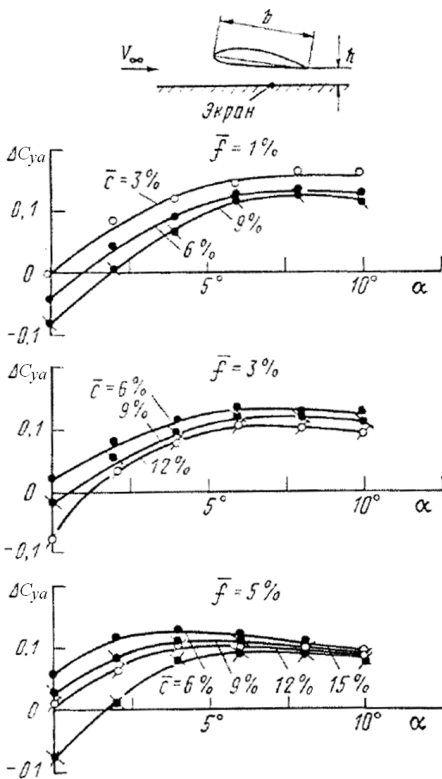


Рис. 30. Зависимость приращения коэффициента подъемной силы от угла атаки при приближении к экрану [11]

уменьшению положительного влияния экрана на подъемную силу.

4.2 Влияние формы профиля на аэродинамическое качество крыла вблизи экрана

Зависимости максимального аэродинамического качества от вогнутости профиля для разных значений относительной толщины крыла приведены на рис. 31. Видно, что влияние вогнутости на аэродинамическое качество усиливается с приближением крыла к экрану.

ной толщины и вогнутости оказываются одного уровня. Вблизи экрана целесообразно сочетать большие толщины с большой вогнутостью и, наоборот, малые — с малой.

На рис.30 приведены результаты экспериментального исследования влияния толщины и кривизны профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана. Приращение коэффициента подъемной силы, представленной на графиках, получено при изменении расстояния до экрана $\bar{h}_{эк}$ от 0,3 до 0,1. Анализ рисунка показывает, что увеличение толщины крыла особенно при малых углах атаки приводит к

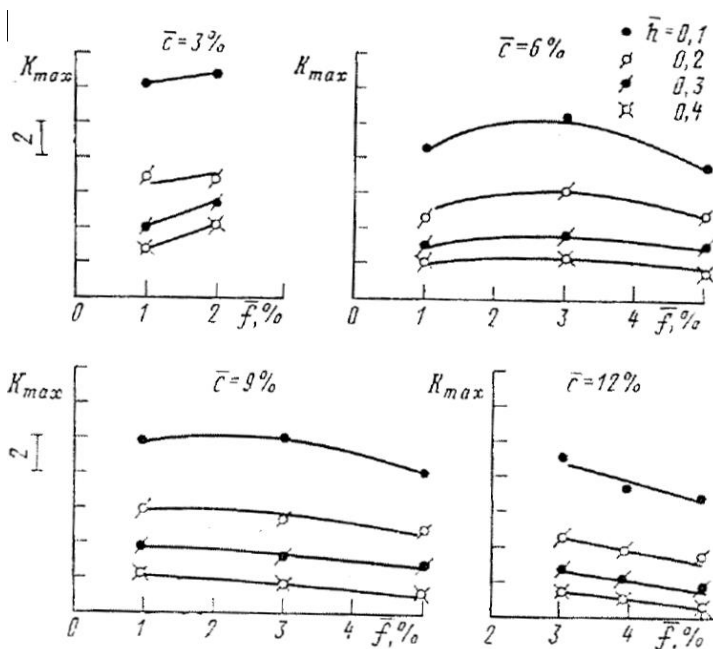


Рис. 31. Зависимость максимального аэродинамического качества крыла ($\lambda=2$) от вогнутости профиля [11]

На малых расстояниях от экрана при относительной толщине профиля $\bar{c} > 3\%$ наблюдается максимум зависимости $K_{max} = K_{max}(\bar{f})$ в районе значений вогнутости $\bar{f} = 2 \dots 3\%$. В исследованном диапазоне экспериментальных данных у профилей с малой вогнутостью (слева от максимума) заметно снижение приращения подъемной силы от близости экрана в результате подсосывающего эффекта. Еще более заметно выражена данная тенденция для тонких крыльев $\bar{c} = 3\%$.

На рис. 32 представлена зависимость аэродинамического качества от относительной толщины крыла для разных значений вогнутости. Видно, что с увеличением толщины крыла только при малой вогнутости $\bar{f} = 1\%$ максимальное аэродинамическое качество падает,

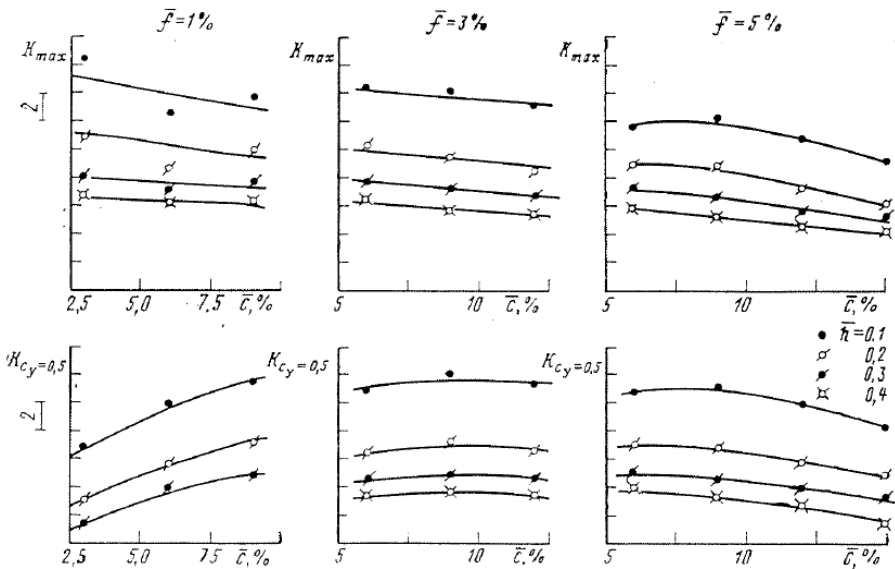


Рис. 32. Зависимость аэродинамического качества от толщины профиля [11]

а $K_{c_{ya}=0,5}$ (для $c_{ya} > c_{ya \text{ Kmax}}$), наоборот, растет с увеличением толщины профиля.

Анализ представленных результатов показывает перспективность использования вблизи экрана профилей крыла с относительной вогнутостью 2-3%. В работе [11] также указана оптимальная с точки зрения дальности экраноплана относительная толщина профиля, равная $\bar{c} = 10 \dots 12\%$, для крыла с вогнутостью $\bar{f} = 5\%$.

4.3 Влияние толщины и кривизны профиля на расположение его фокусов в зоне влияния экрана

При решении вопросов, связанных с обеспечением продольной статической устойчивости экраноплана, наряду с фокусом по углу

атаки F_α рассматривают фокус по высоте F_h . В отличие от самолета, продольную устойчивость экраноплана нельзя обеспечить только выбором центровки. Согласно критерию Иродова [13] кроме соответствующей центровки необходимо обеспечить расположение фокуса по высоте впереди фокуса по углу атаки. В связи с этим важным вопросом становится определение основных закономерностей влияния относительной толщины и кривизны профиля крыла экраноплана на расположение его фокусов.

На рис. 33 приведены экспериментальные зависимости координат фокусов \bar{x}_{F_α} и \bar{x}_{F_h} от высоты \bar{h} для разных значений относительной толщины \bar{c} и кривизны \bar{f} профиля, полученные в работе [11]. Видно, что при малой кривизне уменьшение высоты над экраном приводит к смещению фокуса по углу атаки к задней кромке. С увеличением кривизны влияние экрана на \bar{x}_{F_α} ослабевает и при $\bar{f} = 5\%$ близость экрана практически не влияет на положение фокуса по углу атаки. Это свойство профилей с большой вогнутостью удобно использовать при решении проблем устойчивости экраноплана. Необходимо, однако, заметить, что для крыла с большей вогнутостью фокус по углу атаки имеет более переднее расположение. При этом для профилей с малой вогнутостью \bar{f} относительная толщина профиля практически не оказывает влияния на изменение координаты \bar{x}_{F_α} , вызванное близостью экрана. На крыльях с вогнутостью 5% и более увеличение толщины \bar{c} приводит к смещению \bar{x}_{F_α} вперед.

Рассматривая положение фокуса по высоте \bar{x}_{F_h} , следует отметить, что для крыльев с малой вогнутостью приближение экрана смещает фокус по высоте к передней кромке. Величина смещения зависит от относительной толщины профиля \bar{c} . Для профилей с вогнутостью $\bar{f} \geq 5\%$, независимо от их толщины \bar{c} , близость земли практически не влияет на положение фокуса по высоте.

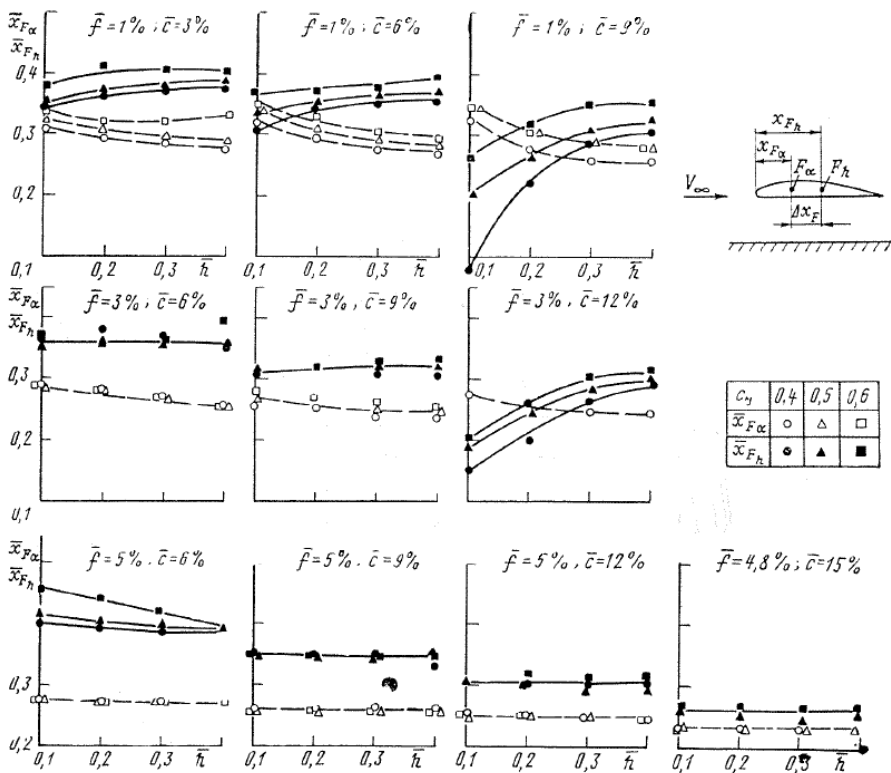


Рис. 33. Влияние близости экрана на положение фокусов при разных значениях кривизны и толщины профиля

Таким образом, положения обоих фокусов для крыльев с большой вогнутостью профиля практически не зависят от расстояния до экрана.

На рис. 34 приведена зависимость положения фокусов по углу атаки $\bar{x}_{F\alpha}$ и по высоте \bar{x}_{Fh} для относительной высоты над экраном $\bar{h} = 0,1$ и коэффициента подъемной силы $c_{ya} = 0,5$. Видно, что фокус по углу атаки смещается к передней кромке при увеличении кривизны профиля, причем это смещение слабо зависит от его относитель-

ной толщины. Фокус по высоте, наоборот, вблизи экрана смещается к задней кромке при увеличении кривизны, кроме того, его положение зависит и от толщины профиля. Таким образом, выбирая толщину и кривизну профиля, можно влиять на положение его фокусов вблизи экрана.

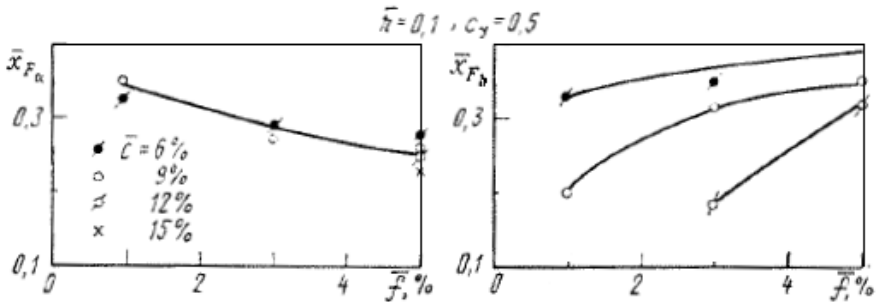


Рис. 34. Зависимость положения фокусов от вогнутости и толщины профиля

На рис. 35 представлена зависимость расстояния между фокусами $\Delta \bar{x}_F = \bar{x}_{Fb} - \bar{x}_{Fa}$ от геометрических характеристик профиля при разных значениях относительной высоты над экраном \bar{h} и постоянном коэффициенте $c_{ya} = 0,5$. Знак $\Delta \bar{x}_F$ определяет характер возмущенного движения экраноплана вблизи земли [7]. Аппарат обладает статической устойчивостью у экрана, когда фокус по высоте находится впереди фокуса по углу атаки, то есть когда $\Delta \bar{x}_F < 0$. Как видно из рисунка, при малой толщине профиля крыло изначально неустойчиво у экрана. С увеличением толщины профиля, в основном за счет смещения фокуса по высоте вперед, $\Delta \bar{x}_F$ становится отрицательным. С увеличением вогнутости влияние высоты на $\Delta \bar{x}_F$ ослабевает, а при $\bar{f} \geq 5\%$ расстояние между фокусами практически не зависит от высоты над экраном.

4.4 Особенности применения S-образных профилей с точки зрения продольной устойчивости у экрана

На рис. 36 представлены экспериментальные результаты, полученные в работе [11] для S-образных профилей. В указанной работе S-образность имитировалась отклонением хвостовой части профиля на разные углы. В качестве исходного взят профиль с геометрическими параметрами $\bar{c} = 9\%$; $\bar{f} = 3\%$. Как видно из графиков, увеличение S-образности приводит к повышению чувствительности положения фокусов от высоты крыла над экраном. Для крыла с отклоненной вверх задней частью профиля на 10° при изменении высоты \bar{h} от 0,4 до 0,1 наблюдается смещение фокуса по углу атаки назад на 10%, а фокус по высоте смещается вперед на 20-25%. Для исходного крыла такое же изменение высоты незначительно влияет на смещение фокусов.

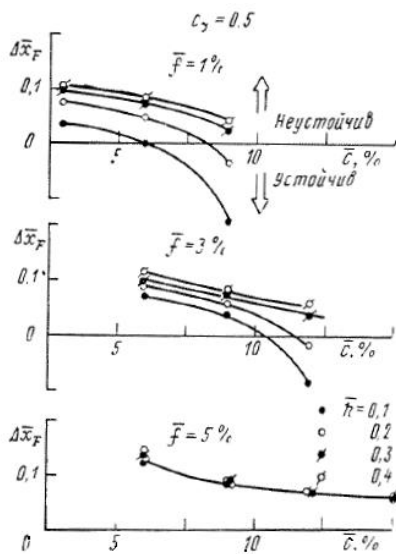


Рис. 35. Зависимость расстояния между фокусами $\Delta \bar{x}_F$ от геометрических характеристик профиля

Нижняя часть рис. 36 представляет экспериментальные результаты влияния S-образности профиля на положение фокусов для крыльев с концевыми шайбами. В экспериментах использовались шайбы с расстоянием от задней кромки крыла до нижней кромки шайбы $\bar{h}_{ш} = 0,1$. Как видно из рисунка, добавление шайб практически не влияет на положение фокуса по углу атаки и несколько смещает фокус по высоте назад.

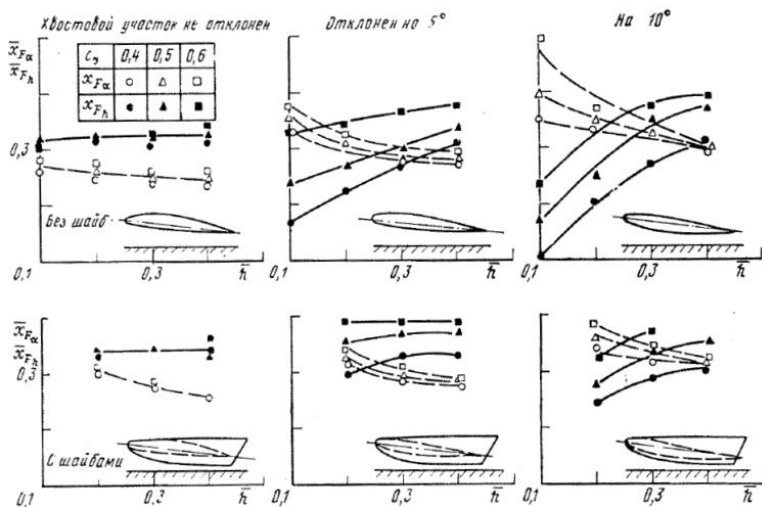


Рис. 36. Влияние S-образности средней линии профиля на положение фокусов [11]

4.5 Основные выводы по влиянию геометрических параметров профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана

Подводя итоги влияния геометрических параметров профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана, следует отметить следующие моменты [12]:

1. Увеличение относительной толщины профиля \bar{c} при постоянных c_{ya} и \bar{h} приводит к уменьшению положительного влияния экрана на коэффициент подъемной силы крыла.

2. Положение максимальной толщины профиля не оказывает существенного влияния на подъемную силу профиля вблизи экрана.

3. Увеличение относительной вогнутости профиля ведет к возрастанию c_{ya} и к более раннему по углу атаки положительному влиянию экрана на величину подъемной силы. При кривизне профиля

$\bar{f} \geq 5\%$ расстояние до экрана слабо влияет на его коэффициент подъемной силы.

4. Смещение положения максимальной вогнутости \bar{x}_f в сторону хвостовой части профиля приводит к увеличению c_{ya} , однако чем больше \bar{x}_f , тем меньше влияния близости экрана на c_{ya} .

5. Угол острой задней кромки мало влияет на суммарные аэродинамические характеристики профиля.

6. Увеличение S-образности профиля приводит к смещению фокуса по углу атаки назад и к значительному смещению фокуса по высоте вперед, что положительно влияет на устойчивость крыла вблизи экрана.

7. Таким образом, при проектировании экраноплана может быть использован профиль с небольшой S-образностью его средней линии вблизи хвостовой части, который обеспечит в диапазоне $c_{ya} = 0,5 \dots 0,8$ благоприятное, с точки зрения устойчивости аппарата, взаимное расположение фокусов.

Глава 5. АЭРОДИНАМИКА ЭКРАНОПЛАНА

5.1 Особенности полета экраноплана

Отличительной особенностью аэродинамики экраноплана является то, что все основные действующие на аппарат силы и моменты, в отличие от самолета, зависят не только от угла атаки, но и от высоты его полета над опорной поверхностью [14]. Влияние высоты на обтекание крыла вблизи экрана уже рассматривалось в Главе 3.

Интересно также то обстоятельство, что влияние угла атаки на АДХ экраноплана является неоднозначным. Дело в том, что одно и то же изменение угла атаки может по-разному влиять на характеристики в зависимости от того, что послужило причиной этого изменения. Может быть три причины изменения α : изменение угла тангажа $\Delta \vartheta$, вертикальный порыв ветра или наличие вертикальной скорости \dot{H} . В случае увеличения или уменьшения угла тангажа (рис.37 а) одновременно с изменением угла атаки изменяется ориентация крыла относительно опорной поверхности. При этом изменяется расстояние от всех точек поверхности крыла до экрана, кроме точки вращения (если она находится на крыле). Поэтому при изменении угла тангажа приращение подъемной силы $\Delta Y_{a\vartheta}$ зависит одновременно от приращения угла атаки $\Delta \alpha_{\vartheta}$ и от положения оси вращения крыла $x_{вр}$ при изменении тангажа

$$\Delta Y_{a\vartheta} = \Delta c_{y_{a\vartheta}}(\Delta \alpha_{\vartheta}, x_{вр}) S q,$$

где $\Delta \alpha_{\vartheta}$ – приращение угла атаки, вызванное только изменением угла тангажа; S – характерная площадь крыла; q – скоростной напор.

$$\Delta c_{ya\theta} = \Delta c_{ya\theta}^{\alpha} (x_{\theta\rho}) \Delta \alpha_{\theta},$$

где $\Delta c_{ya\theta}^{\alpha}$ – частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, обусловленная изменением угла тангажа (при малом приращении угла атаки).

На рис. 37,а представлен график, иллюстрирующий разницу в изменении коэффициента подъемной силы при одном и том же изменении угла атаки, возникшем при изменении угла тангажа, но при разном положении оси вращения крыла.

В случае, когда изменение угла атаки связано с наличием вертикальной скорости (рис. 37, б), приращение подъемной силы определится выражением:

$$\Delta Y_{aH} = \Delta c_{yaH} (\Delta \alpha_H) S q,$$

где (при малом приращении угла атаки) $\Delta c_{yaH} = \Delta c_{yaH}^{\alpha} \Delta \alpha_H$; $\Delta \alpha_H$ – приращение угла атаки, вызванное наличием вертикальной скорости; Δc_{yaH}^{α} – частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, обусловленная наличием вертикальной скорости.

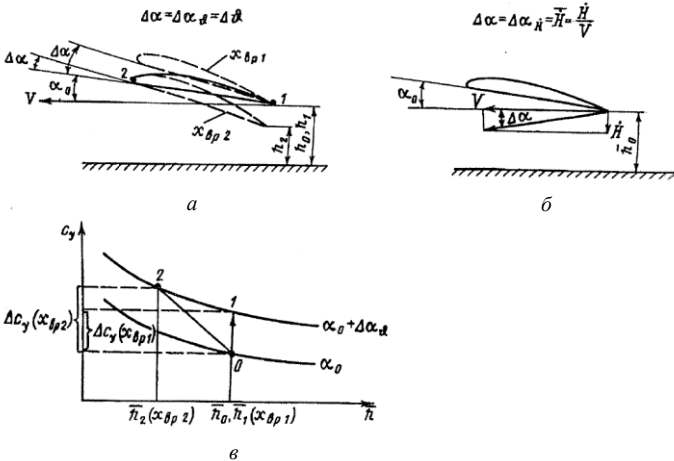


Рис. 37. К определению приращения подъемной силы [14]

Понятно, что приращение коэффициента подъемной силы при изменении угла атаки на одну и ту же величину будет различным при изменении угла тангажа или появлении вертикальной скорости, поскольку в общем случае $\Delta c_{yaS}^{\alpha}(x_{сп}) \neq \Delta c_{yaH}^{\alpha}$. Аналогичные рассуждения можно провести для коэффициентов момента тангажа и лобового сопротивления.

5.2 Наиболее важные результаты, полученные к настоящему времени в области экранной аэродинамики

Выводы, представленные в данном разделе, сформулированы на базе материалов работы [5].

1. Вблизи экрана наблюдается значительный рост подъемной силы и аэродинамического качества крыла при практически неизменном сопротивлении.

2. Из геометрических параметров удлинение оказывает наибольшее влияние на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана. Чем меньше удлинение, тем меньше подъемная сила и аэродинамическое качество и тем больше сопротивление. Такая зависимость основных аэродинамических характеристик крыла от удлинения вблизи экрана еще более выражена, чем для крыла в безграничном потоке.

3. Установка на крыло нижних односторонних шайб значительно повышает его эффективное удлинение из-за снижения интенсивности концевых перетеканий.

4. Увеличение толщины профиля крыла \bar{c} вблизи экрана приводит к увеличению сопротивления. Вместе с тем при малых углах атаки с увеличением \bar{c} уменьшаются коэффициент подъемной силы c_{ya} и его производная по высоте c_{ya}^h , а производная по углу атаки c_{ya}^{α} растет. Наибольшее значение K_{\max} отмечается у профиля с небольшой выпуклостью нижней части.

5. Положение фокуса крыла по углу атаки $\bar{x}_{F\alpha}$ вблизи экрана слабо зависит от толщины профиля. Фокус по высоте \bar{x}_{Fh} с увеличением толщины профиля смещается вперед (для применяемых в настоящее время крыльев экранопланов $\bar{x}_{Fh} = 0,3b_a$).

6. Вблизи экрана приращение c_{ya0} из-за увеличения вогнутости профиля более заметно, чем в неограниченном потоке, а производная c_{ya}^α уменьшается. Таким образом, с ростом угла атаки приращение подъемной силы с увеличением вогнутости уменьшается.

7. При сильной вогнутости ($f > 9\%$) экран благоприятно влияет на обтекание крыла, снижая его сопротивление. Наибольшее значение максимального аэродинамического качества крыла вблизи экрана при относительной толщине $\bar{c} = 0,09$ соответствует слабой вогнутости ($f = 0,03$). При меньших толщинах наибольшим качеством обладают симметричные профили.

8. Положение фокусов по углу атаки $\bar{x}_{F\alpha}$ и по высоте \bar{x}_{Fh} у профилей крыла с сильной вогнутостью мало зависит от расстояния до экрана. При фиксированной высоте от экрана увеличение вогнутости профиля приводит к смещению фокуса $\bar{x}_{F\alpha}$ к носовой кромке крыла, а \bar{x}_{Fh} – к задней кромке.

9. Вблизи экрана изменение координаты наибольшей толщины профиля влияет на несущие свойства крыла. Наибольшие значения производных c_{ya}^α и c_{ya}^h имеют профили с положением максимальной толщины, смещенным к носку крыла ($\approx 20\%$ хорды). Этому же положению наибольшей толщины соответствует и наибольшее аэродинамическое качество.

10. В формировании несущих свойств крыла вблизи экрана решающую роль играет форма нижней поверхности профиля, верхняя играет незначительную роль.

11. На зависимость производной c_{ya}^α от формы нижней поверхности оказывает влияние удлинение крыла. При $\lambda = 1$ вогнутость профиля практически не влияет на c_{ya}^α . Величина c_{ya}^h при увеличении вогнутости нижней поверхности крыла возрастает, а при увеличении выпуклости – падает.

12. Моментные характеристики крыла при искривлении нижней поверхности профиля изменяются следующим образом: при увеличении вогнутости коэффициент продольного момента m_z относительно задней кромки возрастает; при увеличении выпуклости он уменьшается с перемещением центра давления (ЦД) в нос. Положение фокуса по углу атаки $\bar{x}_{F\alpha}$ при переходе от плоской нижней поверхности к вогнутой практически не изменяется, а с увеличением выпуклости $\bar{x}_{F\alpha}$ смещается в корму и тем больше, чем больше удлинение крыла.

13. Фокус по высоте \bar{x}_{Fh} у крыльев с $\lambda = 1 \dots 2$ для плоской и вогнутой нижней поверхности практически совпадает. При выпуклой нижней поверхности положение фокуса \bar{x}_{Fh} зависит от удлинения крыла и угла установки шайб. При $\lambda = 1$ и угле установки концевых шайб $\varphi = 0$ фокус \bar{x}_{Fh} профиля с выпуклой нижней поверхностью смещен в корму по сравнению с плоской поверхностью; при увеличении φ фокус смещается в нос. При $\lambda = 2$ положение \bar{x}_{Fh} крыла с выпуклой нижней поверхностью находится впереди этого же фокуса для крыла с плоской нижней поверхностью.

14. При деформации носовой части нижней поверхности профиля вблизи экрана возникает значительный пикирующий момент, увеличивается m_z^α и уменьшается m_z^h (рис. 38). Утолщение кормовой части профиля вблизи экрана приводит к появлению кабрирующего момента, уменьшению m_z^α и увеличению m_z^h . Одновременно деформация носовой и кормовой частей нижней поверхности профиля приводит к увеличению m_z^α и m_z^h . Такая деформация сопровождается

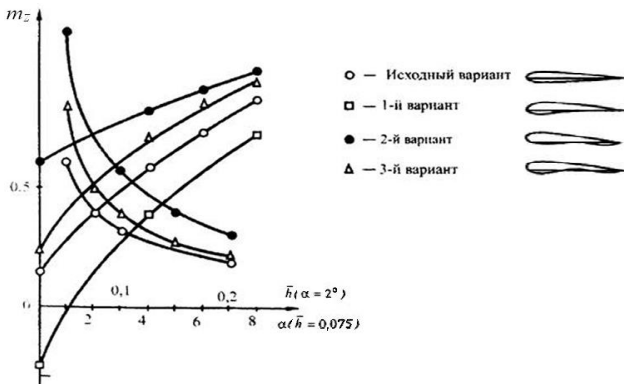


Рис. 38. Влияние локальной деформации нижней поверхности профиля крыла на коэффициент продольного момента крыла вблизи экрана [5]

перемещением ЦД. При утолщении носка ЦД смещается в сторону кормы, при утолщении кормовой части – в нос (рис. 39, а).

15. Зависимости положения $\bar{x}_{F\alpha}$ и \bar{x}_{Fh} профиля крыла над экраном приведены на рис. 39, б, в. Видно, что $\bar{x}_{F\alpha}$ мало зависит от деформации профиля, а положение \bar{x}_{Fh} зависит от локальной деформации профиля.

16. При движении крыла над водой при наличии волнения величины его аэродинамических характеристик колеблются около балансировочных значений, соответствующих движению над плоским экраном. При постоянной относительной высоте $\bar{h} = h/b$ амплитуда этих колебаний возрастает с увеличением амплитуды волны, а при постоянной амплитуде с уменьшением \bar{h} растут также приращения c_{y0} и m_{z0} .

17. Благоприятное влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла сохраняется до чисел Маха $M=0,7-0,8$, после чего прирост аэродинамического качества имеет тенденцию к уменьшению.

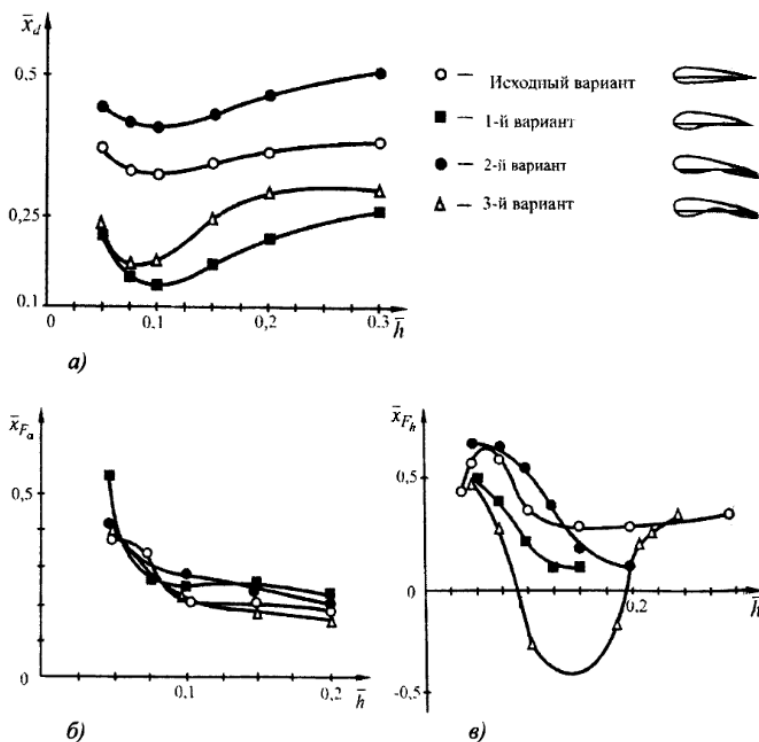


Рис. 39. Кривые влияния деформации профиля крыла на положение: *a* – центра давления крыла вблизи экрана; *б* – его фокуса по углу атаки вблизи экрана; *в* – его фокуса по высоте вблизи экрана [5]

5.3 Аэродинамические силы и моменты, действующие на экраноплан в продольном движении

Установившимся режимом движения для экраноплана является исключительно полет в горизонтальной плоскости. При прямолинейном установившемся движении коэффициенты сил и моментов, действующих на аппарат, определяются его ориентацией относительно экрана. Кроме того, эти характеристики зависят от чисел Маха, Рейнольдса и степени турбулентности.

Положение аппарата относительно опорной поверхности определяют два параметра: угол тангажа и относительная высота над экраном заданной точки аппарата. Обычно в качестве характерной выбирают точку, соответствующую проекции задней кромки САХ на продольную плоскость симметрии экраноплана. Часто при модельных испытаниях вращение модели производят относительно этой точки. Результаты исследований представляют в виде зависимостей коэффициентов сил и моментов от угла тангажа и относительной высоты $\bar{h} = h_{ск} / b_A$:

$$c_{xa1} = c_{xa1}(\vartheta, \bar{h}), \quad c_{ya1} = c_{ya1}(\vartheta, \bar{h}), \quad m_{z1} = m_{z1}(\vartheta, \bar{h}). \quad (5.1)$$

Однако при изучении движения экраноплана обычно начало координат помещают в центр масс, а при изменении оси вращения изменяется приращение аэродинамических сил и продольного момента за счет разницы в приращении $\Delta \bar{h}$. Таким образом, возникает необходимость пересчета аэродинамических характеристик, полученных в результате эксперимента.

Для пересчета характеристик относительные высоты центра масс \bar{H} и задней кромки крыла \bar{h} связывают соотношением (рис. 40):

$$\bar{h} = \bar{H} - \bar{y}_T \cos \vartheta - (1 - \bar{x}_T) \sin \vartheta. \quad (5.2)$$

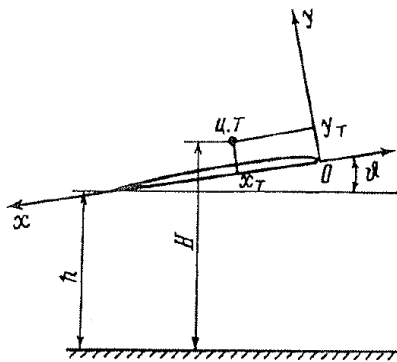


Рис. 40. К определению связи между высотами центра масс и оси вращения модели, проходящей через заднюю кромку САХ

Из выражения (5.2) следует, что увеличение угла тангажа всегда приводит к уменьшению расстояния от задней кромки до экрана (рис. 40). В результате приращение подъемной силы будет **большим**, чем значение, полученное в эксперименте, когда вращение модели осуществлялось относительно задней кромки САХ.

В полных дифференциалах приращения коэффициентов сил и моментов записывают в виде:

$$\begin{aligned} dc_{xa} &= c_{xa1}^{\vartheta} d\vartheta + c_{xa}^{\bar{h}} d\bar{h}, \\ dc_{ya} &= c_{ya1}^{\vartheta} d\vartheta + c_{ya}^{\bar{h}} d\bar{h}, \\ dm_z &= m_{z1}^{\vartheta} d\vartheta + m_z^{\bar{h}} d\bar{h}, \end{aligned} \quad (5.3)$$

а дифференциал функции (5.2):

$$d\bar{h} = -[(1 - \bar{x}_T) \cos \vartheta_0 - \bar{y}_T \sin \vartheta_0] d\vartheta \quad (5.4)$$

и, считая малыми углы тангажа, соотношение (5.4) упрощается до

$$d\bar{h} = -(1 - \bar{x}_T - \bar{y}_T \vartheta_0) d\vartheta. \quad (5.5)$$

С учетом (5.5) производные коэффициентов по углу тангажа можно записать в виде:

$$\begin{aligned} c_{xa}^{\vartheta} &= c_{xa1}^{\vartheta} - (1 - \bar{x}_T - \bar{y}_T \vartheta_0) c_{xa}^{\bar{h}}, \\ c_{ya}^{\vartheta} &= c_{ya1}^{\vartheta} - (1 - \bar{x}_T - \bar{y}_T \vartheta_0) c_{ya}^{\bar{h}}, \\ m_z^{\vartheta} &= m_{z1}^{\vartheta} - (1 - \bar{x}_T - \bar{y}_T \vartheta_0) m_z^{\bar{h}}. \end{aligned} \quad (5.6)$$

Если считать, что $1 - \bar{x}_T \gg \bar{y}_T \vartheta_0$, то выражения (4.6) упрощаются:

$$\begin{aligned} c_{xa}^{\vartheta} &= c_{xa1}^{\vartheta} - (1 - \bar{x}_T) c_{xa}^{\bar{h}}, \\ c_{ya}^{\vartheta} &= c_{ya1}^{\vartheta} - (1 - \bar{x}_T) c_{ya}^{\bar{h}}, \\ m_z^{\vartheta} &= m_{z1}^{\vartheta} - (1 - \bar{x}_T) m_z^{\bar{h}}. \end{aligned} \quad (5.7)$$

Понятно, что приращения коэффициентов сил и продольного момента по высоте не зависят от координат оси вращения, то есть

$$c_{xa}^{\bar{h}} = c_{xa}^{\bar{H}}; c_{ya}^{\bar{h}} = c_{ya}^{\bar{H}}; m_z^{\bar{h}} = m_z^{\bar{H}}.$$

Выражением (5.7) пользуются при пересчете частных производных аэродинамических коэффициентов в случае изменения центровки. Обозначим индексом «н» значения частных производных, соответствующих новой центровке, а индексом «с» – старой. Тогда получим:

$$\begin{aligned} c_{xan}^{\mathcal{G}} &= c_{xac}^{\mathcal{G}} + (\bar{x}_{Tn} - \bar{x}_{Tc})c_{xa}^{\bar{H}}, \\ c_{yan}^{\mathcal{G}} &= c_{yac}^{\mathcal{G}} + (\bar{x}_{Tn} - \bar{x}_{Tc})c_{ya}^{\bar{H}}, \\ m_{zn}^{\mathcal{G}} &= m_{zc}^{\mathcal{G}} + (\bar{x}_{Tn} - \bar{x}_{Tc}) \left[c_{yan}^{\mathcal{G}} + m_{zc}^{\bar{H}} \right]. \end{aligned}$$

5.4 Фокус по углу тангажа. Фокус по высоте

Для традиционного самолета аэродинамические характеристики определяются его ориентацией к вектору скорости набегающего потока. Характеристики аппарата вблизи опорной поверхности зависят не только от угла тангажа, но и от высоты полета. Поэтому для экраноплана при изучении продольных моментов от аэродинамических сил кроме фокуса по углу атаки рассматривают фокус по высоте.

Под фокусом по углу тангажа понимается точка на оси OX связанной системы координат, в которой приложено приращение подъемной силы при малом изменении только угла тангажа. Таким образом, момент тангажа относительно этого фокуса остается постоянным при изменении угла \mathcal{G} ($m_z^{\mathcal{G}} = 0$).

Фокусом по высоте считают точку на оси OX , в которой приложено приращение подъемной силы при малом изменении только высоты аппарата над экраном. Соответственно вблизи экрана в данной точке продольный момент остается постоянным независимо от высоты ($m_z^{\bar{h}} = 0$).

Если во время модельных испытаний поворот модели производится относительно задней кромки САХ, то полученную в результате обработки экспериментальных данных координату фокуса по углу тангажа $\bar{x}_{F_{g1}}$ необходимо пересчитывать на натурные условия \bar{x}_{F_g} , когда поворот будет происходить относительно центра масс аппарата. Исходя из уравнений (5.3) и (5.7), запишем:

$$\bar{x}_{F_g} = \bar{x}_{F_H} + \frac{\bar{x}_{F_{g1}} - \bar{x}_{F_H}}{1 - (1 - \bar{x}_T) \frac{C_{y_a}}{C_{y_a}} \frac{H}{g}}. \quad (5.8)$$

Анализ формулы (5.8) показывает, что взаимное расположение фокусов по высоте \bar{x}_{F_H} и углу тангажа \bar{x}_{F_g} зависит не только от самих координат этих фокусов, но и от центровки аппарата. Когда координата

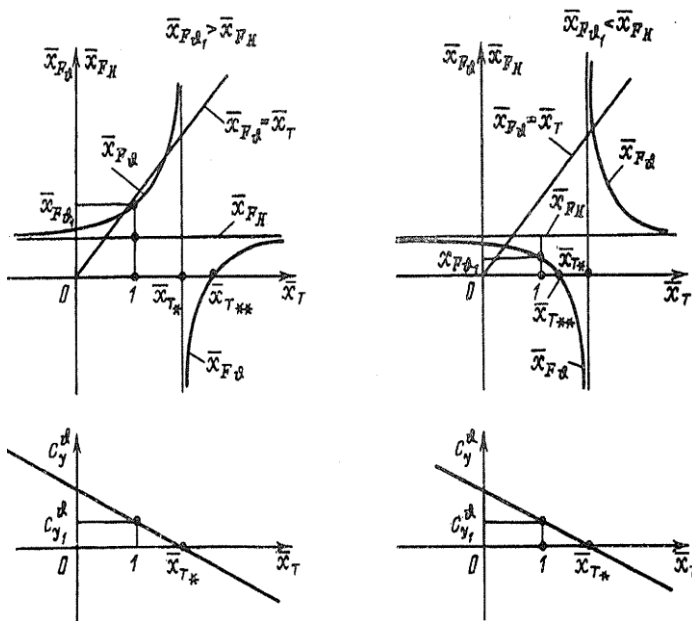


Рис. 41. К определению зависимости положения фокусов от центровки

центра масс равна $\bar{x}_{T_s} = 1 - \frac{C_{ya1}^g}{C_{ya} \bar{H}}$, зависимость $\bar{x}_{F_g} = f(\bar{x}_T)$ претерпевает

бесконечный разрыв (рис. 41). Если центровка $\bar{x}_T < 1 - \frac{C_{ya1}^g}{C_{ya} \bar{H}}$, то

$\bar{x}_{F_g} > \bar{x}_{F_{\bar{H}}}$ при $\bar{x}_{F_{g1}} > \bar{x}_{F_{\bar{H}}}$. Наоборот, при $\bar{x}_T > 1 - \frac{C_{ya1}^g}{C_{ya} \bar{H}}$ фокус по углу

тангажа находится за фокусом по высоте $\bar{x}_{F_g} > \bar{x}_{F_{\bar{H}}}$, если $\bar{x}_{F_{g1}} < \bar{x}_{F_{\bar{H}}}$.

5.5 Продольный момент горизонтального оперения

Определяя величину продольного момента горизонтального оперения экраноплана, необходимо учитывать, что оперение в отличие от крыла само по себе «чувствует» экран. Это связано с расположением и размерами оперения. При этом воздействие экрана на АДХ оперения проявляется в изменении скоса потока за крылом вблизи опорной поверхности потому, что в данном случае величина скоса потока зависит не только от угла атаки крыла, но и от высоты крыла над экраном. На рис. 42 представлена характерная зависимость величины угла скоса потока в районе оперения от высоты аппарата относительно экрана.

Как видно из графиков рис. 42, скос потока увеличивается с ростом относительной высоты \bar{h}_{TO} и угла тангажа ϑ .

Кроме того, эксперименты [14] показывают, что существует высота установки оперения \bar{h}_{TO} , при которой скос потока достигает максимальных значений.

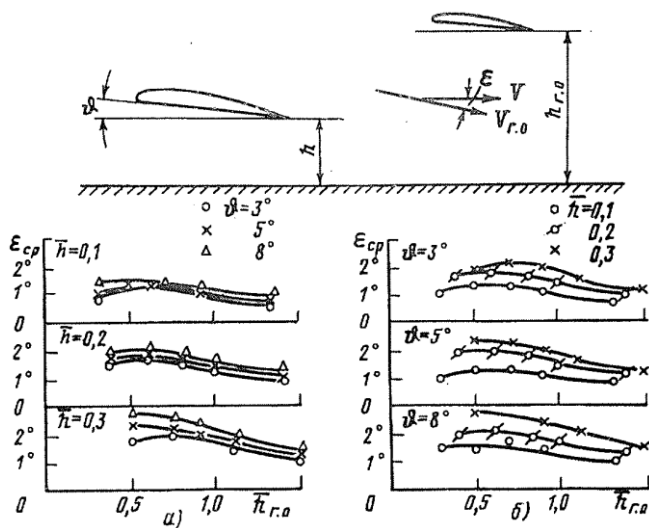


Рис. 42. Зависимость скоса потока у оперения от его высоты над экраном

5.6 Аэродинамический расчет экраноплана

Аэродинамический расчет экраноплана проводят методом тяг, который основан на решении уравнений установившегося прямолинейного движения экраноплана в вертикальной плоскости. В методе используется предположение о равенстве потребной и располагаемой тяг.

Потребные тяги определяют исходя из сопротивления экраноплана на разных скоростях установившегося полета.

Для графического определения летных характеристик экраноплана строят зависимости потребной и располагаемой тяги от скорости и высоты полета для разных конфигураций экраноплана (рис. 43). На рисунке нанесены кривые потребных тяг как для разных высот, так и для разных углов тангажа $\vartheta = \text{const}$ и отклонения закрылков $\delta = \text{const}$. Анализируя эти зависимости, определяют возможные диапазоны скоростей, высот и полетных масс.

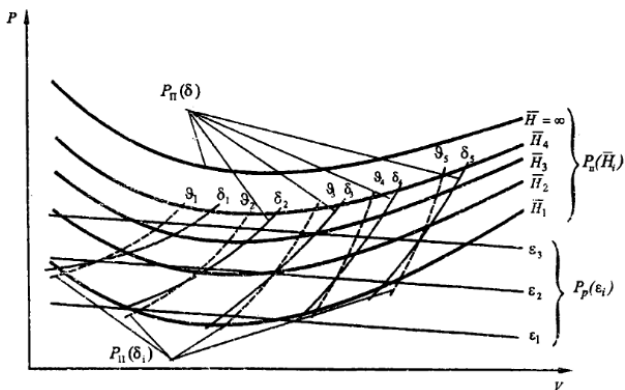


Рис. 43. К расчету методом тяг [8]

Расчет летных характеристик экраноплана выполняют на основе уравнений движения:

$$\left. \begin{aligned} c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S + P \sin \vartheta &= Mg \\ c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S + P \cos \vartheta &= 0 \end{aligned} \right\}, \quad (5.9)$$

где M – масса экраноплана.

Значения коэффициентов c_{ya} и c_{xa} в уравнениях (5.9) необходимо выбирать с учетом балансировки, поскольку расчет ведется для балансировочных режимов, то есть когда $m_z = 0$.

Решая систему (5.9) относительно тяги P и скорости V , получим:

$$P = \frac{M}{K \cos \vartheta + \sin \vartheta}; \quad (5.10)$$

$$V = \sqrt{\frac{2M}{\rho S c_{ya}} \left(1 - \frac{\sin \vartheta}{K \cos \vartheta + \sin \vartheta} \right)}; \quad (5.11)$$

где $K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}$ – аэродинамическое качество экраноплана.

Глава 6. КРИТЕРИИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЭКРАНОПЛАНОВ

6.1 Продольная статическая устойчивость по углу тангажа и высоте экранного полета

Как уже говорилось в разделе 5.4 настоящей работы, при рассмотрении АДХ экраноплана кроме фокуса по углу тангажа вводят понятие фокуса по высоте. Такая необходимость появляется в связи с зависимостью характеристик аппарата не только от угла атаки, но и от высоты движения по отношению к опорной поверхности. Продольная статическая устойчивость экраноплана по высоте и углу тангажа характеризует движение аппарата в первый момент после прекращения действия возмущения при отсутствии вмешательства пилота в управление. Статически устойчивый экраноплан возвращается в исходное равновесное положение благодаря возникновению соответствующих сил и моментов. Если, например, в результате действия возмущения увеличился угол атаки аппарата, то у статически устойчивого экраноплана возникает пикирующий момент, который стремится вернуть машину в исходное положение. Продольная статическая устойчивость экраноплана в общем случае зависит от взаимного положения центра масс и фокусов по высоте и углу атаки.

Рассмотрим статическую устойчивость по тангажу. Для этого необходимо рассматривать движение аппарата только с одной степенью свободы – относительно оси OZ системы координат с началом в центре масс аппарата. В этом случае устойчивость экраноплана отно-

нительно балансирующей точки $\mathcal{G}_0(m_z = 0)$ определяется взаимным расположением фокуса по углу тангажа \bar{x}_{F_g} и центра масс \bar{x}_T . Аппарат считается устойчивым по тангажу, если $\bar{x}_{F_g} > \bar{x}_T$. Условие устойчивости экраноплана по углу тангажа можно также выразить как $m_z^g < 0$. Производную коэффициента продольного момента по углу тангажа можно считать степенью продольной статической устойчивости по тангажу. Таким образом, условия продольной статической устойчивости экраноплана по углу тангажа аналогичны условиям продольной устойчивости самолета.

При изменении высоты полета экраноплана происходит не только изменение величины подъемной силы, но и перебалансировка аппарата по углу тангажа. Это связано с появлением продольного момента при изменении высоты над экраном, поскольку распределение давления по хорде сечения крыла зависит от высоты полета.

Проводя анализ статической продольной устойчивости экраноплана по высоте, необходимо рассматривать движение аппарата с двумя степенями свободы – по оси OY и относительно оси OZ . В этом случае значение подъемной силы, по которому можно судить о статической устойчивости экраноплана по высоте, необходимо определять с учетом перебалансировки экраноплана относительно оси OZ при отклонении высоты от балансирующего значения \bar{H}_0 .

Запишем выражения для приращения коэффициентов подъемной силы и продольного момента для случая, когда скорость постоянна и органы управления зафиксированы:

$$\begin{aligned} dc_{ya} &= c_{ya}^g d\vartheta + c_{ya}^{\bar{H}} d\bar{H}, \\ 0 &= m_z^g d\vartheta + m_z^{\bar{H}} d\bar{H}. \end{aligned}$$

С учетом зависимостей, полученных ранее, получим:

$$\left(\frac{dc_{ya}}{d\bar{H}} \right)_{\substack{mz=0 \\ \delta=const}} = c_{ya}^{\bar{H}} \frac{\bar{x}_{Fg} - \bar{x}_{FH}}{\bar{x}_{Fg} - \bar{x}_T}. \quad (6.1)$$

Производную $\left(\frac{dc_{ya}}{d\bar{H}} \right)_{\substack{mz=0 \\ \delta=const}}$ можно считать степенью продольной

устойчивости по высоте, а условием продольной устойчивости по высоте будет неравенство:

$$\left(\frac{dc_{ya}}{d\bar{H}} \right)_{\substack{mz=0 \\ \delta=const}} < 0. \quad (6.2)$$

Величина и знак этой полной производной зависят от величины частной производной $c_{ya}^{\bar{H}}$ и взаимного расположения фокусов по углу тангажа и по высоте.

Учитывая, что в реальном диапазоне центровок, высот и углов тангажа всегда $c_{ya}^g > 0$, а $c_{ya}^{\bar{H}} < 0$, то для обеспечения продольной статической устойчивости экраноплана по углу тангажа и высоте необходимо одновременное выполнение двух условий:

$$\bar{x}_{Fg} > \bar{x}_T \left(m_z^g < 0 \right) \quad \text{и} \quad \bar{x}_{Fg} > \bar{x}_{\bar{H}} \left[\left(\frac{dc_{ya}}{d\bar{H}} \right)_{\substack{mz=0 \\ \delta=const}} < 0 \right].$$

Как известно, для обеспечения продольной устойчивости самолета нормальной схемы вне зоны действия экрана достаточно расположить его фокус по углу атаки позади центра масс (то есть устойчивости можно добиться правильной центровкой аппарата). Для экраноплана кроме этого требуется еще, чтобы фокус по высоте лежал между центром масс и фокусом по углу атаки аппарата. Таким образом, продольная статическая устойчивость экраноплана не может быть обеспечена только выбором центровки, необходимо еще так

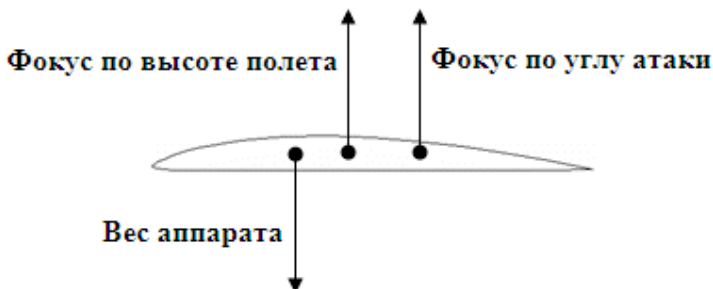


Рис. 44. Расположение фокусов

подобрать компоновку аппарата , чтобы фокус по высоте оказался впереди фокуса по углу атаки (рис. 44).

6.2 Устойчивость различных компоновок аппарата вблизи земли

На рис. 45 приведены зависимости $m_z = f(c_{ya})$ при $\bar{H} = \text{const}$ и $\alpha = \text{const}$ для самолета нормальной схемы с горизонтальным оперением, расположенным на фюзеляже, и треугольным крылом. Запас устойчивости этого самолета вблизи экрана можно определить по тангенсу угла наклона кривых, представленных на рисунке. Запас статической продольной устойчивости по углу атаки определяется как $m_z^{c_{ya}(\alpha)} = \bar{x}_T - \bar{x}_{F\alpha}$, а по высоте — $m_z^{c_{ya}(\bar{H})} = \bar{x}_T - \bar{x}_{F\bar{H}}$. В приведенном примере задана центровка $\bar{x}_T = 0,35$. Видно, что во всем диапазоне изменения высот и углов атаки наклон кривых при $\alpha = \text{const}$ больше наклона кривых при $\bar{H} = \text{const}$. Следовательно, фокус по углу атаки этого самолета расположен впереди фокуса по высоте.

Это означает, что данный аппарат не обладает статической устойчивостью вблизи экрана.

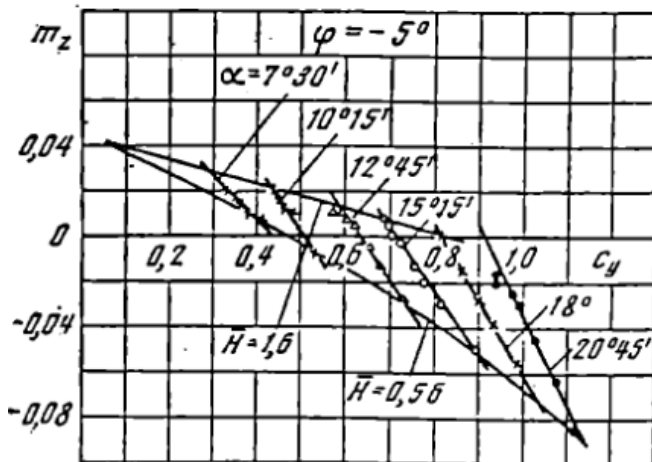


Рис. 45. К определению продольной устойчивости [13]

Известно, что у крыла малого удлинения с приближением к экрану сдвиг фокуса по углу атаки назад незначительный. Такое крыло считается слабо неустойчивым или нейтральным по высоте вблизи экрана. Неустойчивость самолета нормальной схемы с низко расположенным оперением вблизи экрана объясняется тем, что при уменьшении высоты фокус по высоте сдвигается назад больше, чем фокус по углу атаки.

Схема «утка» также является аperiодически неустойчивой вблизи экрана. Расположенное впереди на фюзеляже оперение сдвигает фокус по углу атаки вперед и практически не влияет на положение фокуса по высоте. Это объясняется тем, что оперение имеет меньшую площадь и при положительных углах атаки лежит выше крыла, а значит меньше подвергается влиянию земли.

Для обеспечения устойчивости экранопланов вблизи земли применяют специальные аэродинамические компоновки, отличные от характерных самолетных компоновок. Если используется фюзеляжная схема, то, как правило, применяют высоко расположенное

горизонтальное оперение. По таким схемам выполнены все известные экранопланы Липпиша и Р.Е. Алексеева. Такое оперение сдвигает фокус по углу атаки назад значительно больше, чем фокус по высоте.

Другой устойчивой аэродинамической компоновкой экраноплана может быть бесхвостка с наплывом в корневой части. Наплыв значительно сдвигает вперед фокус по высоте из-за малой относительной высоты от экрана центральной части крыла. При этом фокус по углу атаки изменяет свое положение незначительно.

6.3 Практические приемы оценки статической устойчивости экраноплана по результатам его испытаний в аэродинамической трубе

Учитывая, что на крейсерских режимах полета $c_{ya}^\alpha > 0$, а $c_{ya}^{\bar{H}} < 0$, критерии устойчивости могут быть записаны в более удобном виде. Для практической оценки устойчивости экраноплана по результатам испытания его модели в аэродинамической трубе обычно используют одно из следующих неравенств:

$$\left. \frac{dm_z}{d\alpha} \right|_{C_{ya}=C_{ya,zn}} < 0; \quad \left. \frac{dm_z}{d\bar{H}} \right|_{C_{ya}=C_{ya,zn}} < 0. \quad (6.3)$$

При $m_z^\alpha < 0$ может также быть использован критерий $\left. \frac{dc_{ya}}{d\bar{H}} \right|_{m_z=0} < 0$ [13]. Производные могут быть найдены как тангенсы углов наклона кривых $m_z(\alpha)$ при $c_{ya} = \text{const}$, $m_z(\bar{H})$ при $c_{ya} = \text{const}$ или $c_{ya}(\bar{H})$ при $m_z = 0$ (рис. 46).

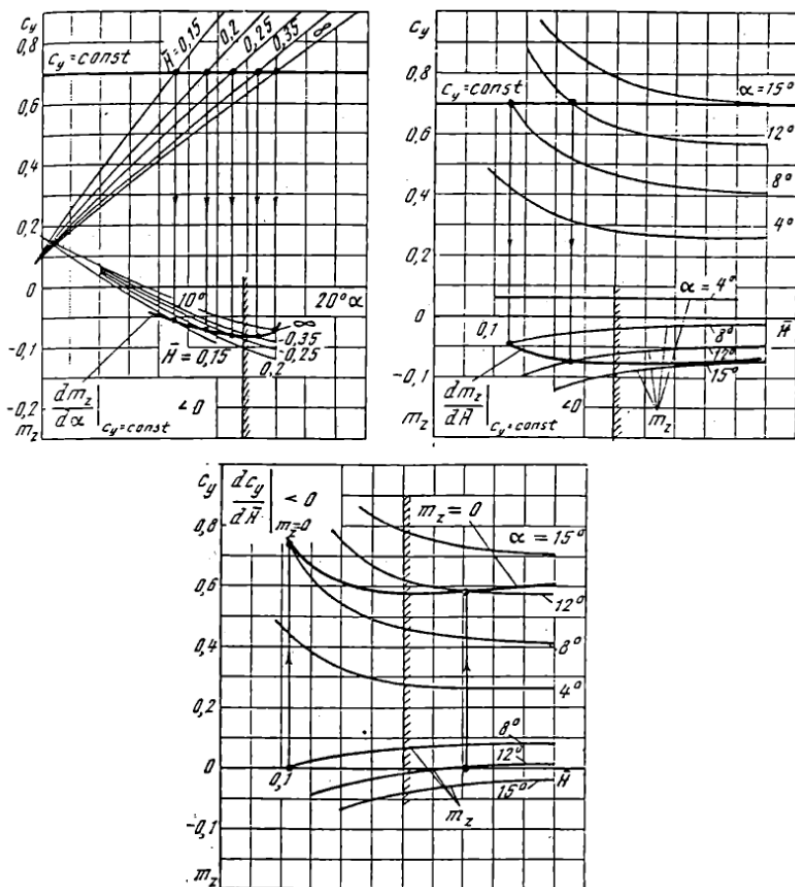


Рис. 46. К определению продольной устойчивости [13]

6.4 Пример методики обработки экспериментальных данных и определения запаса статической устойчивости экраноплана

Аэродинамические характеристики экраноплана, полученные путем продувок модели экраноплана в аэродинамической трубе в целях упрощения дальнейшей обработки, аппроксимируют следующими алгебраическими полиномами:

$$\begin{aligned}
c_{x\alpha} &= a_0 + a_1\alpha + a_2\alpha^2 + a_3\tilde{h} + a_4\tilde{h}^2 + a_5\alpha\tilde{h} + a_6\alpha\tilde{h}^2 + a_7\alpha^2\tilde{h} + a_8\alpha^2\tilde{h}^2, \\
c_{y\alpha} &= b_0 + b_1\alpha + b_2\alpha^2 + b_3\tilde{h} + b_4\tilde{h}^2 + b_5\alpha\tilde{h} + b_6\alpha\tilde{h}^2 + b_7\alpha^2\tilde{h} + b_8\alpha^2\tilde{h}^2, \quad (6.4) \\
m_z &= c_0 + c_1\alpha + c_2\alpha^2 + c_3\tilde{h} + c_4\tilde{h}^2 + c_5\alpha\tilde{h} + c_6\alpha\tilde{h}^2 + c_7\alpha^2\tilde{h} + c_8\alpha^2\tilde{h}^2.
\end{aligned}$$

В этих формулах $\tilde{h} = 1/\bar{h}$. Вид функции выбран исходя из теоретических соображений на основании предполагаемого расположения точек на координатной плоскости.

Для аппроксимации используется метод наименьших квадратов как один из наиболее часто применяемых методов при обработке наблюдений, построении и анализе физических моделей. Суть метода состоит в том, чтобы подобрать функцию $\varphi(x)$, отклонение которой от экспериментальных результатов было бы минимальным среди функций выбранного вида. В данном случае применяется точечное аппроксимирование функции на отрезке, когда исходные данные, полученные в эксперименте, сведены в таблицу.

Отклонение аппроксимирующей функции $\varphi(x)$ от опытных данных $f(x)$ определяется величиной $(\varphi(x_i) - f(x_i))^2$, а мерой общей ошибки S служит сумма этих отклонений для всех результатов экспериментов, то есть:

$$S = \sum_{i=1}^n (\varphi(x_i) - f(x_i))^2.$$

Под знаком суммы рассматривают квадраты отклонений, поскольку в противном случае возможно взаимное уничтожение отдельных слагаемых, имеющих большую величину и разные знаки.

Метод наименьших квадратов направлен на уменьшение величин больших отклонений. Формула $\varphi(x)$, которая служит для аналитического представления экспериментальных данных, называется эмпирической.

Когда вид эмпирической формулы выбран, то необходимо определить параметры, входящие в эту формулу. В данном случае сложность применения метода наименьших квадратов заключается в том,

$$\left\{ \begin{array}{l} 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \alpha_i = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \alpha_i^2 = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \tilde{h}_j = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \alpha_i \tilde{h}_j = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \alpha_i^2 \tilde{h}_j = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \alpha_i \tilde{h}_j^2 = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \tilde{h}_j^2 = 0 \\ 2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \phi_{ij} \alpha_i^2 \tilde{h}_j^2 = 0, \end{array} \right.$$

где $\phi_{ij} = a_0 + a_1 \alpha_i + a_2 \alpha_i^2 + a_3 \tilde{h}_j + a_4 \tilde{h}_j^2 + a_5 \alpha_i \tilde{h}_j + a_6 \alpha_i \tilde{h}_j^2 +$
 $+ a_7 \alpha_i^2 \tilde{h}_j + a_8 \alpha_i^2 \tilde{h}_j^2 - y_{ij}.$

Представление аэродинамических коэффициентов, полученных в результате проведения эксперимента, в виде полиномов очень удобно. Во-первых, можно произвести замену высот по формуле (5.3) и получить аэродинамические характеристики экраноплана уже с учетом его реальной точки вращения. Во-вторых, дифференцируя зави-

симости $c_{ya}(\alpha, h)$ и $m_z(\alpha, h)$ по высоте и углу атаки, получим зависимости при $h = \text{const}$:

$$c_{ya}^\alpha = b_1 + 2b_2\alpha + b_5\tilde{h} + b_6\tilde{h}^2 + 2b_7\alpha\tilde{h} + 2b_8\alpha^2\tilde{h}^2; \quad (6.6)$$

$$m_z^\alpha = c_1 + 2c_2\alpha + c_3\tilde{h} + c_6\tilde{h}^2 + 2c_7\alpha\tilde{h} + 2c_8\alpha^2\tilde{h}^2;$$

при $\alpha = \text{const}$:

$$c_{ya}^h = b_3 + 2b_4\tilde{h} + b_5\alpha + 2b_6\alpha\tilde{h} + b_7\alpha^2 + 2b_8\alpha^2\tilde{h}; \quad (6.7)$$

$$m_z^h = c_3 + 2c_4\tilde{h} + c_5\alpha + 2c_6\alpha\tilde{h} + c_7\alpha^2 + 2c_8\alpha^2\tilde{h}.$$

Как уже отмечалось, статическая устойчивость экраноплана зависит от взаимного расположения фокусов по высоте и углу атаки:

$$\bar{x}_{Fa} - \bar{x}_{Fh} \geq 0,$$

где $\bar{x}_{Fa} = \bar{x}_m - \frac{m_z^\alpha}{C_{ya}^\alpha}$ при $h = \text{const}$, а $\bar{x}_{Fh} = \bar{x}_m - \frac{m_z^h}{C_{ya}^h}$ при $\alpha = \text{const}$.

Таким образом, получив зависимости (6.6) и (6.7), появляется возможность рассчитать координаты фокусов и построить график, представленный на рис. 47, и определить диапазон углов устойчивого полета экраноплана.

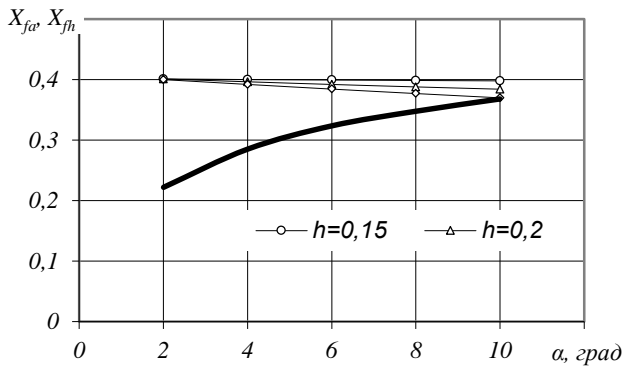


Рис. 47. Взаимное расположение фокусов по высоте и углу атаки

Глава 7. ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОСНОВНЫХ АДХ ЭКРАНОПЛАНА

7.1 Теоретические основы и особенности инженерного метода расчета АДХ экраноплана

При проектировании экраноплана для определения основных аэродинамических характеристик в первом приближении может быть использован инженерный метод. Инженерный расчет выполняется по аналогии с самолетной методикой расчета АДХ [15] и даёт достаточную точность для определения в первом приближении летно-технических характеристик проектируемой машины. Для уточнения аэродинамических характеристик экраноплана необходимы дополнительные исследования, которые могут представлять собой испытания моделей в аэродинамических трубах, специальных гидроканалах, катапультные или буксировочные испытания. Суть инженерного метода состоит в определении основных АДХ экраноплана при помощи статистических данных, аналитических и эмпирических формул.

Для проведения расчёта аэродинамических характеристик экраноплана его делят на простейшие части, такие как крыло, фюзеляж, горизонтальное оперение, вертикальное оперение, скеги, мотогондолы двигателей, пилоны, обтекатели шасси, радиолокационные антенны и прочее. Далее по отдельности для каждого элемента производят расчет аэродинамических характеристик с использованием инженерных методик.

Для определения коэффициента лобового сопротивления экраноплан рассматривают как совокупность его частей, для каждой части находят минимальный коэффициент лобового сопротивления. Далее

значения минимальных коэффициентов лобового сопротивления всех частей аппарата суммируются и умножаются на коэффициент, учитывающий интерференцию. Полученное значение называется минимальным коэффициентом лобового сопротивления экраноплана. Для построения поляры диапазон значений коэффициентов подъемной силы берут из технического задания для данного режима полета, а значение коэффициента лобового сопротивления получают путем суммирования минимального коэффициента лобового сопротивления и коэффициента индуктивного сопротивления, соответствующего конкретному коэффициенту подъемной силы. При построении взлетно-посадочных поляр вводится учет выпущенной механизации крыла. Значение прироста коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления основывается на статистических данных, значение прироста подъемной силы от близости земли также основано на статистике.

Главное отличие при расчете АДХ экраноплана от расчета характеристик самолета является тот факт, что при расчете экраноплана влияние близости земли нужно учитывать на всех режимах полета, а не только на взлете и посадке, как у самолета.

Как известно, параметры, от которых зависят аэродинамические характеристики и полет ЛА, называются *кинематическими*. Для самолета основными кинематическими параметрами являются поступательная скорость $V(t)$, угол атаки $\alpha(t)$ и скольжения $\beta(t)$, а также составляющие угловой скорости по осям связанной системы координат $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$. В случае экраноплана к этим параметрам также относится высота полета аппарата над опорной поверхностью h . Кроме того, в общем случае на величины сил и моментов влияют углы отклонения органов управления и механизации крыла, а также изменения составляющих скоростей, связанные с порывами ветра и турбулентностью атмосферы. Следовательно, к перечисленным выше кинематическим параметрам следует добавить параметры изменения формы ЛА, которые зависят от времени и координат рассматриваемо-

го элемента на самолете $\delta_i(t, x, y, z)$, а также добавочные скорости частиц воздушного потока, вызванные его турбулентностью, в проекциях на оси координат: $W_x(t, x, y, z), W_y(t, x, y, z), W_z(t, x, y, z)$.

Движение ЛА является *неустановившимся*, если перечисленные выше параметры с течением времени t меняются, в противном случае оно считается *установившимся*.

Обычно в аэромеханике используют кинематические параметры в безразмерном виде, поэтому вводится и безразмерное время

$$\tau = V_\infty t / b ,$$

где b – характерная длина тела, например, САХ крыла экраноплана; V_∞ – скорость полета или средняя скорость неустановившегося движения.

Безразмерные кинематические параметры описываются следующими соотношениями:

$$u = \frac{V(t) - V_\infty}{V_\infty}, \quad \alpha(\tau), \quad \beta(\tau), \quad \bar{h} = \frac{h}{b},$$

$$\bar{\omega}_x(\tau) = \frac{\omega_x(t)b}{V_\infty}, \quad \bar{\omega}_y(\tau) = \frac{\omega_y(t)b}{V_\infty}, \quad \bar{\omega}_z(\tau) = \frac{\omega_z(t)b}{V_\infty},$$

$$\delta_i(\tau, x, y, z), \quad \Delta_x(\tau, x, y, z) = \frac{W_x(t, x, y, z)}{V_\infty},$$

$$\Delta_y(\tau, x, y, z) = \frac{W_y(t, x, y, z)}{V_\infty}, \quad \Delta_z(\tau, x, y, z) = \frac{W_z(t, x, y, z)}{V_\infty}.$$

При инженерном расчете экраноплана используется представление движения аппарата с помощью кинематических параметров в рамках линейного подхода, тогда аэродинамические характеристики линейно зависят от изменения каждого параметра. В этом случае справедлив принцип суперпозиции, когда сумма любых частных ре-

шений и является общим решением по нахождению искомой величины. Таким образом, в линейной постановке для каждого из кинематических параметров определение АДХ может решаться независимо. Данный принцип, однако, справедлив лишь при малых величинах кинематических параметров $q_j \ll 1$.

В рамках линейной постановки задачи любой аэродинамический коэффициент C_{ai} можно представить в виде следующей зависимости:

$$\begin{aligned} c_{ai} = & c_{ai0} + c_{ai} u + c_{ai}^{\alpha} \alpha + c_{ai}^{\beta} \beta + c_{ai}^{\bar{h}} \bar{h} + c_{ai}^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + \dots + \\ & + c_{ai}^{\delta_i} \delta_i + \dots + c_{ai}^{\Delta_x} \Delta_x + \dots + c_{ai}^{\dot{u}} \dot{u} + c_{ai}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + c_{ai}^{\dot{\beta}} \dot{\beta} + \\ & + c_{ai}^{\dot{\bar{h}}} \dot{\bar{h}} + c_{ai}^{\dot{\bar{\omega}}_x} \dot{\bar{\omega}}_x + \dots + c_{ai}^{\dot{\delta}_i} \dot{\delta}_i + \dots + c_{ai}^{\dot{\Delta}_x} \dot{\Delta}_x + \dots + \\ & + c_{ai}^{\ddot{u}} \ddot{u} + c_{ai}^{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha} + c_{ai}^{\ddot{\beta}} \ddot{\beta} + c_{ai}^{\ddot{\bar{h}}} \ddot{\bar{h}} + c_{ai}^{\ddot{\bar{\omega}}_x} \ddot{\bar{\omega}}_x + \dots + \\ & + c_{ai}^{\ddot{\delta}_i} \ddot{\delta}_i + \dots + c_{ai}^{\ddot{\Delta}_x} \ddot{\Delta}_x + \dots \end{aligned}$$

или

$$c_{ai} = c_{ai0} + \sum_j c_{ai}^{q_j} q_j + \sum_j c_{ai}^{\dot{q}_j} \dot{q}_j + \sum_j c_{ai}^{\ddot{q}_j} \ddot{q}_j + \dots$$

где c_{ai0} – значение произвольного (i -го) аэродинамического коэффициента при нулевом значении кинематических параметров; $c_{ai}^{q_j} = \frac{dc_{ai}}{dq_j}$,

$$c_{ai}^{\dot{q}_j} = \frac{dc_{ai}}{d\dot{q}_j}, \quad c_{ai}^{\ddot{q}_j} = \frac{dc_{ai}}{d\ddot{q}_j} \quad \text{– частные производные } i\text{-го аэродинамического}$$

коэффициента по j -му кинематическому параметру, его первой и второй производным.

Расчет АДХ летательного аппарата производится на стадии, когда уже выбраны основные параметры аэродинамической компоновки аппарата.

7.2 Определение основных геометрических характеристик аппарата

В качестве примера для расчета выбран проект 20-местного пассажирского экраноплана «Сибирь», представленного на рис. 48.

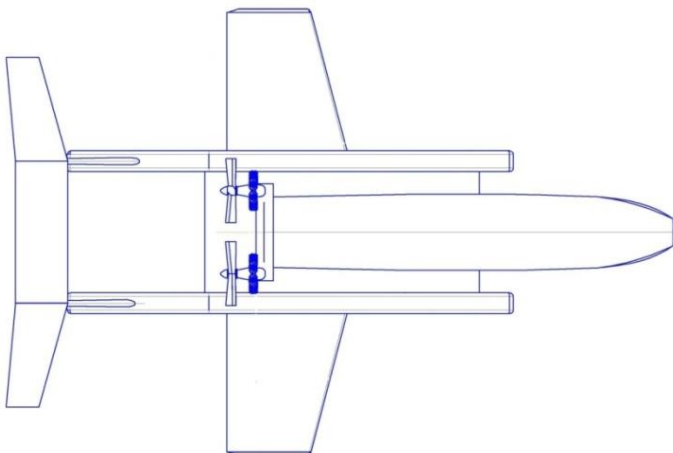


Рис. 48. Экраноплан «Сибирь»(проект), вид в плане

Экраноплан имеет достаточно сложную аэродинамическую компоновку, включающую составное крыло, П-образное оперение, классический фюзеляж и катамаранную гидродинамическую схему. Крыло аппарата состоит из прямоугольного в плане центроплана и трапециевидных консолей. Двигатели располагаются в задней части фюзеляжа на специальном пилоне.

Задание на расчет должно содержать основные размеры, приведенные в табличном виде (табл. 1) или в виде чертежа.

Аналогичные данные должны быть приведены по всем отдельно взятым элементам аппарата.

Расчет начинается с определения основных геометрических характеристик аппарата.

Таблица 1 – Геометрические характеристики аппарата

Наименование величины	Обозначение	Величина	Размерность
Размах крыла	l		$м$
Площадь крыла	S		$м^2$
Концевая хорда	b_k		$м$
Корневая хорда	b_0		$м$
Угол стреловидности по передней кромке	χ_0		$град$
Угол стреловидности по линии $1/4$ хорд	$\chi_{1/4}$		$град$
Угол поперечного V крыла	ψ		$град$
Площадь подфюзеляжной части	$S_{пф}$		$м^2$
Площадь консолей	S_k		$м^2$
Площадь центроплана	$S_{ц}$		$м^2$
Площадь флаперонов	$S_{флап}$		$м^2$
Диаметр фюзеляжа	$d_{ф}$		$м$
Длина фюзеляжа	$l_{ф}$		$м$
Длина головной части	$l_{г}$		$м$
Длина цилиндрической части	$l_{ц}$		$м$
Длина кормовой части	$l_{к}$		$м$
Площадь омываемой поверхности фюзеляжа	$F_{ф}$		$м^2$

Обычно расчет начинают с крыла. На рис. 49 показана расчетная схема крыла с основными размерами.

Первым шагом необходимо выбрать профиль крыла. Рекомендации по выбору профиля с учетом особенностей экранного эффекта подробно описаны в главе 2 настоящей работы.

Следующим шагом расчета определяют относительное удлинение крыла λ . Этот параметр оказывает большое влияние на аэродинамические характеристики крыла. Увеличение удлинения приводит к увеличению несущих характеристик и аэродинамического качества крыла. Относительное удлинение вычисляется по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S}.$$

Сужение η влияет на распределение местных коэффициентов подъёмной силы по размаху крыла. Увеличение сужения ведёт к уменьшению массы крыла, но повышает склонность к концевым срывам потока, особенно на больших углах атаки.

Сужение крыла определяется как отношение корневой хорды крыла к концевой хорде:

$$\eta = \frac{b_o}{b_k},$$

где b_o – центральная хорда крыла, m , b_k – концевая хорда крыла, m .

Центральная хорда крыла обычно определяется в базовой плоскости летательного аппарата. Для данного аппарата, когда консоли отделены от центроплана скегами, при определении центральной хорды консолей, а также характерной площади крыла имеет смысл продлить кромки центроплана и консолей до пересечения с продольной осью скег, как показано на рис. 49.

В случае составного крыла сужение может быть рассчитано отдельно для центроплана (в нашем случае $\eta_{\text{цп}} = 1$) и для консолей.

За характерную площадь экраноплана S , как и для самолета, принимается площадь проекции крыла на его базовую плоскость, включая подфюзеляжную часть, а в данном случае и часть, перекрываемую скегами.

Далее рассчитывают эффективное удлинение крыла λ_3 , которое учитывает прирост пассивного сопротивления при больших углах атаки и определяется по формуле:

$$\lambda_3 = \frac{1}{\frac{1}{\lambda} + 0,025}.$$

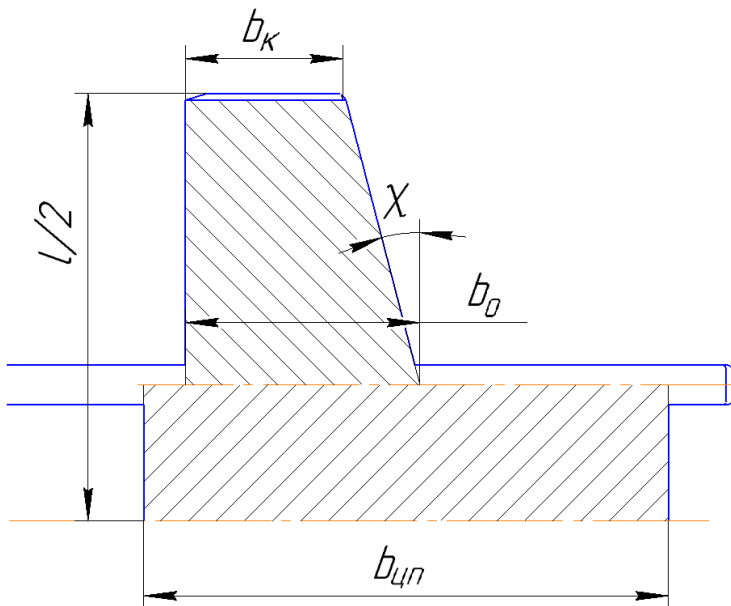


Рис. 49. Расчетная схема крыла

Среднюю геометрическую хорду крыла находят как отношение площади крыла к размаху:

$$b_{cp} = \frac{S}{l}$$

Затем переходят к расчету основных геометрических характеристик фюзеляжа, расчетная схема которого приведена на рис. 50.

Площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{мф}$ определяется по чертежу и по ней определяется эквивалентный диаметр фюзеляжа $d_{фэ}$ как диаметр круга, имеющего ту же площадь:

$$d_{фэ} = \sqrt{\frac{4S_{мф}}{\pi}}$$

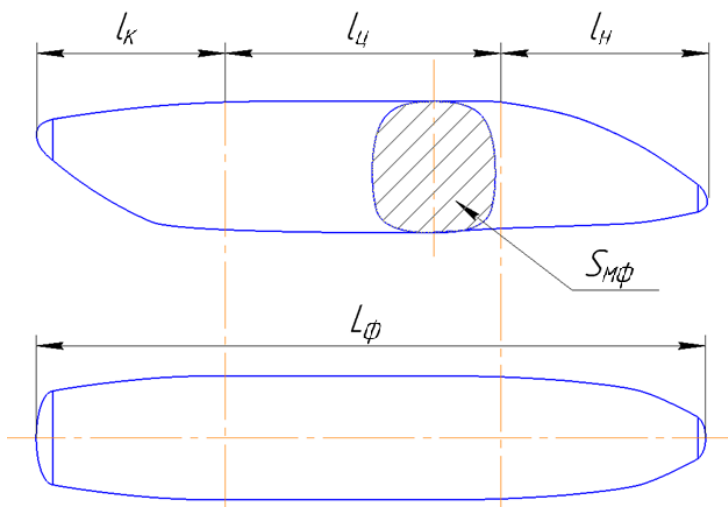


Рис. 50. Расчетная схема фюзеляжа

Относительное удлинение вычисляется как отношение длины фюзеляжа L_{ϕ} к эквивалентному диаметру:

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{d_{\phi.э}}$$

В общем случае фюзеляж ЛА делят на три части – головную, цилиндрическую и кормовую. Под головной частью фюзеляжа подразумевают его переднюю часть, у которой площадь поперечного сечения нарастает с увеличением координаты x . Соответственно концевая часть фюзеляжа сужающаяся. Относительные удлинения головной и кормовой частей фюзеляжа определяются по формулам:

$$\lambda_2 = \frac{l_2}{d_{\phiэ}}; \lambda_k = \frac{l_k}{d_{\phiэ}},$$

где l_2 – длина головной части фюзеляжа, м; l_k – длина кормовой части фюзеляжа, м.

Относительное удлинение цилиндрической части фюзеляжа рассчитывается как разница удлинений фюзеляжа и суммы удлинений головной и кормовой частей:

$$\lambda_y = \lambda_\phi - \lambda_2 - \lambda_k.$$

Основные геометрические параметры горизонтального оперения определяются по аналогии с крылом.

Схема горизонтального оперения аппарата приведена на рис. 51. Все линейные размеры снимаются непосредственно с чертежа.

Определяем площадь горизонтального оперения $S_{ГО}$, размах $l_{ГО}$, среднюю хорду $b_{ср}$ и стреловидность χ . Удлинение горизонтального оперения рассчитывается по формуле:

$$\lambda_{ГО} = \frac{l_{ГО}^2}{S_{ГО}}.$$

Относительное сужение горизонтального оперения определяется по формуле

$$\eta_{ГО} = \frac{b_{0ГО}}{b_{кГО}}.$$

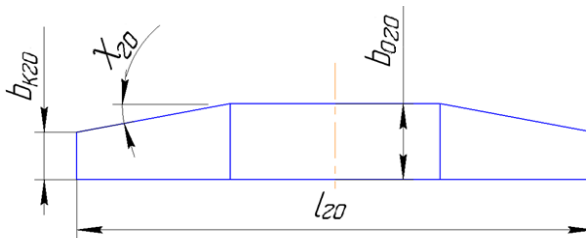


Рис. 51. Общий вид горизонтального оперения

Основные параметры вертикального оперения также определяются по аналогии с крылом, однако в этом случае при определении

центральной хорды и площади под-
фюзеляжная часть не учитывается.
То есть для вертикального оперения
его характерной площадью считает-
ся половина оmyаемой площади.

Корневая хорда вертикального
оперения b_{0BO} может быть определе-
на графически, как показано на рис.
52.

Средняя хорда вертикального
оперения определяется как отноше-
ние его площади к размаху

$$b_{cp} = \frac{S_{BO}}{l_{BO}}.$$

Удлинение вертикального оперения рассчитывается как

$$\lambda_{BO} = \frac{l_{BO}^2}{S_{BO}}.$$

Относительное сужение находят по формуле:

$$\eta_{BO} = \frac{b_{0BO}}{b_{кBO}}.$$

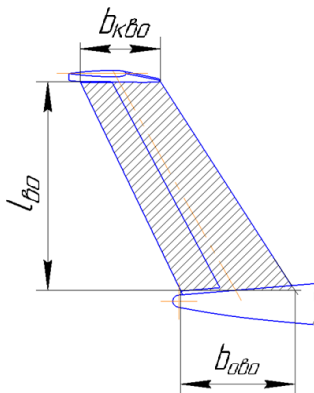


Рис. 52. Вертикальное оперение

7.3 Выбор профиля крыла и оперения

При выборе профиля крыла и оперения нужно ориентироваться на скорость экраноплана на крейсерском режиме полета. Скорость крейсерского полета, отнесенная к скорости звука на высоте крейсерского полета, дает число Маха на данном режиме:

$$M_{крейс} = \frac{V_{крейс}}{a_H},$$

где $V_{\text{крейс}}$ – скорость крейсерского полета, $м/с$; a_H – скорость звука на высоте крейсерского полета, $м/с$.

При проектировании самолета значения a_H и других параметров воздуха выбираются для заданной высоты полета. Для экраноплана в расчете могут быть использованы параметры стандартной атмосферы у поверхности земли, поскольку крейсерский полет обычно выполняется на относительных высотах от 0,1 до 0,5 САХ.

Подробная информация о влиянии параметров профиля крыла на характеристики экраноплана изложена в главе 4.

При проектировании оперения экраноплана, также как и для самолета, обычно используют симметричные профили, такие как NACA 0006 – 0009.

7.4 Расчет индуктивного сопротивления экраноплана при полете в зоне влияния поверхности

Уравнение поляры как для самолета, так и для экраноплана имеет вид:

$$c_{xa} = c_{xamin} + c_{xai},$$

где c_{xamin} – минимальный коэффициент лобового сопротивления; c_{xai} – коэффициент индуктивного сопротивления.

Расчёты для построения поляры экраноплана производятся для числа Маха, соответствующего крейсерской скорости полета.

Рассмотрим методику определения индуктивного сопротивления при полете экраноплана вблизи поверхности. Наиболее корректно по отношению к экспериментальным данным индуктивное сопротивление экраноплана определяется по методике, изложенной в работе [14]. Используется формула Прандтля с поправкой Визельсбергера:

$$c_{xi} = (1 - \sigma) \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda},$$

где σ – поправка, которая характеризует снижение индуктивного сопротивления при приближении крыла к экрану. Она может быть определена как:

$$(1 - \sigma) = 1 - \exp[-2.48\bar{h}_1^{0.768}],$$

здесь $\bar{h}_1 = h_1/l$, а h_1 – расстояние до экрана от линии 25% хорды крыла; l – размах крыла. Данное выражение дает погрешность по отношению к экспериментальным данным не более 10 % при удлинении крыла $\lambda \geq 1,5$.

Также при расчете индуктивной составляющей лобового сопротивления вблизи экрана поправка $1 - \sigma$ может быть определена по графику, приведенному на рис. 53. В этом случае учитывается эффективность применения концевых шайб.

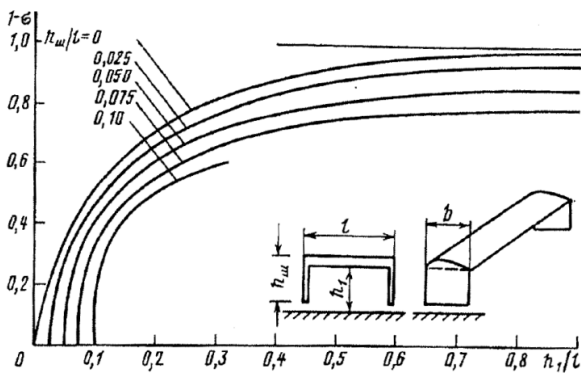


Рис. 53. Учет эффективности концевых шайб

7.5 Расчет коэффициента минимального лобового сопротивления крыла и оперения

При определении пассивного сопротивления крыла учитывается взаимное влияние крыла и фюзеляжа, а также наличие щелей [15]:

$$c_{x\text{amin}} = c_{xap} \left(1 - k_{\text{инт}} \frac{S_{\text{нф}}}{S} \right) + 0,001 \bar{l}_{\text{щ}},$$

где $k_{\text{инт}}$ – коэффициент интерференции выбирается в зависимости от расположения крыла, поскольку при проектировании экраноплана обычно применяют схему «низкоплан», то $k_{\text{инт}} = 0,5$; $\bar{l}_{\text{щ}}$ – относительная суммарная длина щелей на крыле, которая равна отношению суммарной длины щелей элеронов, закрылков и предкрылков к размаху крыла $\bar{l}_{\text{щ}} = \frac{l_{\text{щ}}}{l}$; c_{xap} – коэффициент профильного сопротивления, который определяется через коэффициент сопротивления трения плоской пластины C_F и может быть рассчитан по формуле:

$$c_{xap} = 2c_F (0,93 + 2,8\bar{c})(1 + 5\bar{c}M^4),$$

Величина коэффициента сопротивления трения плоской пластины зависит от числа Рейнольдса и положения точки перехода ламинарного пограничного слоя (ПС) в турбулентный \bar{x}_T . В исследуемой компоновке экраноплана применено составное крыло, у которого хорда центральной части значительно больше средней хорды консоли, поэтому для повышения точности расчета сопротивления разбиваем крыло на две части (рис. 54). Далее для каждой части крыла рассчитываются значения числа Рейнольдса:

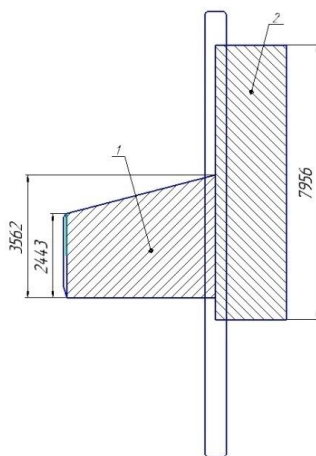


Рис. 54. Схема разбиения крыла экраноплана: где 1 – консоль, 2 – центрплан

$$Re = \frac{V_{\text{расч}} b_{\text{ср}}}{\nu},$$

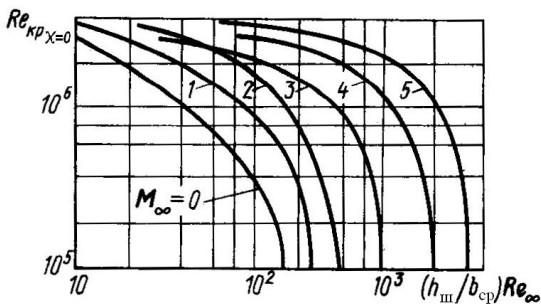


Рис. 55. График определения критического числа Рейнольдса для плоской пластины

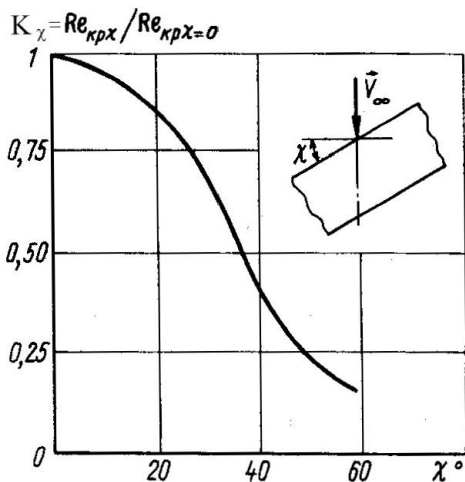


Рис. 56. Влияние скольжения на критическое число Рейнольдса

где $V_{расч}$ – расчетная (крейсерская) скорость, m/c ; $b_{ср}$ – средняя хорда той части крыла, для которой ведется расчет, m ; ν – кинематическая вязкость воздуха на расчетной высоте полета, m^2/c .

Затем определяется положение точки перехода ламинарного ПС в турбулентный:

$$\bar{x}_m = \frac{Re_*}{Re},$$

где $Re_* = Re_{*\chi=0} K_{\chi}$ – критическое число Рейнольдса, зависящее от числа M_{∞} полета, шероховатости поверхности крыла и угла стреловидности по передней кромке. Критическое число Рейнольдса $Re_{*\chi=0}$, соответствующее прямому крылу, выбирается по графику рис. 55 [16].

K_{χ} – коэффициент, учитывающий влияние стреловидности по передней кромке соответствующей части крыла на критическое число Рейнольдса, определяется по графику рис. 56. Для определения коэффи-

коэффициента $c_F = f(\text{Re}, \bar{x}_m)$ можно воспользоваться графической зависимостью, приведенной на рис. 57 [15].

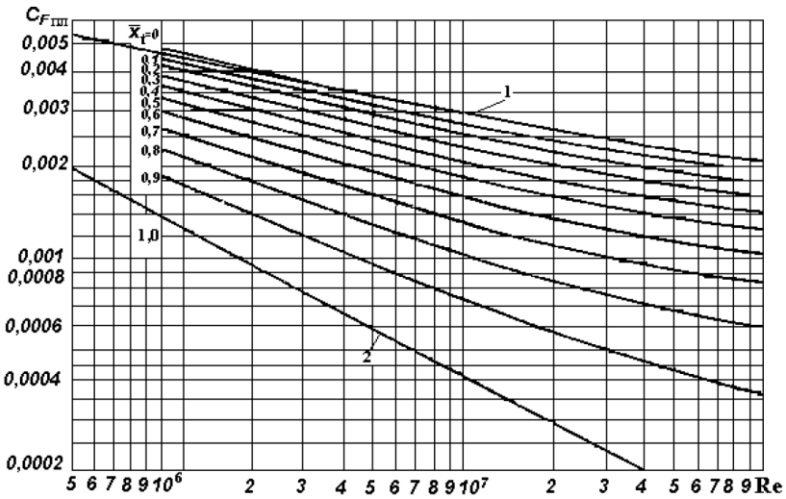


Рис. 57. Зависимость коэффициента трения плоской пластины в несжимаемом потоке от числа Рейнольдса и положения точки перехода

Коэффициент c_F также может быть рассчитан по эмпирическим формулам. В зависимости от типа ПС применяются разные формулы [10]:

- для $\bar{x}_T = 1$, что соответствует ламинарному ПС и числам Рейнольдса $\text{Re} \leq 4,85 \cdot 10^5$,

$$c_F = 1,328 / \sqrt{\text{Re}};$$

- для $\bar{x}_T = 0$, что соответствует турбулентному ПС и числам Рейнольдса $\text{Re} \leq 3 \cdot 10^7$,

$$c_F = 0,455 / (\lg \text{Re})^{2,58};$$

- для смешанного ПС, когда $4,85 \cdot 10^5 < Re < 3 \cdot 10^7$,

$$c_F = 0,455 / (\lg Re)^{2,58} [1 - \bar{x}_m + (40\bar{x}_m^{0,625}) / Re^{0,375}]^{0,8}.$$

Положение точки перехода также может быть рассчитано по формуле [17]:

$$\bar{x}_T = \min \begin{cases} \frac{10^n}{Re} \\ \sqrt{\bar{x}_c \bar{x}_f} \\ \bar{b}_{np} \end{cases},$$

здесь \bar{x}_c и \bar{x}_f соответственно относительные координаты местоположения максимальной толщины и вогнутости профиля; \bar{b}_{np} средняя относительная хорда предкрылка (при его наличии). Показатель степени n зависит от числа Маха, числа Рейнольдса и шероховатости. Его можно определить по формуле:

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

где h – средняя высота бугорков шероховатости, обычно выбирается по значениям табл. 2.

Расчет минимального коэффициента лобового сопротивления горизонтального и вертикального оперения ведется по аналогии с расчетом коэффициента сопротивления крыла.

**Таблица 2. Высота бугорков шероховатости
в зависимости от обработки поверхности**

Характер поверхности	Класс чистоты	Высота бугорков шероховатости, мк
Матовые эмали, нанесенные кистью		60...18
Механическая обработка	▽4	40
	▽5	20
Дюралюминий анодированный, окрашенный пульверизатором	–	20...30
Дюралюминий анодированный	–	6...10
Эмалевое покрытие, шлифованное порошком пемзы	–	2...3
Эмалевое покрытие после полирования с применением паст	–	До 1 и менее

7.6 Расчёт коэффициента минимального лобового сопротивления фюзеляжа

Коэффициент пассивного сопротивления фюзеляжа определяется формулой:

$$c_{xa0\phi} = c_F \eta_\lambda \eta_M \frac{F_\phi}{S_{m\phi}} + \Delta c_{xa\phi} + c_{xak} + \Delta_{\alpha\beta} c_{x\phi},$$

где $c_F \eta_\lambda \eta_M \frac{F_\phi}{S_{m\phi}} = c_{xaF\phi}$ – коэффициент сопротивления трения фюзеляжа; $\eta_\lambda (\lambda_\phi)$ – коэффициент, учитывающий отличие формы фюзеляжа от плоской пластины; $\eta_M (\lambda_{нф}, M)$ – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха на сопротивление трения фюзеляжа; F_ϕ – площадь омываемой поверхности фюзеляжа, m^2 ; $S_{m\phi}$ – площадь миделя фюзеляжа, m^2 ; $\Delta c_{xa\phi}$ – поправка, учитывающая отклонение носовой части фюзеляжа от формы тела вращения, ее можно принять

равной $0,07 \cdot c_{хаF\phi}$; $c_{хак}$ – коэффициент сопротивления давления кормовой части фюзеляжа; $\Delta_{\alpha\beta} c_{х\phi}$ – поправка, учитывающая угол атаки и изгиб хвостовой части фюзеляжа вверх.

Число Рейнольдса фюзеляжа определяется по следующей формуле:

$$R_e = \frac{V_{расч} L_{\phi}}{\nu}$$

Поправку, учитывающую влияние удлинения фюзеляжа на сопротивление трения, определяют из графика рис. 58 [16].

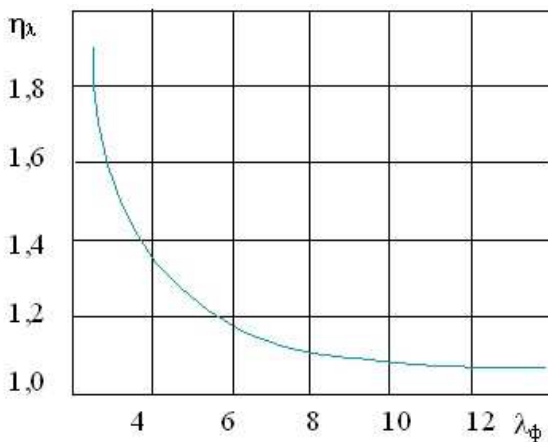


Рис. 58. Зависимость коэффициента формы фюзеляжа от его удлинения

Так как обычно при $M \leq 0,4$ сжимаемость не учитывают, то поправку, учитывающую влияние сжимаемости воздуха на сопротивление трения фюзеляжа, принимаем $\eta_m = 1$.

Коэффициент сопротивления давления кормовой части фюзеляжа рассчитывают по формуле

$$c_{хак} = c_{ха доп} K_{доп},$$

где $c_{xa \text{ дон}}$ – коэффициент донного сопротивления фюзеляжа со срезом за цилиндрической частью, который можно найти как

$$c_{xa \text{ дон}} = \frac{0,015}{\sqrt{c_F (\lambda_2 + \lambda_4)}};$$

$K_{\text{дон}}$ – коэффициент, определяемый по графику рис. 59 в зависимости от удлинения кормовой части фюзеляжа [17].

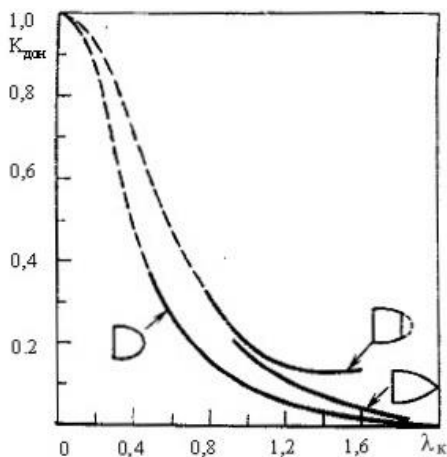


Рис. 59. Зависимость коэффициента $K_{\text{дон}}$ от удлинения и формы кормовой части фюзеляжа

Поправка, учитывающая угол атаки и изгиб хвостовой части фюзеляжа вверх (рис. 60) [16], рассчитывается по формуле:

$$\Delta_{\alpha\beta} c_{x\phi} = \frac{1}{S_{\text{м.ф}}} \left(F_1 |\sin \alpha^3| + F_2 \frac{|\sin \alpha^3 (\alpha - \beta)|}{\cos \beta} \right),$$

где F_1 – суммарная площадь проекции головной и центральной частей на плоскость, перпендикулярную базовой плоскости самолета, м^2 ; F_2 – площадь проекции кормовой части на плоскость, перпендикулярную

базовой плоскости самолета, M^2 ; β – угол отклонения хвостовой части фюзеляжа от его оси, град (см. рис. 60).

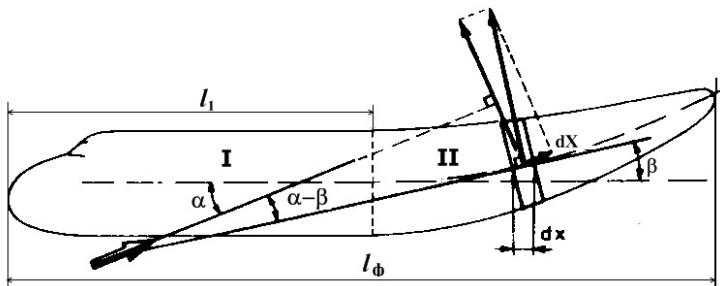


Рис. 60. Образование поперечной составляющей аэродинамической силы из-за угла отклонения хвостовой части фюзеляжа

7.7 Расчёт коэффициента минимального лобового сопротивления экраноплана

Коэффициент пассивного сопротивления экраноплана складывается из сопротивлений его составных частей, для этого составляют сводку лобовых сопротивлений в виде табл. 3.

Таблица 3 – Сводка лобовых сопротивлений

Наименование части самолета	Кол-во n, шт.	Площадь в плане или миделя S_i, M^2	Коэффициент лобового сопротивления, c_{xa0i}	$nc_{xa0i}S_i$
Консоли	2			
Центроплан	1			
Фюзеляж	1			
Горизонтальное оперение (ГО)	1			
Вертикальное оперение (ВО)	2			
$\sum nC_{xa0i}S_i$				

Тогда величина пассивного сопротивления экраноплана рассчитывается по формуле:

$$c_{xa0} = 1,06 \frac{\sum n c_{xa0i} S_i}{S}.$$

7.8 Построение полетной поляры

Поляра строится для ряда заданных высот полета до значения величины крейсерского c_{ya} . Общий вид поляры представлен на рис. 61. На графике представлено три кривых, соответствующих относительным высотам полета $\bar{h} = 0,1; 0,3; 0,5$.

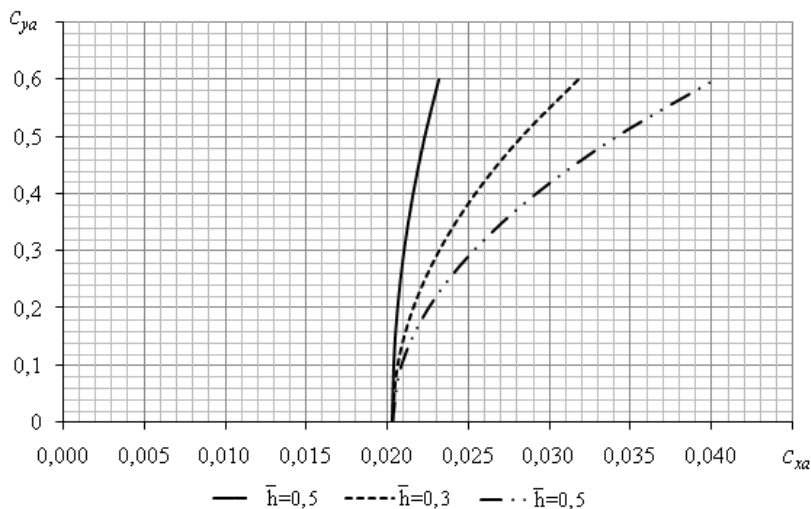


Рис. 61. Поляра в зависимости от высоты полета

7.9 Расчет характеристик подъемной силы

Максимальный коэффициент подъемной силы, до которого строится поляра, определяется по формуле [15]:

$$c_{ya \max} = c_{ya \max \infty} k_{\eta} \frac{1 + \cos \chi_0}{2},$$

где $c_{ya \max \infty}$ – значение коэффициента максимальной подъемной силы профиля, берется из графических зависимостей характеристик профиля; k_{η} – коэффициент, зависящий от сужения крыла [16]; χ_0 – угол стреловидности крыла по передней кромке, град.

Уменьшение коэффициента максимальной подъемной силы в результате влияния экрана оценивают по формуле:

$$c_{ya \max \text{ зем}} = \bar{c}_{ya \max} \cdot c_{ya \max}, \quad (7.1)$$

где $c_{ya \max}$ – максимальный коэффициент подъемной силы вдали от земли; $\bar{c}_{ya \max}$ – поправочный коэффициент, определяемый по графику рис. 62 [16] в зависимости от расстояния от задней кромки закрылка до поверхности земли:

$$\bar{h}_{\text{зак}} = \frac{h_{\text{зак}}}{b_{\text{ср}}},$$

где $h_{\text{зак}}$ – расстояние от задней кромки закрылка до земной поверхности, определяемое по чертежу.

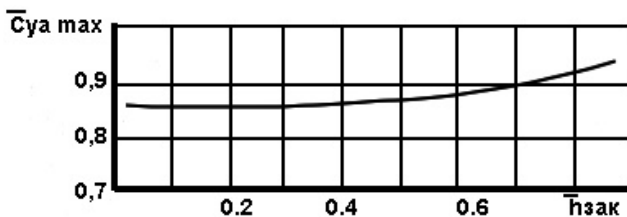


Рис. 62. Уменьшение максимального коэффициента подъемной силы вблизи земли

Допустимый коэффициент подъемной силы обычно определяют как

$$c_{ya\ доп} = 0,85c_{ya\ max}. \quad (7.2)$$

Из графических зависимостей для выбранного профиля крыла в зависимости от числа Маха на крейсерском режиме полета определяется производная коэффициента подъемной силы по углу атаки $c_{ya\infty}^\alpha$.

Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки c_{ya}^α для крыла конечного размаха без учёта влияния земли рассчитывается по формуле:

$$c_{ya}^\alpha = c_{ya\infty}^\alpha \frac{1 + (0,01\chi_0)^2}{\frac{1}{\cos \chi_0} + \frac{2}{\lambda_3}}.$$

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки в общем случае строится по уравнению

$$c_{ya} = c_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0 - \alpha_{зем}). \quad (7.3)$$

Производная $c_{ya\зем}^\alpha$ для крыла конечного размаха с учётом влияния земли может быть определена по той же формуле, что и без учета земли, но вместо эффективного удлинения λ_3 нужно подставлять $\lambda_{эф\зем}$:

$$c_{ya\зем}^\alpha = c_{ya\infty}^\alpha \frac{1 + (0,01\chi_0)^2}{\frac{1}{\cos \chi_0} + \frac{2}{\lambda_{эф\зем}}}, \quad (7.4)$$

где $\lambda_{эф\зем}$ эффективное удлинение крыла вблизи поверхности, его можно приближенно найти по формуле [16]:

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

Здесь $\bar{h} = h/l$ – отношение расстояния линии 1/4 средней хорды до земли к размаху крыла.

Линейный участок зависимости $c_{ya} = f(\alpha)$ проводят до значения $c_{ya доп}$, а криволинейный участок изображают приближенно от руки до значения $c_{ya max}$.

На рис. 63 в качестве примера приведены зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки, рассчитанные без влияния земли и с учетом влияния земли только на производную коэффициента подъёмной силы от угла атаки.

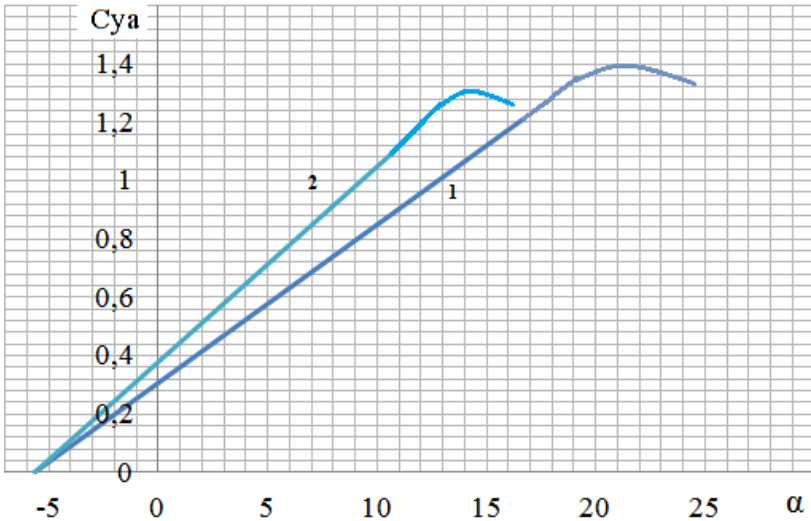


Рис. 63. Графики зависимостей коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки: 1 – без влияния земли; 2 – с учетом влияния земли (учет изменения производной)

Если те же зависимости рассчитать по методике, предлагаемой в работах [14, 15], когда влияние земли учитывается дополнительным приростом $C_{уа зем}$ на линейном участке на величину $\Delta C_{уа зем}$, то получаем график, представленный на рис. 64.

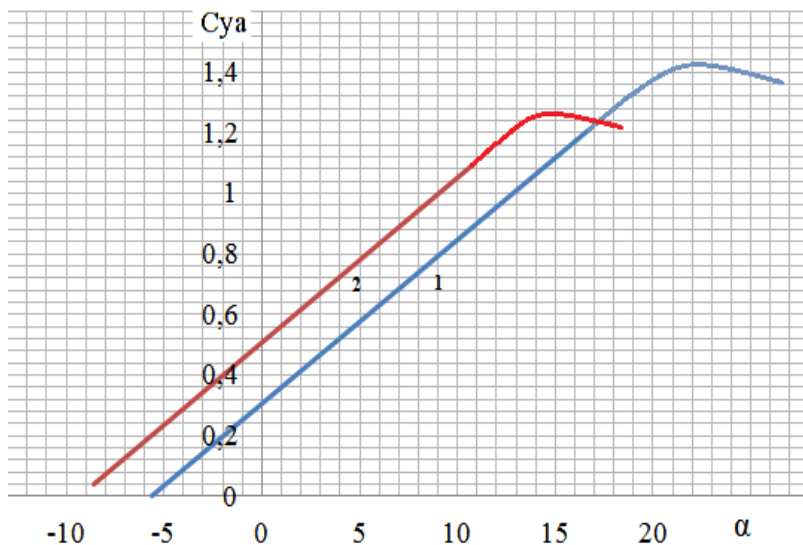


Рис. 64. Графики зависимостей коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки: 1 – без влияния земли; 2 – с учетом влияния земли при помощи поправки $\Delta C_{уа зем}$

Сравнение графиков зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки, полученных обоими способами, с данными эксперимента представлено на рис. 65. Из графика видно, что имеются значительные отличия экспериментальных данных от результатов расчета величин максимального коэффициента подъемной силы как для режимов полета вблизи экрана, так и без него, что, возможно, объясняется значительным отличием чисел Рейнольдса, принимаемых для расчета, и тех, которые были в эксперименте. Если рассмотреть

линейные участки зависимостей, то понятно, что метод расчета с учетом изменения производной дает лучшую сходимость с экспериментом, чем метод расчета с учетом поправки.

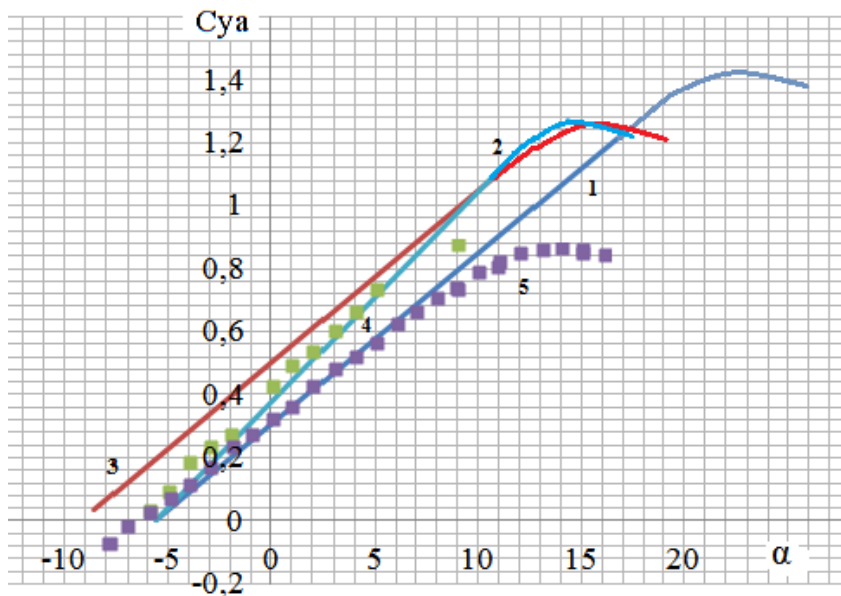


Рис. 65. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки:
 1 – без влияния земли; 2 – первый метод (учет влияния земли с помощью изменения производной); 3 – второй метод (учет влияния земли с помощью поправки $\Delta c_{ya зем}$); 4 – экспериментальные данные вблизи экрана;
 5 – экспериментальные данные без экрана

7.10 Расчет характеристик подъемной силы для механизированного крыла

В качестве механизации крыла на экранопланах обычно используют простой закрылок, а также щитки, например для ограждения

периметра воздушной подушки. Влияние механизации крыла на характеристики подъемной силы рассчитывают для заданной высоты полета. Также задается хорда закрылка $\bar{b}_{\text{закр}}$ по отношению к хорде крыла и углы отклонения закрылка на взлетном и посадочном режимах δ . Влияние закрылков сводят к изменению угла нулевой подъемной силы, которое определяют по формуле:

$$\Delta\alpha_{0\text{закр}} = \frac{\Delta c_{\text{ya лин}}}{c_{\text{ya}}^{\alpha}},$$

где $\Delta c_{\text{ya лин}}$ – прирост коэффициента подъемной силы на линейном участке; c_{ya}^{α} – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки для крыла конечного размаха.

Прирост коэффициента подъемной силы на линейном участке определяется по формуле:

$$\Delta c_{\text{ya лин}} = \Delta c_{\text{ya проф}} \bar{S}_{\text{обсл закр}} \cos^2 \chi_{\text{закр}},$$

где $\Delta c_{\text{ya проф}}$ – прирост коэффициента подъемной силы профиля; $\bar{S}_{\text{обсл закр}}$ – относительная площадь крыла, обслуживаемая закрылком; $\chi_{\text{закр}}$ – стреловидность закрылка по передней кромке.

Относительная площадь крыла, обслуживаемая закрылками, определяется по формуле:

$$\bar{S}_{\text{обсл закр}} = \frac{S_{\text{обсл закр}}}{S},$$

где S – площадь крыла; $S_{\text{обсл закр}}$ – площадь крыла, обслуживаемая закрылком, определяется с чертежа как показано на рис. 66.

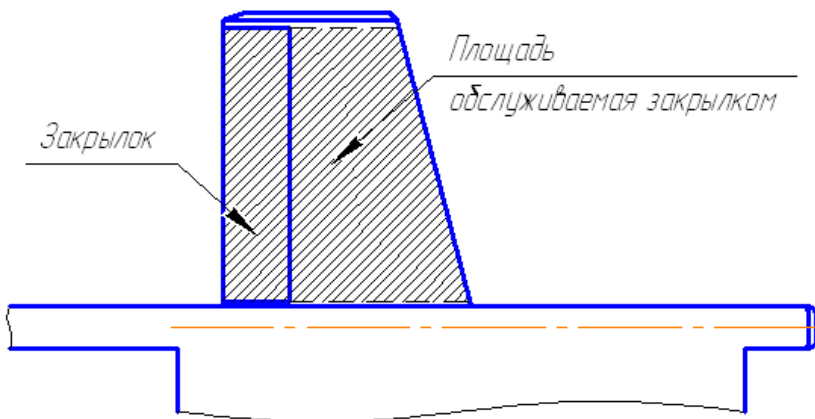


Рис. 66. К определению площади крыла, обслуживаемой закрылком

После нахождения прироста $\Delta\alpha_{0\text{закр}}$ зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ может быть построена по формуле (7.3).

Прирост максимального коэффициента подъемной силы, обусловленный применением закрылков, определяется как 2/3 от величины прироста c_{ya} на линейном участке:

$$\Delta c_{ya \text{ макс}}^{\text{закр}} = \frac{2}{3} \Delta c_{ya \text{ лин}}.$$

Построение кривой $c_{ya}(\alpha)$ при отклоненной на определенный угол механизации ведется до значения $c_{ya \text{ макс}}$, которое определяется как:

$$c_{ya \text{ макс}} = c_{ya \text{ макс}0} + \Delta c_{ya \text{ макс}}^{\text{закр}},$$

где $c_{ya \text{ макс}0}$ – коэффициент максимальной подъемной силы немеханизированного крыла.

Допустимый коэффициент подъемной силы $C_{ya \text{ доп}}$ рассчитывается по формуле (6.1), а прирост подъемной силы в результате влияния экрана учитывается при расчете производной – по формуле (7.4).

Уменьшение максимального коэффициента подъемной силы, обусловленное близостью земли, оценивается формулой (7.1).

На рис. 67 представлена экспериментально полученная зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при разных значениях угла отклонения закрылка. Как видно из графика, влияние механизации на зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ выражается только в изменении $\Delta\alpha_{0\text{закр}}$, производная C_{ya}^α не изменяется по отношению к исходной зависимости, полученной без учета механизации.

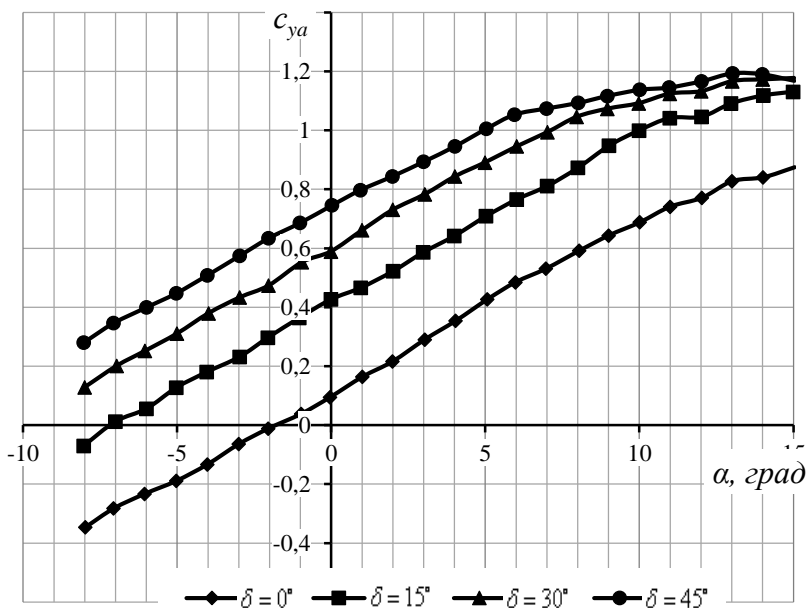


Рис. 67. Влияние угла отклонения закрылка δ° на коэффициент подъемной силы крыла

7.11 Зависимость подъемной силы от угла атаки на взлетном режиме

Максимальный взлетный вес самолета определяется по формуле:

$$P = mg,$$

где m – максимальная взлетная масса, кг.

Уравнение зависимости подъемной силы от угла атаки имеет вид:

$$Y_{взл} = c_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0 - \Delta\alpha_{0закр} + \alpha_{уст}) \frac{\rho V_{отр}^2}{2} S, \quad (7.5)$$

где c_{ya}^{α} – производная коэффициента подъёмной силы крыла конечного размаха, определенная с учетом влияния земли по формуле (7.4); α_0 – угол нулевой подъемной силы, град; $\Delta\alpha_{0закр}$ – изменение угла нулевой подъемной силы, определенное для заданного угла отклонения механизации, град; $V_{отр}^2$ – предполагаемая скорость отрыва экраноплана от поверхности; S – площадь крыла.

Далее по формуле (7.5) строится зависимость подъемной силы экраноплана от угла атаки. На этот же график горизонтальной линией наносится величина, равная взлетному весу аппарата. Пересечение этих линий позволяет определить угол атаки $\alpha_{отр}$, потребный для получения величины подъемной силы, равной взлетному весу экраноплана.

Дальнейшее сравнение этой величины с допустимым углом атаки, определенным с учетом влияния земли и механизации, позволяет сделать вывод о возможности взлета аппарата при заданной скорости (рис. 68).

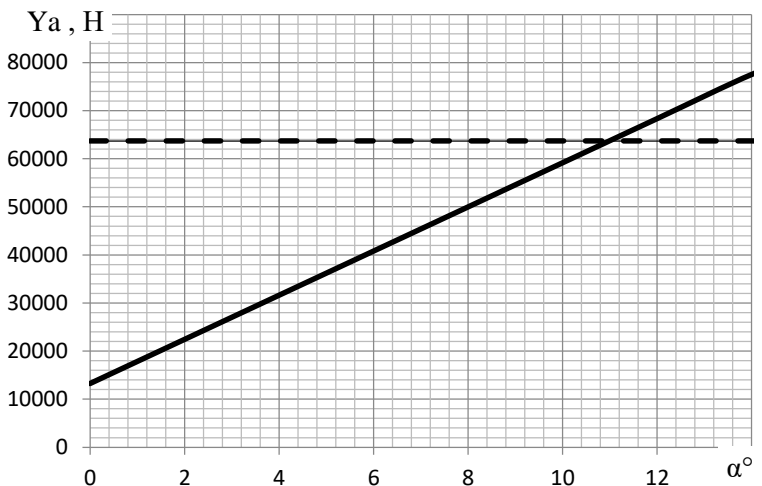


Рис. 68. Определение взлетного угла атаки $\alpha_{\text{взл}}$

7.12 Расчет крейсерской высоты полета

Расчёт высоты крейсерского полёта проводится путём сравнения величины подъемной силы, определённой для разных высот полета, и веса аппарата, поскольку подъемная сила в установившемся горизонтальном полете должна быть равна весу. Если считать, что вес экраноплана во время полета не изменяется, а коэффициент подъемной силы при постоянном угле атаки зависит от высоты полета над поверхностью, то понятно, что высота полета экраноплана зависит от его скорости. Скорость полета, соответствующая заданной высоте, может быть рассчитана по формуле:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2P}{c_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0 + \alpha_{ycm}) \rho S}} \quad (7.6)$$

Рассчитав по формуле (7.6) значения скорости для разных заданных высот полета, можно построить график, представленный на

рис. 69. Приведенный график наглядно демонстрирует, как будет изменяться высота полета до экрана при изменении его крейсерской скорости полета.

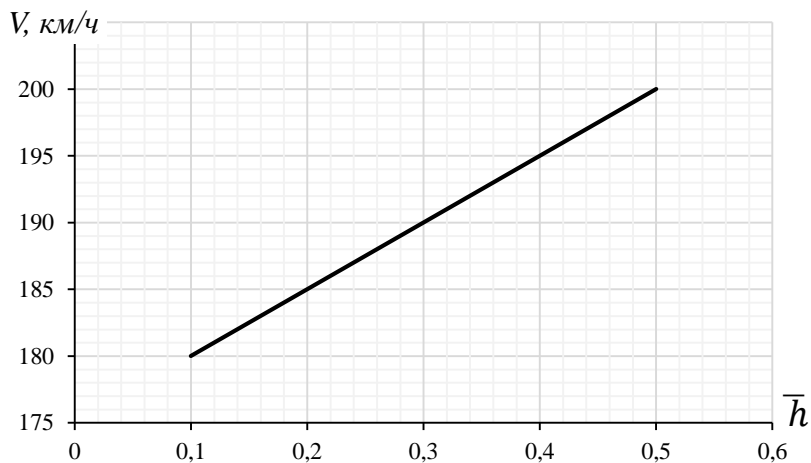


Рис. 69. Зависимость относительной высоты от скорости полета

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенные в настоящей работе материалы помогут выбрать аэродинамическую схему экраноплана, подобрать взлетно-посадочные устройства, провести инженерный расчет аэродинамических характеристик, а также по имеющимся экспериментальным данным оценить статическую продольную устойчивость экраноплана.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лодкин В.С. Экранопланам – быть! Независимое военное обозрение URL: http://nvo.ng.ru/armament/2016-12-23/1_931_ekranoplan.html.
2. Драчев П.Т., Кноль В.А., Никитин А.Н. Проект «Ноосферные транспортные системы Сибири и Дальнего Востока». Итоги реализации. – Новосибирск: Российская академия естественных наук, 2005. 606 с.
3. Авиация: Энциклопедия / гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с. ил.
4. Экранопланы: транспортные суда 21 века / А.И. Маскалик, Р.А. Нагапетян, В.В. Иваненко [и др]. – СПб.: Судостроение, 2005. 262 с.
5. Экранопланы. Особенности теории и проектирования / А.И. Маскалик, Р.А. Нагапетян, В.В. Иваненко [и др]. – СПб.: Судостроение, 2000.
6. Перспективы развития высокоскоростного водного транспорта в России: монография / под ред. А.В. Пустошного // ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова. – СПб., 2010. – 126 с.
7. Морозов В.П. Основы проектирования экранопланов // Нижегородский государственный технический университет им Р.Е. Алексеева. – Нижний Новгород, 2015. – 39 с.
8. Концептуальное проектирование самолета: учебное пособие / В.А. Комаров, Н.М. Боргест, И.П. Вислов Н.В. [и др]. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. – 120 с.
9. Аэродинамика летательных аппаратов: учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г.А. Колесников, В.К. Марков,

- А.А. Михайлюк [и др]; под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.
10. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
 11. Гадецкий В.М. Влияние формы профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана // Труды ЦАГИ. 1985, вып. 2304.
 12. Архангельский В.Н., Коновалов С.И. Расчетное исследование влияния параметров профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана // Труды ЦАГИ, 1985, вып. 2304.
 13. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ, 1970. Т.1. № 4.
 14. Жуков В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997. – 81 с.
 15. Головин В.М., Филиппов Г.В., Шахов В.Г. Расчёт поляр и подбор винта к самолету. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 1992. – 69 с.
 16. Расчёт аэродинамических характеристик крыльев дозвуковых самолётов / В.В. Васильев, А.Н. Никитин, В.А. Фролов [и др]. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. – 63 с.
 17. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев [и др.]; под ред. С.М. Егера; изд. 3-е, перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Учебное издание

Назаров Дмитрий Валентинович

АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ

Учебное пособие

Редактор Н.С. Купринова
Компьютерная верстка Л.Р. Дмитриенко

Подписано в печать 12.08.2019. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печ. л. 7,5.
Тираж 25 экз. Заказ . Арт. – 9(P1У)/2019.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

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

