



Министерство образования
Республики Беларусь

БЕЛОРУССКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Кафедра «Кораблестроение и гидравлика»

И. В. Качанов
Ю. П. Ледян
М. К. Щербакова

**КОНСТРУКЦИЯ БЫСТРОХОДНЫХ СУДОВ.
ЭКРАНОПЛАНЫ**

Пособие

Минск
БНТУ
2015

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ
Белорусский национальный технический университет

Кафедра «Кораблестроение и гидравлика»

И. В. Качанов
Ю. П. Ледян
М. К. Щербакова

КОНСТРУКЦИЯ БЫСТРОХОДНЫХ СУДОВ.
ЭКРАНОПЛАНЫ

Пособие
для студентов специальности 1-37 03 02
«Кораблестроение и техническая эксплуатация
водного транспорта»

*Под научной редакцией д-ра техн. наук
профессора И. В. Качанова*

Минск
БНТУ
2015

УДК 629.12.001:531.2(075.8)

ББК 39.42-01я7

К30

Рецензент *А. С. Дмитриченко*

Качанов, И. В.

К30 Конструкции быстроходных судов. Экранопланы : пособие для студентов специальности 1-37 03 02 «Кораблестроение и техническая эксплуатация водного транспорта» / И. В. Качанов, Ю. П. Лемян, М. К. Щербакова; под науч. ред. И. В. Качанова. – Минск : БНТУ, 2015. – 72 с.
ISBN 978-985-550-344-7.

Рассмотрены история развития и современное состояние развития экранопланостроения, конструктивные особенности экранопланов, их корпусов, энергетических установок и стартовых устройств.

УДК 629.12.001:531.2(075.8)

ББК 39.42-01я7

ISBN 978-985-550-344-7

© Качанов И. В., Лемян Ю.П.,
Щербакова М. К., 2015

© Белорусский национальный
технический университет, 2015

ВВЕДЕНИЕ

Экраноплан (от экран + (аэро)план), в официальной советской классификации «судно на динамической воздушной подушке», – высокоскоростное транспортное средство, аппарат, летящий в пределах действия аэродинамического экрана, то есть на относительно небольшой (до нескольких метров) высоте от поверхности воды, земли, снега или льда. При равных массе и скорости площадь крыла экраноплана намного меньше, чем у самолета. По международной классификации (ИМО) экранопланы относятся к морским судам.

Согласно определению, сформулированному во «Временном руководстве по безопасности экранопланов», принятом ИМО: *экрaноплан* – это многорежимное судно, которое в своем основном эксплуатационном режиме летит с использованием «экрaнного эффекта» над водной или иной поверхностью, без постоянного контакта с ней, и поддерживается в воздухе главным образом аэродинамической подъемной силой, генерируемой на воздушном крыле (крыльях), корпусе или их частях, которые предназначены для использования действия «экрaнного эффекта».

Экранопланы способны эксплуатироваться на самых различных маршрутах, в том числе и тех, которые недоступны для обычных судов. Наряду с более высокими, чем у других скоростных судов, гидроаэродинамическим качеством и мореходностью экранопланы практически всегда обладают амфибийными свойствами. Помимо водной глади они способны передвигаться над твердой поверхностью (земля, снег, лед) и базироваться на ней. Экраноплан, таким образом, объединяет в себе лучшие качества судна и самолета.

Экранопланы, способные на длительное время отрываться от экрана и переходить в «самолетный» режим полета, называются *экрaнолетами*.

Достоинства экранопланов:

- высокая живучесть;
- достаточно высокая скорость;
- высокая экономичность и более высокая грузоподъемность по сравнению с самолетами, так как подъемная сила складывается с силой, образующейся от экранного эффекта;
- экранопланы по скоростным, боевым и грузоподъемным характеристикам превосходят суда на воздушной подушке и суда на подводных крыльях;
- для военных целей немаловажны малозаметность экраноплана на радарях вследствие полета на высоте нескольких метров, быстрходность, невосприимчивость к противокорабельным минам;

– для экранопланов не важен тип поверхности, создающей эффект экрана, – они могут перемещаться над замерзшей водной гладью, снежной равниной, над бездорожьем и т. д.; как следствие, они могут перемещаться по «прямым» маршрутам, им не нужна наземная инфраструктура: мосты, дороги и т. д.;

– современные экранолеты гораздо безопаснее обычных самолетов: в случае обнаружения неисправности в полете амфибия может сесть на воду даже при сильном волнении, причем это не требует совершения каких-либо предпосадочных маневров и может быть осуществлено просто сбросом газа (например, в случае неисправности двигателей). Также и сама неисправность двигателя зачастую не столь опасна для крупных экранопланов ввиду того, что они имеют несколько двигателей, разделенных на стартовую и маршевую группу, и неисправность двигателя маршевой группы может быть компенсирована запуском одного из двигателей стартовой группы;

– экранолеты относятся к безаэродромной авиации – для взлета и посадки им нужна не специально подготовленная взлетная полоса, а лишь достаточная по размерам акватория или ровный участок суши.

Недостатки:

– одним из серьезных препятствий регулярной эксплуатации экранопланов является то, что место их предполагаемых полетов (вдоль рек) очень точно совпадает с зонами максимальной концентрации птиц;

– управление экранопланом отличается от управления самолетом и требует специфических навыков;

– экраноплан «привязан» к поверхности и не может лететь над ровной поверхностью; этого недостатка лишен экранолет;

– хоть полет «на экране» и связан с меньшими энергетическими затратами, нежели у самолета, однако процедура старта требует большей тяговооруженности, сравнимой с таковой у транспортного самолета, и соответственно применения дополнительных стартовых двигателей, не задействованных на маршевом режиме (для крупных экранопланов), либо особых стартовых режимов для основных двигателей, что ведет к дополнительному расходу топлива;

– низкая маневренность, так как экраноплан, как и самолет, для изменения направления движения должен создавать центростремительную силу, единственным источником которой является крыло. При высоте полета порядка САХ крыла возможные крены очень малы, а радиусы поворотов слишком велики.

1. ЭКРАНОПЛАН – НОВЫЙ ВИД ВОДНОГО ТРАНСПОРТА

1.1. Общие сведения об экранопланах

Экранопланы (ЭП) – высокоскоростные низколетящие суда, использующие при движении благоприятный эффект влияния экрана на их несущие свойства.

Экранный эффект – эффект изменения несущих свойств крыла на малых высотах – открыт авиаторами. Впервые с этим эффектом столкнулись летчики на взлетно-посадочных режимах движения самолетов в 20-х гг. XX в. Поскольку летные данные самолета, в частности его устойчивость, не были рассчитаны на этот эффект, для самолетов в ряде случаев это оборачивалось авариями и катастрофами на взлетно-посадочных режимах движения [1].

Одной из первых научных работ, посвященных влиянию экрана на аэродинамические свойства крыла, была экспериментальная работа Б. Н. Юрьева [2]. В период 1935–1939 гг. комплекс экспериментальных и теоретических работ в этом направлении провел российский ученый Я. М. Серебрянский [3]. Примерно в то же время в этом же направлении видными учеными разных стран: А. Бетцем, К. Визельсбергером, С. Детвайлером, С. Томатика, Д. Хаггетом, Д. Баглей, М. Финком, Р. Галлингтоном [4] проведен ряд теоретических и экспериментальных исследований. Результаты этих исследований позволили произвести приближенную оценку влияния экранного эффекта на аэродинамические характеристики низколетящего крыла. В частности, было показано, что на малых высотах (меньших хорды крыла) подъемная сила крыла растет, причем тем больше, чем ближе крыло расположено к экрану, сопротивление уменьшается, изменяется продольный момент. Это позволило разработать соответствующие рекомендации для управления самолетом на взлетно-посадочных режимах. Тем не менее для авиации этот эффект долгое время остается «вредным».

В настоящее время многие конструкторы в разных странах работают над решением проблемы увеличения скорости транспортных средств – радикального пути повышения эффективности, важнейшего показателя их технического совершенства.

Водный транспорт является одним из самых тихоходных. Максимальная скорость водоизмещающих судов, ограниченная волно-

вым сопротивлением, составляет 20–25 км/ч для речных и 40–50 км/ч для морских судов.

Скорость водоизмещающих судов ограничена резким ростом волнового сопротивления. С приближением к скорости по Фруду $Fr_{(D)} = 2,5$ существует так называемый горб сопротивления. Снизить сопротивление удалось путем подъема корпуса из воды с помощью гидродинамических и аэростатических устройств, что частично реализовано на судах на подводных крыльях (СПК), на воздушной подушке (СВП) и на глиссирующих катамаранах. Но и здесь есть физические ограничения скорости. У СПК это связано с кавитацией крыльев на скоростях около 100 км/ч, у СВП – с «поршневым эффектом» при прохождении профиля волны и невозможностью устранить замывы корпуса и гибких ограждений, что ведет к росту гидродинамического сопротивления и ударных нагрузок. Дополнительно на больших скоростях встает проблема обеспечения продольной устойчивости от действия значительной аэродинамической составляющей на корпусе судна. При ветроволновых возмущениях систематически происходят подлет и опрокидывание судна. Поиски способов повышения скорости на водном транспорте продолжают.

Радикально уменьшить сопротивление и повысить мореходность при движении на больших скоростях возможно, если полностью поднять судно над гребнями волн и при этом использовать полезное влияние поверхности для создания аэродинамической подъемной силы. Подобный способ реализуется новым типом судна – *экранопланом*.

Первая известная изобретательская заявка на аппарат (1935), использующий эффект экрана, принадлежит финскому инженеру Т. Каарио. В ней описываются аэросани в виде крыла малого удлинения, поставленного на лыжи. Испытания, проведенные Т. Каарио в 1934–1936 гг., подтвердили благоприятное влияние экрана на несущие свойства крыла. Однако решить вопросы устойчивости созданного аппарата Каарио не удалось [1].

Интенсивные разработки проектов экранопланов были развернуты в начале 1960-х гг. XX в., когда Р. Е. Алексеевым (СССР) и А. Липпишем (США), независимо друг от друга, были разработаны и испытаны экспериментальные образцы экранопланов, обладающие высоким аэродинамическим качеством и устойчивостью полета вблизи поверхности. Позднее, в 1970-х гг., Г. Йоргом (ФРГ) предложен еще один вариант устойчивой в приэкранном полете схемы – схема «тандем».

Базовая схема экранопланов Р. Е. Алексеева характеризуется как «нормальная самолетная схема» с низкорасположенным крылом малого удлинения, оборудованным концевыми шайбами, и высокорасположенным Т-образным оперением, максимально вынесенным из зоны скосов потока за крылом. В качестве шасси для старта с воды и выхода на берег использовалась воздушная подушка проточной схемы (система отклонения струй двигателей под крыло – поддув).

Следует отметить, что в предложенных Р. Е. Алексеевым первых схемах экранопланов уже заложены основные принципы обеспечения продольной и боковой устойчивости движения вблизи экрана – тех вопросов, которые не удалось решить изобретателям экранопланов 1930-х гг.

К началу 1970-х гг. в ЦКБ по СПК (Центральное конструкторское бюро по судам на подводных крыльях, Нижний Новгород) по результатам испытаний ряда лабораторных и самоходных моделей были разработаны расчетно-экспериментальные методы проектирования, обеспечивающие устойчивость в приэкранном полете, разработан новый тип амфибийного стартового устройства – поддув, созданы и испытаны три типа тяжелых экранопланов – КМ (540 т), Орленок (125 т), Лунь (350 т).

Схема А. Липпиша известна как схема с шатрообразным крылом, хорошо удерживающим давление воздуха между крылом и экраном и обладающим наименьшим индуктивным сопротивлением. Оперение расположено высоко над крылом по Т-образной схеме. Для старта с воды использованы поплавки на концах крыла и глиссирующий корпус-лодка.

Схема тандем, предложенная в 1970-х гг. Г. Йоргом (ФРГ), представляет собой еще один вариант базовой схемы экраноплана, в которой два примерно одинаковых крыла расположены друг за другом («тандем»). Схема также обладает продольной устойчивостью, но в ограниченном диапазоне углов тангажа и высот полета.

Экранопланы могут быть подразделены на подгруппы в зависимости [5]:

- от особенностей аэрогидродинамической компоновки (АГДК);
- типа движителя;
- особенностей стартового устройства.

Аэродинамическая компоновка экраноплана представляет собой совокупность его основных аэродинамических элементов с их геометрическими данными и взаиморасположением.

К настоящему времени исследованы следующие типы принципиальных АГДК экранопланов: «тандем», «самолетная», «составное крыло» и «летающие крыло» (рис. 1.1) [6].

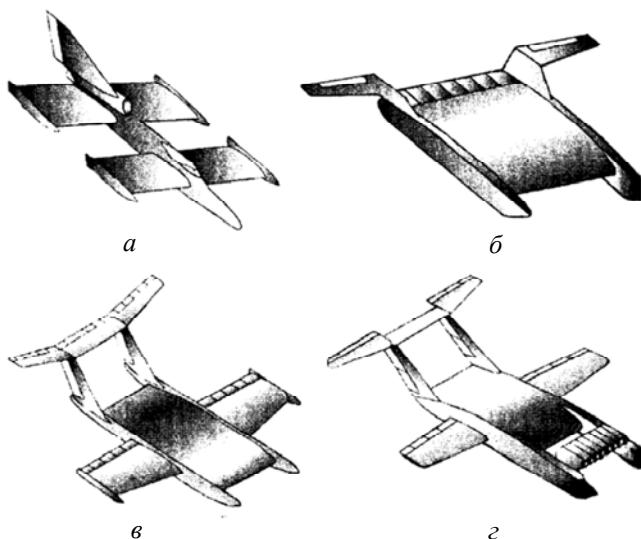


Рис. 1.1. АГДК экраноплана:
а – тандем; б – летающие крыло; в – составное крыло;
г – составное крыло с поддувом

По типу примененного движителя различают экранопланы с воздушным и водяным винтом, а также с воздушно-реактивным движителем, в котором для полета используется тяга струи воздуха, отбрасываемого вентилятором; имеются проекты с турбореактивным двигателем. Тип движителя обычно определяет и такое весьма важное качество экраноплана, как амфибийность, то есть способность передвигаться помимо воды по грунту, льду и т. д. При гребном винте это свойство аппарата утрачивается.

Весьма важное, зачастую определяющее значение для общей компоновки экраноплана имеют особенности его **стартового устройства**, то есть технических средств, обеспечивающих выход аппара-

та на расчетный режим околоэкранного полета. В зависимости от принципа действия и конструктивного выполнения этого устройства экранопланы можно подразделить на следующие группы [5]:

- аппараты без специальных стартовых устройств;
- аппараты с поворотными крыльями и заслонками, направляющими воздушную струю воздушного винта под несущее крыло;
- аппараты со специальной системой поддува в виде поддувных двигателей, нагнетающих воздух под корпус или несущее крыло;
- аппараты с водяными лыжами.

Некоторые из этих подгрупп, в свою очередь, можно было бы подразделить в зависимости от особенностей конструктивных решений стартового устройства, например, поддува. Предложены также аппараты, на которых для облегчения выхода на расчетный режим применяются сразу несколько устройств, в частности, система поддува и гидролыжи.

Экранопланы, как и другие транспортные средства (суда, самолеты), могут иметь гражданское и военное назначение.

1.2. Место экранопланов в системе транспортных средств

Темпы и размах того или иного нового транспортного средства, как правило, в значительной степени определяются его экономической эффективностью, то есть такими технико-экономическими показателями, как массовая отдача, провозная способность, стоимость постройки и эксплуатации и др. Естественно, важную роль играют эксплуатационные характеристики – безопасность эксплуатации, независимость от времени года, гидрометеорологических условий, комфорт и т. д.

Исследования, проведенные в последние годы за рубежом, позволяют в первом приближении определить место экранопланов среди других видов транспортных средств, подметить некоторые зависимости их экономической эффективности от основных конструктивных параметров и условий эксплуатации.

Одна из характерных особенностей современного этапа развития всех видов транспортных средств – стремление повысить скорость, в значительной мере определяющую их экономическую эффективность.

Известно, что последние типы пассажирских самолетов в результате повышения скорости (в 2,5–3 раза) соответственно обладают и увеличенной производительностью (провозной способностью).

В последние годы образовался разрыв между скоростями наземного и, особенно, водного транспорта, с одной стороны, и воздушного транспорта – с другой. Таким образом появилась громадная область неиспользуемых транспортом скоростей в 150–500 км/ч.

Экранопланы обладают огромным преимуществом по скорости перед традиционными судами, высоким аэродинамическим качеством (совершенством), превышающим аналогичный показатель современных самолетов, и более высокой мореходностью, чем гидросамолеты. Кроме того, экранопланы обладают и амфибийными качествами.

Основными преимуществами экранопланов перед надводными судами являются бóльшие (в 5–10 раз) скорость хода и амфибийность, которые обеспечивают способность самостоятельного выхода на относительно ровный необорудованный берег, в том числе при наличии ледового припая, и базирования на берегу. Способность экранопланов двигаться над заснеженными и ледовыми поверхностями, а также над землей делает их всепогодным видом водного транспорта. Имея высокие мореходные качества, экранопланы в морских и океанских условиях значительно превосходят гидросамолеты.

Как по скоростным возможностям, так и по мореходным качествам, автономности и большой грузоподъемности экранопланы будут незаменимы при ведении спасательных операций с терпящих бедствие судов, кораблей, подводных лодок, летательных аппаратов и приводнившихся космических объектов. Важное место отводится экранопланам и в военно-морском флоте. Примером этого являются транспортно-десантный экраноплан «Орленок» и ракетный экраноплан «Лунь» [6]. С 1970-х гг. XX в. российскими конструкторами экранопланов проводятся активные работы по созданию гражданских экранопланов. С созданием первого практического образца гражданского экраноплана «Акваглайд-5» наметились серьезные перспективы по созданию пассажирских экранопланов различных водоизмещений [6, 7]. Экранопланы могут стать уникальным транспортом для освоения и поддержания жизнедеятельности арктических районов нашей планеты [1].

2. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО И НАЗНАЧЕНИЕ ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ ЭКРАНОПЛАНА

Основные части экраноплана приведены на рис. 2.1.

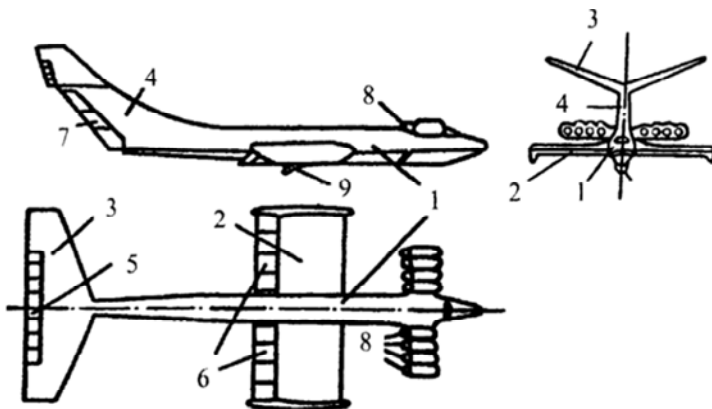


Рис. 2.1. Аэродинамическая компоновка ЭП КМ:

1 – фюзеляж; 2 – несущее крыло; 3 – горизонтальное оперение; 4 – вертикальное оперение; 5 – руль высоты; 6 – закрылок; 7 – руль направления; 8 – силовая установка; 9 – гидролыжное устройство

Фюзеляж предназначен для размещения экипажа, полезной нагрузки, необходимых систем и устройств экраноплана. Кроме того, фюзеляж служит для обеспечения плавучести, устойчивости, непотопляемости и мореходности экраноплана как на плаву, так и при движении по воде на малых и взлетно-посадочных скоростях. Особенности фюзеляжа экраноплана являются хорошо обтекаемая форма (по типу фюзеляжа самолета), а также килеватое реданированное днище, обеспечивающее минимальное сопротивление и «неприлипание» экраноплана к воде на взлетно-посадочных режимах [1].

Реданы и срывники, устанавливаемые на днище экраноплана, имеют сложную форму, рассчитанную также на кратковременный контакт с поверхностью воды во время полета экраноплана. При таком контакте силы и моменты, возникающие на отдельных частях экраноплана, входящих в соприкосновение с водой, минимальны.

Несущее крыло служит для создания подъемной силы, необходимой для отрыва фюзеляжа от воды и полета экраноплана. Для

изменения подъемной силы в составе крыла делается отклоняемый от плоскости крыла закрылок.

Отличительной особенностью конструкции крыла экраноплана является малое, в сравнении с самолетами, удлинение:

$$\lambda_{\text{кр}} = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}} \leq 3,5,$$

где $l_{\text{кр}}$ – размах крыла, м;
 $S_{\text{кр}}$ – площадь крыла, м.

Для снижения потерь подъемной силы и уменьшения индуктивного сопротивления такого крыла, вызванных интенсивным перетеканием потока воздуха из области повышенного в область пониженного давления, на крыле устанавливаются односторонние концевые шайбы (рис. 2.2).

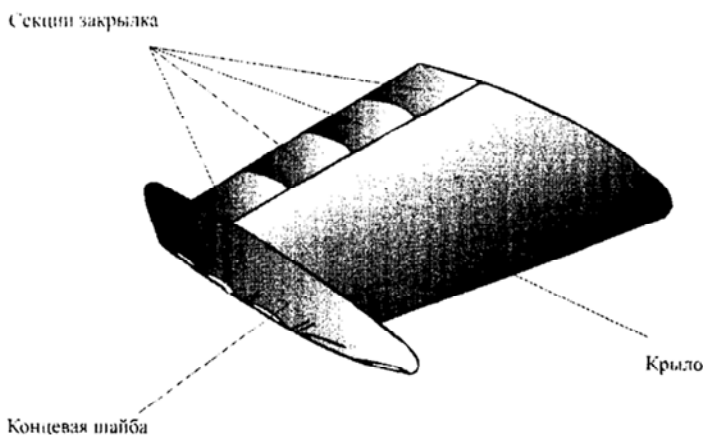


Рис. 2.2. Концевая шайба крыла ЭП

Такая конструкция и низкое расположение крыла на фюзеляже позволяют создать под крылом экраноплана замкнутую область, сверху ограниченную плоскостью крыла, по бокам – его шайбами и сзади – отклоненными закрылком. При подаче в эту область с передней кромки крыла потока воздуха (газовоздушного потока от работы винтовых или турбореактивных двигателей) под крылом создается весьма эф-

фактивная динамическая «воздушная подушка», значительно повышающая стартовые качества экраноплана. Учитывая, что концевые шайбы крыла на взлетно-посадочных режимах экраноплана, характеризующихся большими скоростями, активно взаимодействуют с водой, их нижние части выполняются в виде глиссирующих тел с реданами, предотвращающими их «зарывание» в воду.

Геометрия крыла экраноплана (форма в плане, профиль сечения и др.) имеет особенности, представленные на рис. 2.3.

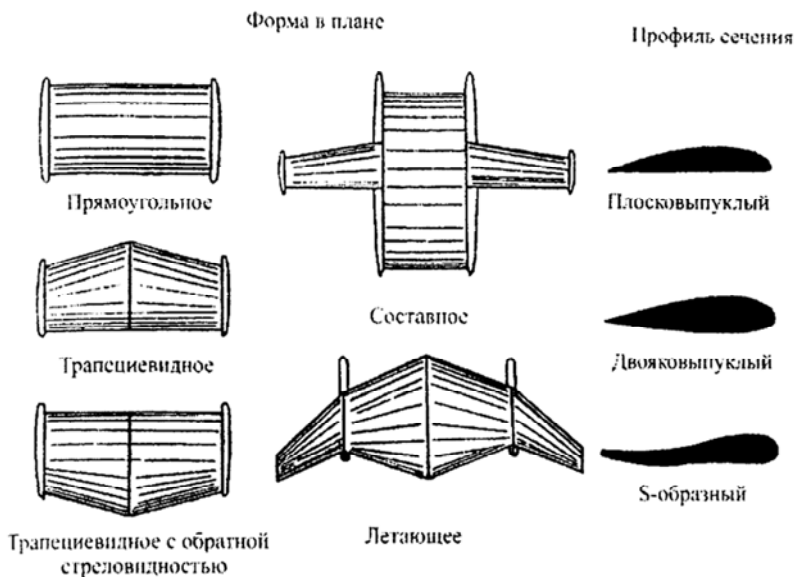


Рис. 2.3. Геометрия крыла ЭП

Стабилизирующие плоскости экраноплана – горизонтальное и вертикальное оперение – предназначены, как и у самолета, для обеспечения его устойчивости и управляемости.

Горизонтальное оперение предназначено для обеспечения продольной балансировки, устойчивости и управляемости экраноплана. В связи со спецификой экранной аэродинамики для обеспечения этих задач горизонтальное оперение у экранопланов устанавливается высоко над крылом и далеко за ним; по относительной величине площади и размаху оно существенно превышает горизонтальные

оперения самолетов. У экранопланов первого поколения площадь горизонтального оперения составляет 40–50 % площади несущего крыла, а размах оперения соизмерим с размахом крыла.

Геометрия горизонтального оперения (форма в плане, профиль сечения и др.) также может быть различной (рис. 2.4, *а*) в зависимости от аэродинамической компоновки экраноплана. Характерной для экранопланов первого поколения является большая величина угла стреловидности горизонтального оперения, способствующая увеличению расстояния его центра давления от центра давления несущего крыла, что эквивалентно увеличению плеча горизонтального оперения, играющего преобладающую роль в обеспечении продольной устойчивости экраноплана.

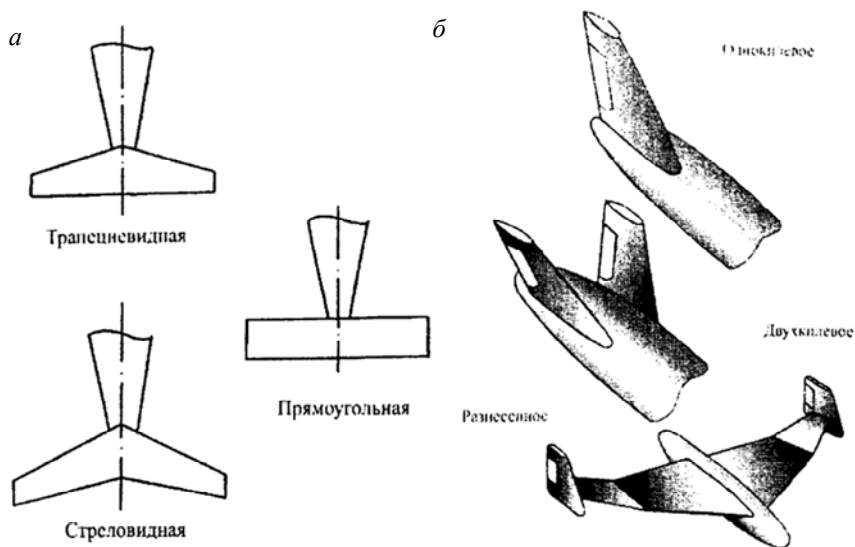


Рис. 2.4. Геометрия оперения ЭП:
а – горизонтального; *б* – вертикального

Вертикальное оперение предназначено для обеспечения боковой устойчивости и управляемости экраноплана. Особенностью экранопланов первого поколения является их большая площадь, в относительных величинах существенно превышающая площадь вертикального оперения самолетов, а также большой угол стреловидности,

связанный с необходимостью максимального удаления в корму горизонтального оперения, опирающегося на вертикальное оперение.

Геометрия вертикального оперения (форма в плане, удлинение, профиль сечения и др.) может быть различной (рис. 2.4, б) в зависимости от аэродинамической компоновки экраноплана.

Органы управления экранопланом предназначены для балансировки и управления экранопланом в продольной (руль высоты, закрылок) и боковой (руль направления, элероны) плоскостях.

Руль высоты, служащий для балансировки и управления по углу тангажа, на экранопланах первого поколения располагается в задней части горизонтального оперения. Из условий безопасности полета (при возможных отказах руля высоты) он, как правило, секционирован. Для снижения шарнирных моментов от перекаладки руля высоты с учетом его сравнительно большой площади (необходимость балансировки экраноплана не только на крейсерском, но и на взлетно-посадочных режимах движения) он имеет высокую степень осевой компенсации. Угол отклонения руля высоты на экранопланах первого поколения составляет от -30 до $+30^\circ$.

Закрылок, служащий для балансировки и управления по скорости и высоте экранного полета, на экранопланах первого поколения располагается в задней части несущего крыла и имеет значительную площадь (до 15–20 % площади крыла).

Руль направления, служащий для балансировки и управления в боковой плоскости, на экранопланах первого поколения располагается в задней части вертикального оперения. Он состоит, как правило, из двух секций, причем нижняя секция предназначена для управления экранопланом при движении в водоизмещающем положении с помощью гидродинамических сил. В связи со сравнительно большой площадью для снижения шарнирных моментов от перекаладки руля направления он имеет высокую степень осевой компенсации. Угол поворота руля направления на экранопланах первого поколения составляет от -30 до $+30^\circ$.

Элероны, служащие для балансировки и управления в боковой плоскости, на экранопланах первого поколения совмещены с закрылками (закрылки-элероны). Угол отклонения элеронов (закрылок в элеронном режиме, то есть в разные стороны) на экранопланах первого поколения составляет $\pm(10-15^\circ)$.

К органам управления на взлетных и посадочных режимах экраноплана можно отнести также поворотные сопла, поворотные насадки или козырьки носовых двигателей, которые, отклоняя струи от этих двигателей, изменяют величину подъемной силы крыла и продольный момент, а при несимметричном поддуве – боковой момент.

Устройства для управления струями двигателей на экранопланах первого поколения самые различные (рис. 2.5). Углы поворота сопел, насадков или козырьков составляют $0-25^\circ$.

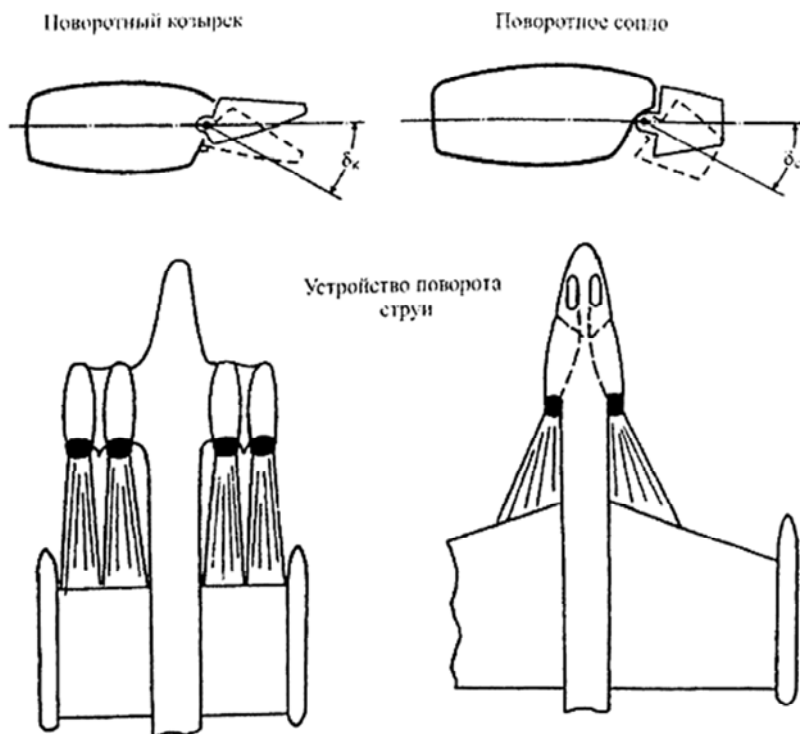


Рис. 2.5. Устройство управления поддувными струями двигателей для ЭП

Силовая установка экраноплана должна обеспечивать старт экраноплана, в том числе с взволнованной поверхности воды, полет экраноплана вблизи экрана с максимальной дальностью, другие качества, заданные конкретно для какого-либо экраноплана (амфибийные качества, кратковременный полет вдали от экрана и пр.).

Существуют два принципиальных подхода к формированию силовой установки экраноплана. Первый заключается в том, что силовая установка экраноплана делается раздельной: группа двигателей специально для старта и группа двигателей для основного режима движения – полета вблизи экрана. В этом случае носовые двигатели предназначены работать только на старте с помощью поддувного устройства, поэтому называются *стартовыми*, а для основного режима – крейсерского полета – предназначен высокоэкономичный кормовой двигатель, который называется *маршевым*. По такому принципу сформирована силовая установка экраноплана «Орленок» (рис. 2.6, а). Для выполнения отдельных режимов движения (полет в перегрузочном варианте, полет на больших экранных или вне-экранных режимах) к маршевому могут подключаться стартовые (при нулевых углах отклонения струй) двигатели.

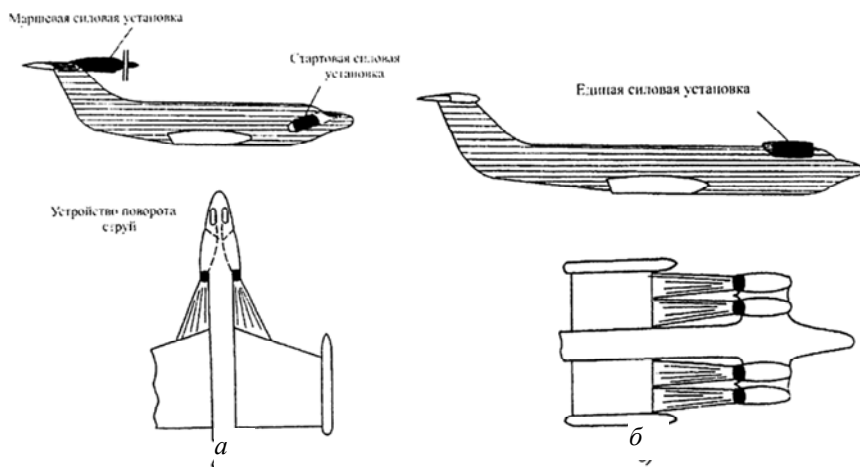


Рис. 2.6. Силовая установка для ЭП:
 а – раздельная; б – единая

Второй подход заключается в том, что силовая установка экраноплана делается единой. По такому типу сформирована силовая установка экраноплана «Лунь» (рис. 2.6, б). В этом случае все двигатели, установленные на специальном пилоне перед несущим крылом, используются и как стартовые, и как маршевые.

В первом случае удастся повысить экономическую эффективность экраноплана, во втором – мореходность и эксплуатационные качества.

Системы управления экраноплана предназначены в первую очередь для привода в действие с заданными скоростями и углами перекладки органов управления.

При больших скоростях движения экраноплана и сравнительно больших площадях органов управления нагрузка на рули экраноплана велика, велики и шарнирные моменты при перекладке органов управления, поэтому на экранопланах для привода органов управления применяются мощные энергосистемы.

Системы управления на экранопланах первого поколения построены по принципу необратимого бустерного управления (рис. 2.7). Обладая высокими мощностями, бустерное управление в наибольшей степени отвечает требованиям высокой надежности и отказобезопасности, что особенно важно для высокоскоростных судов.

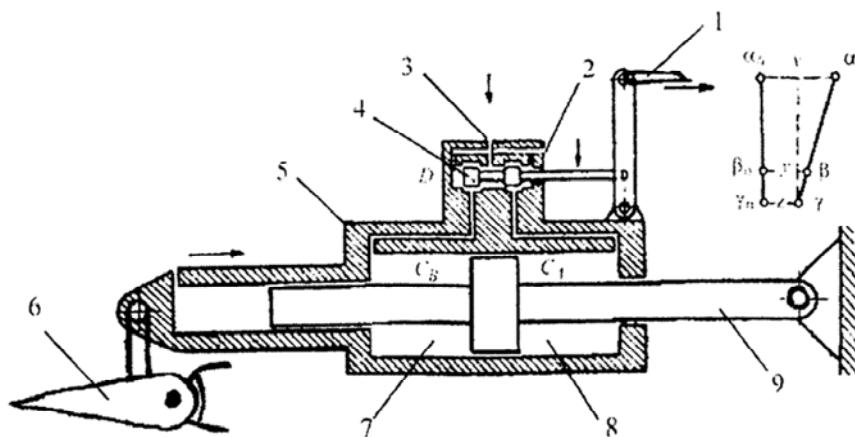


Рис. 2.7. Схема необратимого бустерного управления ЭП:

- 1 – проводка управления; 2 – слив рабочей жидкости; 3 – подвод рабочей жидкости;
- 4 – золотник; 5 – корпус; 6 – управляемая плоскость; 7 – полость для перемещения вправо; 8 – полость для перемещения влево; 9 – силовой шток

В качестве приводов рулевых поверхностей в таких системах применяются двухкамерные гидроусилители, имеющие кроме механического еще и электрический ввод управляющего сигнала. По-

сколькo проводка управления на экранопланах имеет большую протяженность, в нее, как правило, встраивается промежуточный гидросилитель (рис. 2.8).

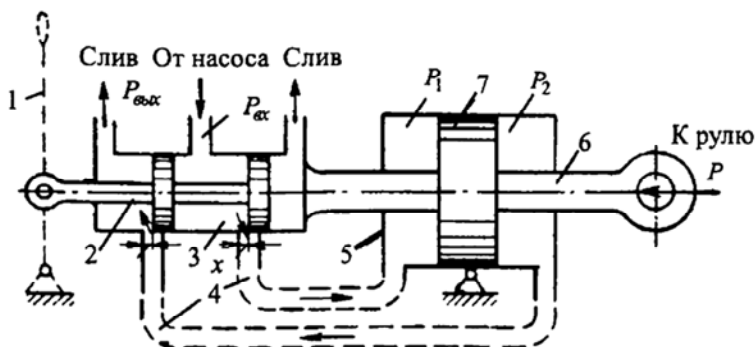


Рис. 2.8. Схема промежуточного гидросилителя в проводке управления ЭП: 1 – ручка управления; 2 – командный золотник; 3 – нагнетающая полость 4 – канал для движения жидкости; 5 – цилиндр; 6 – исполнительный шток; 7 – поршень

Особенностью системы управления закрылками экраноплана является наличие в ней амортизаторов, встроенных в силовые приводы и служащих для защиты закрылков от ударных нагрузок при движении экраноплана в условиях волнения.

Взлетно-посадочные устройства экранопланов первого поколения – поддувное и гидроджное – предназначены для улучшения взлетных и посадочных характеристик.

Поддувное устройство служит для уменьшения взлетной скорости экраноплана и включает в себя устройства отклонения газодинамических или воздушных струй от двигателей, расположенных перед несущим крылом, и систему управления ими. Этими устройствами могут быть поворотные сопла, насадки или козырьки. Двигатели, работающие на поддув, могут располагаться на пилоне или в корпусе (см. рис. 2.6).

Гидроджное устройство (рис. 2.9), предназначенное главным образом для снижения ударных нагрузок на фюзеляж, на экранопланах первого поколения выполняется в виде управляемой гидроджы с гидравлической амортизацией. Выпуск и уборка гидроджы на взлетно-посадочных режимах экраноплана осуществляется специальной системой управления.

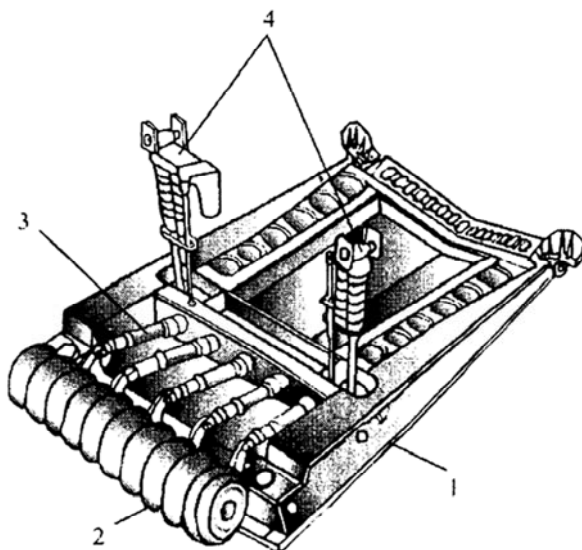


Рис. 2.9. Гидрольжное устройство ЭП:

1 – гидрольжа; 2 – колеса; 3 – гидроцилиндры выпуска и уборки гидрольжи;
4 – гидроцилиндры выпуска и уборки колес

Кроме перечисленных на экранопланах имеются общепринятые на судах и самолетах системы и устройства: электроэнергетическая система с источниками переменного и постоянного тока и соответствующей канализацией, системы пожаротушения, топливная система; вентиляция, система отопления и обдува оборудования; системы бытового водоснабжения, сточных вод, сжатого воздуха, гидравлики; топливная, осушительная системы и др.

3. РЕЖИМЫ ДВИЖЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНА

Экраноплан имеет следующие режимы движения [1]:

- плавание;
- взлет;
- полет вблизи экрана;
- посадка,

а для экранопланов, обладающих свойством амфибийности, и движение по грунту.

На каждом из этих режимов превалируют характерные силы, определяющие специфику режима: в режиме плавания – гидростатические силы взлета, посадки – гидродинамические, полета – аэродинамические.

Кроме основных экраноплан имеет так называемые переходные режимы движения:

- с плавания на глиссирование, в процессе которого осуществляется переход с гидростатических на гидродинамические силы поддержания;

- глиссирования на полет вблизи экрана, когда осуществляется переход с гидродинамических на аэродинамические силы поддержания;

- экранного в свободный полет, когда с ростом высоты исчезает экраный эффект.

График сопротивления движению экраноплана (рис. 3.1) иллюстрирует границы областей основных режимов его движения по относительной скорости (число Фруда по водоизмещению):

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

Режиму плавания соответствуют числа $Fr_D \leq 1$, режиму глиссирования II $3 < Fr_D < 12$, режиму полета вблизи экрана III $Fr_D > 12$ и свободному полету $Fr_D > 18$. Пунктирными линиями показаны области промежуточных режимов движения экраноплана.

Режим плавания используется при стоянке на якорю, буксировке, дрейфе и ходе с малой скоростью. В этом режиме экраноплан дол-

жен обладать требуемыми качествами водоизмещающего судна: запасом плавучести, ходкостью, продольной и поперечной устойчивостью, управляемостью, маневренностью и мореходностью.

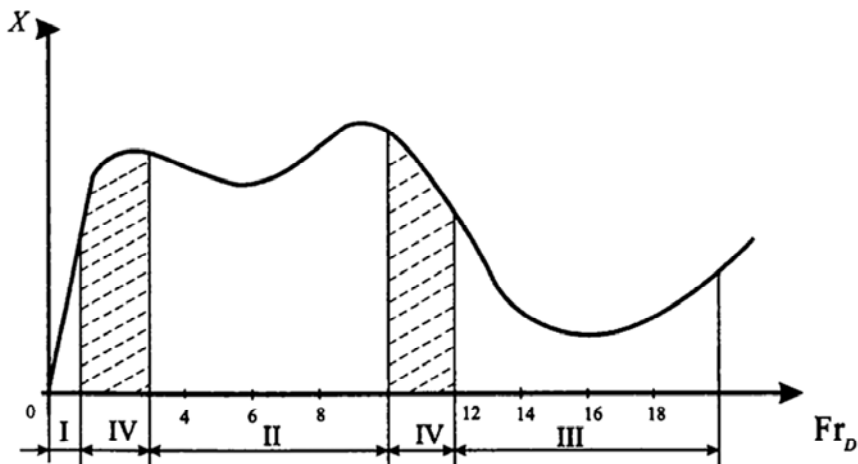


Рис. 3.1. Зависимость сопротивления ЭП от относительной скорости движения Fr_D

Режим глиссирования с поддувом используется экранопланом на участке взлета, где он сохраняет контакт с водной поверхностью. Этот участок называется *разбегом*. Разбег начинается при числе $Fr_D > 1$ и завершается в момент отрыва экраноплана от воды. В этом режиме экраноплан должен обладать качествами глиссера: требуемыми ходкостью, устойчивостью и мореходностью. Немаловажным на этом режиме является максимальное уменьшение брызгообразования с точки зрения как уменьшения сопротивления, так и возможности обеспечения бесперебойной работы двигателей экраноплана.

Режим полета вблизи экрана является основным режимом движения экраноплана. В этом режиме экраноплан должен обладать качествами самолета: требуемыми характеристиками аэродинамики, устойчивости, в том числе устойчивости по высоте, управляемости и маневренности при полете на малых высотах в условиях тихой воды и волнения моря.

Посадочный режим экраноплана по характеру действующих на него сил близок к взлетному. Участок этого режима от момента касания до режима плавания называется *пробегом*. На этом этапе посадки экраноплан должен обладать теми же качествами, что и при разбеге.

И хотя проектирование экраноплана в большей мере подчинено созданию максимальных положительных качеств в основном режиме (максимальные дальность полета и мореходность, требуемая обитаемость, надежность и др.), необходимо также обеспечить требуемые качества экраноплана на других режимах движения.

Экранопланы также имеют **амфибийный режим движения**, обеспечивающий им самостоятельный выход на береговую полосу. Этот режим осуществляется с помощью поддува струями двигателей в замкнутую область, ограниченную крылом, шайбами, закрылками и твердой поверхностью.

4. АЭРОДИНАМИКА ЭКРАНОПЛАНА

Некоторые понятия из аэродинамики летательного аппарата

Основным для всех экранопланов, независимо от их аэродинамической компоновки, является режим околоэкранного движения, когда аппарат наиболее полно использует несущие свойства крыла, а следовательно и свои энергетические преимущества [5].

Геометрические характеристики крыла. Одним из основных элементов экраноплана, как и самолета, является крыло (или система крыльев), в значительной степени определяющее его летные характеристики. Известно, что на несущие свойства крыла влияют его геометрические характеристики, выбору которых всегда уделялось очень большое внимание. Одним из основных характеристик крыла являются его площадь S , размах l и удлинение λ . Все размеры профиля крыла принято задавать в процентах от его хорды b (рис. 4.1).

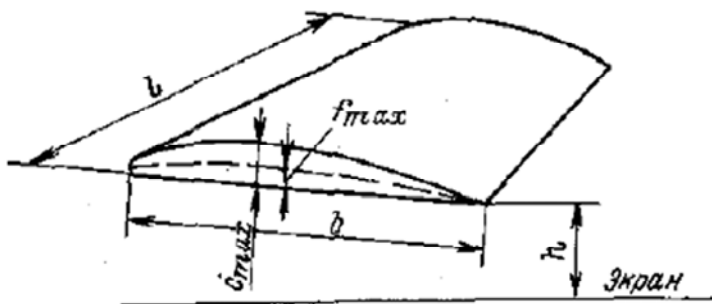


Рис. 4.1. Основные геометрические характеристики крыла:
 l – размах; b – хорда; c_{max} – максимальная толщина; f_{max} – максимальная вогнутость; h – расстояние до экрана

Аэродинамические характеристики крыла в значительной степени зависят и от особенностей профилей, из которых оно составлено, в том числе от формы средней линии, и его относительной толщины. Форма средней линии определяется значением максимальной вогнутости f_{max} , измеряемой в процентах от хорды, и относительной максимальной толщиной профиля c_{max} , а также расположением их

по хорде (x_f, x_e). Применяемые иногда на экранопланах трапециевидные крылья характеризуются сужением η , то есть отношением корневой b_0 и концевой b_k хорд [5]:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k}.$$

Стреловидность крыла оценивается углом стреловидности χ , под которым обычно понимают угол между поперечной осью аппарата и осью, расположенной на расстоянии $\frac{1}{4}$ хорды от передней кромки. Вид крыльев спереди характеризуется так называемым углом поперечной Y -образности, который на экранопланах, как и на самолетах, в принципе может иметь положительное и отрицательное значение.

Иногда крылья в целях борьбы с преждевременным срывом потока на больших углах атаки набирают по размаху из различных профилей. Если эти профили имеют разные углы атаки при нулевой подъемной силе ($Y = 0$), то крыло называют **аэродинамически закрученным**. Крылья, набранные из одинакового профиля, называют **однопрофильными** или **аэродинамически плоскими**.

Углом установки крыла или установочным углом ($\varphi_{уст}$) называют угол между корневой хордой крыла (то есть у корпуса аппарата) и продольной осью экраноплана (ox). Размер этого угла обычно выбирают на основе продувок из условий наименьшего лобового сопротивления аппарата при движении его на расчетном режиме.

Аэродинамические силы. В аэродинамике обычно применяют две правые системы координатных осей: проточную (скоростную) и связанную. При проведении продувок моделей иногда используют и так называемую полусвязанную систему координат. Во всех этих схемах за начало координат принимают центр тяжести аппарата; ось ox направлена по вектору скорости (поточная система) или вдоль оси корпуса аппарата (связанная система), ось oy – перпендикулярно к оси ox вверх, а ось oz – перпендикулярно к оси ox , вправо по направлению крыла (рис. 4.2).

Рассмотрим в общих чертах аэродинамические силы, действующие на крыло при симметричном его обтекании воздушным потоком.

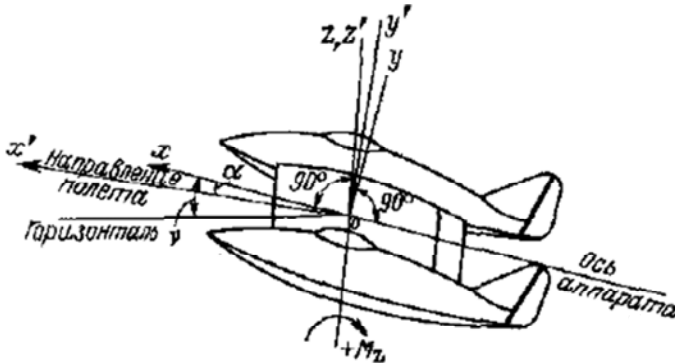


Рис. 4.2. Схема систем координат, принятых в аэродинамике:
 xuz – связанная система координат;
 $x'y'z'$ – скоростная (поточная) система координат

При движении крыла с положительным углом атаки поток над ним сильно искривляется его верхней частью и поджимается, что повышает скорость обтекания, и, как следствие, над крылом возникает зона пониженного давления. Это находится в полном соответствии с уравнением Д. Бернулли

$$\frac{\rho v^2}{2} + p = \text{const},$$

где $\frac{\rho v^2}{2}$ – скоростной напор;

p – статическое давление в потоке.

Под крылом, наоборот, происходит торможение потока, уменьшение его скорости, а следовательно и увеличение давления. Таким образом, возникает подъемная сила крыла Y .

Сумма проекций нормальных и касательных к поверхности профиля крыла сил на ось x дает силу лобового сопротивления Q . Результирующую подъемной силы и силы сопротивления называют *полной аэродинамической силой крыла* R . Если еще учесть соответствующие составляющие подъемной силы оперения, корпуса, а также аэродинамическое сопротивление всех элементов аппарата (и их взаимовлияние – интерференцию), то можно определить полную аэродинамическую силу аппарата.

Точку, в которой линия действия силы R пересекает хорду крыла, называют *центром давления*. Установлено, что значение и направление силы R , а следовательно и положение центра давления на хорде крыла, как правило, зависят от его угла атаки. Полную аэродинамическую силу определяют по формуле [5]

$$R = C_R S \frac{\rho v^2}{2},$$

где C_R – коэффициент полной аэродинамической силы.

Для удобства в различных расчетах силу R принято раскладывать на составляющие по поточным осям, тогда, конечно, направления этих сил уже не будут зависеть от угла атаки α . Составляющую силы R по оси oy , то есть направленную перпендикулярно к набегающему потоку, обозначают Y и называют *подъемной силой крыла*, а соответствующую по оси ox , направленную в противоположную движению сторону, обозначают Q и называют *силой лобового сопротивления крыла*.

Формула подъемной силы крыла по своей структуре аналогична формуле для R [5]:

$$Y = C_y S \frac{\rho v^2}{2},$$

где C_y – коэффициент подъемной силы, зависящий от удлинения, формы профиля крыла и угла атаки и определяемый продувками модели крыла.

Продувками моделей крыльев в неограниченном потоке и замером распределения давления на их поверхности было установлено, что обычно на рабочих углах атаки ($\alpha = 2-6^\circ$) основную роль в образовании подъемной силы играет разрежение на верхней поверхности крыла, которое создает около $\frac{2}{3}$ всей подъемной силы. Иная картина может наблюдаться при движении крыла вблизи экрана. Как показывают опыты, решающим в создании подъемной силы крыла, движущегося в зоне влияния экрана, является повышение давления на нижней поверхности крыла.

Помимо сил трения и разности давления в потоке одной из основных причин создания силы лобового сопротивления крыла явля-

ется образование за крылом схода потока вследствие возникновения силы вихрей. Эти вихри возникают в результате перетекания воздуха по торцам крыла из зоны повышенного давления под крылом в зону пониженного давления над крылом. Очевидно, часть силы лобового сопротивления, обусловленная разностью давления впереди и сзади крыла и трением в пограничном слое крыла, зависит только от формы профиля и состояния поверхности крыла. Эту часть силы лобового сопротивления обычно называют **профильным сопротивлением крыла** и обозначают Q_p . Завихренный поток на концах крыла при создании подъемной силы вызывает (индуцирует) так называемое индуктивное сопротивление крыла Q_i . Таким образом, сила лобового сопротивления крыла состоит из профильного и индуктивного сопротивления:

$$Q = Q_p + Q_i.$$

Формулу для определения лобового сопротивления крыла обычно записывают в виде

$$Q = C_x S \frac{\rho v^2}{2},$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления крыла, характеризуемый продувками его модели.

Аналогичный вид имеют и формулы, определяющие соответственно профильное и индуктивное сопротивление крыла:

$$Q_p = C_{xp} S \frac{\rho v^2}{2};$$

$$Q_i = C_{xi} S \frac{\rho v^2}{2}.$$

Коэффициент сопротивления трению любого элемента самолета (или экраноплана) существенно зависит от так называемого числа Рейнольдса, заметно снижаясь с его ростом. Под числом Рейнольдса понимают соотношение

$$Re = \frac{v l}{\nu},$$

где v – скорость полета;

l – характерный линейный размер элемента (например, хорда крыла);

ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха.

Указанное обстоятельство приходится учитывать при расчете лобового сопротивления аппарата.

Индуктивное сопротивление играет весьма важную роль в рассматриваемой проблеме использования эффекта близости экрана. Завихрения, образовавшиеся на концах крыла, отбрасывают набегающий на него поток вниз со скоростью v_{cp} , называемой средней скоростью скоса потока (рис. 4.3). Поэтому истинная скорость потока $v_{ист}$ в отличие от скорости набегающего потока изменяет свое направление на угол $\Delta\alpha$, называемый *углом скоса потока*.

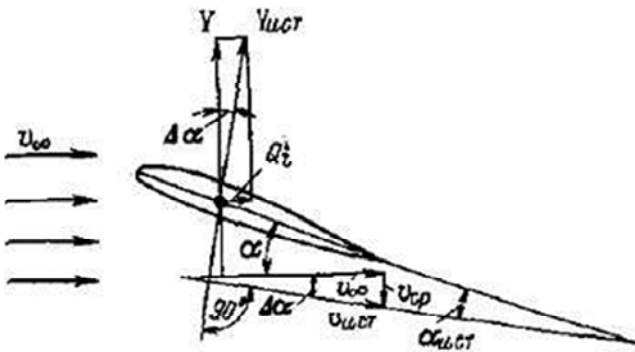


Рис. 4.3. Схема возникновения индуктивного сопротивления крыла:

v_{∞} – направление потока вдали от крыла; α – кажущийся угол атаки; $\Delta\alpha$ – угол скоса потока; $v_{ист}$ – истинная скорость потока; $\alpha_{ист}$ – истинный угол атаки; $Y_{ист}$ – истинное направление подъемной силы крыла; Q_i – индуктивное сопротивление крыла

Естественно, что возникновение индуктивного сопротивления возможно лишь у крыльев конечного размаха, поскольку только у них воздух перетекает на концах.

Аэродинамическое качество. Одной из самых важных и всеобъемлющих аэродинамических характеристик любого крыла или лета-

тельного аппарата (в том числе и экраноплана) является его аэродинамическое качество. Под этой характеристикой понимают отношение подъемной силы крыла к силе лобового сопротивления или отношение соответствующих аэродинамических коэффициентов, то есть

$$K = \frac{Y}{Q} = \frac{C_y}{C_x}.$$

Показывая, во сколько раз подъемная сила крыла больше лобового сопротивления, значение аэродинамического качества характеризует, по существу, аэродинамическую эффективность крыла. С увеличением угла атаки качество крыла или всего аппарата вначале растет, а затем в связи с увеличивающимся ростом лобового сопротивления начинает падать. Угол атаки, соответствующий максимальному значению качества, называется *наивыгоднейшим углом атаки* [5].

Аэродинамическое качество крыла в неограниченном потоке весьма существенно возрастает с увеличением удлинения λ .

Механизация крыла и концевые шайбы. Механизацией крыла называют устройства, увеличивающие его подъемную силу (то есть C_y) и вследствие этого способствующие снижению взлетной и посадочной скоростей аппарата. К таким устройствам относятся щитки, закрылки, предкрылки и различные системы управления пограничным слоем (УПС). Как известно, практически все современные самолеты имеют весьма развитую механизацию крыла.

В настоящее время на зарубежных экранопланах нашли применение только различного типа щитки и закрылки (рис. 4.4). Их отклонение обеспечивает увеличение подъемной силы крыла главным образом за счет повышения вогнутости его профиля, что, как известно, является одним из путей повышения коэффициента C_y . Кроме того, часто в качестве стартовых устройств применяют поворотные крылья и различные воздушные заслонки. Схемы этих средств механизации крыла показаны на рис. 4.4.

Простой щиток. Отклонение простого щитка приводит к заметному увеличению разности давления на поверхности крыла и росту коэффициента C_y . Помимо этого, в зоне между щитком и крылом возникает сильное разрежение, под действием которого происходит отсасывание пограничного слоя с верхней поверхности крыла и уве-

личение на ней скорости потока, что создает дополнительное разрежение и прирост подъемной силы.



Рис. 4.4. Схемы механизации крыльев:

a – простой щиток со спектром обтекания; *б* – щиток со скользящей осью вращения; *в* – простой закрылок; *г* – щелевой закрылок; *д* – концевые шайбы: двусторонняя шайба (1) и односторонняя (2)

При расположении щитков по всему размаху крыла прирост $C_{y \max}$ будет [5]

$$\Delta C_{y \max} = (0,75-0,85) C_{y \max}.$$

При отклонении щитков на угол $\delta_{\text{щ}} = 18-20^\circ$ коэффициент лобового сопротивления C_x повышается меньше по сравнению с увеличением C_y , поэтому качество крыла заметно возрастает, что и отвечает требованиям взлета аппарата. В случае отклонения щитка на угол более $20-25^\circ$ вместе с увеличением коэффициента C_y резко возрастает и коэффициент лобового сопротивления C_x , что приводит к снижению качества крыла. Это отвечает требованиям улучшения условий посадки самолета.

Щиток со скользящей осью вращения. В отличие от простого этот щиток, отклоняясь вниз, одновременно смещается и назад. Установлено, что он эффективнее простого щитка вследствие более интенсивного отсоса пограничного слоя с поверхности крыла и увеличения площадки крыла при отклонении щитка.

Простой закрылок. Во время отклонения простого закрылка значение коэффициента $C_{y \max}$ возрастает вследствие увеличения кривизны профиля крыла. При отклонении закрылок на $\delta_3 = 40-45^\circ$ [5]

$$\Delta C_{y \max} = (0,65-0,75)C_{y \max}.$$

Применяют закрылки, которые могут выполнять и функции элеронов, то есть отклоняться в разные стороны; в этом случае их называют зависающими элеронами.

Щелевой закрылок. Этот вид закрылка отличается от простого только тем, что в отклоненном положении между ним и крылом образуется профилированная щель. Эффект профилированной щели закрылка заключается в отсосе пограничного слоя потока, проходящего через щель (принцип разрезного крыла). Струя воздуха, проходящая через щель, сдувает пограничный слой с закрылка, благодаря чему предотвращается преждевременный срыв потока с верхней поверхности крыла. Для щелевого закрылка при расположении его по всему размаху крыла [5]

$$\Delta C_{y \max} = (0,85-0,95)C_{y \max}.$$

Концевые шайбы. Практически все рассматриваемые экранопланы имеют несущие крылья с концевыми шайбами того или иного типа (см. рис. 4.4). К ним можно отнести широко распространенные поплавки, одновременно работающие и как концевые шайбы.

Оборудование крыла концевыми шайбами приводит к заметному снижению индуктивного сопротивления. Это объясняется уменьшением перетекания воздуха на концах крыла, что эквивалентно эффекту увеличения удлинения крыла. Однако установка шайб обуславливает некоторое увеличение профильного сопротивления, и в целом суммарное сопротивление уменьшается незначительно. В результате аэродинамическое качество крыла возрастает не более чем на 5–10 %. При движении крыла вблизи экрана эффективность концевых шайб заметно повышается.

Фокус крыла и моментные характеристики. Важное значение в аэродинамике летательных аппаратов имеет так называемый *аэродинамический фокус* (рис. 4.5) – точка, относительно которой момент

5. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ЭКРАНОПЛАНА

Под *устойчивостью экраноплана* понимается его способность самостоятельно, без участия экипажа, сохранять заданный режим движения, в случае отклонения от него под действием различного вида возмущений – возвращаться к исходному режиму после прекращения их действий [1].

Устойчивым называется экраноплан, который во время движения, несмотря на действия различного вида возмущений, стремится сохранить исходный режим движения, неустойчивым – который в этих условиях отклоняется от исходного режима движения, а после прекращения действия возмущений его отклонения от исходного режима с течением времени возрастают.

Экраноплан имеет три основных режима движения: плавания, взлетно-посадочный и полетный, поэтому для каждого из них используется метод расчета и экспериментального определения устойчивости и управляемости, которые отвечают специфике режима.

Устойчивость экраноплана, в соответствии с общей теорией устойчивости, разделяется на статическую и динамическую [6, 8].

Статическая устойчивость экраноплана определяется направлением момента его аэродинамических сил, возникающего при отклонении экраноплана от положения равновесия. Если этот момент направлен в сторону исходного положения равновесия, экраноплан статически устойчив; если в сторону дальнейшего увеличения начального отклонения – экраноплан статически неустойчив.

Динамическая устойчивость экраноплана определяется характером протекания его возмущенного движения. Если возмущенное движение экраноплана после прекращения действия возмущений затухает, экраноплан динамически устойчив, если развивается – неустойчив.

Под *управляемостью экраноплана* понимается его способность отвечать изменением параметров движения на действия экипажа рычагами управления (рулевыми поверхностями, работой двигателей, конфигурацией экраноплана) [1].

Устойчивость и управляемость экраноплана находятся в тесной взаимозависимости. Управление экранопланом тем проще и точнее, чем быстрее затухает его возмущенное движение, связанное с управлением. Такие переходные процессы соответствуют устойчивому

экраноплану, а значит, управлять устойчивым экранопланом проще и точнее. Управляемость при хорошей устойчивости обеспечивает экипажу экраноплана простоту управления, позволяет полнее использовать маневренные возможности экраноплана, повышает его безопасность.

Устойчивость и управляемость экраноплана на малых экранных высотах можно достаточно строго разделить на продольную и боковую. Последняя в свою очередь может быть подразделена на поперечную (по курсу) и поперечную (по крену).

Обычно различают устойчивость самолета по перегрузке (способность сохранять перегрузку исходного режима полета) и устойчивость аппарата по скорости (его способность без вмешательства летчика сохранять скорость исходного режима полета). Устойчивость аппарата по перегрузке зависит от взаимного расположения центра тяжести (ЦТ) и аэродинамического фокуса. С известной степенью достоверности можно полагать, что у устойчивого по перегрузке самолета ЦТ должен быть расположен впереди фокуса. Это легко пояснить следующим примером. Пусть аппарат, имеющий скорость v , входит в вертикальный поток, скорость которого равна ω (см. рис. 4.5). В результате скорость воздушного потока относительно самолета станет v' ; угол атаки при этом возрастает на $\Delta\alpha$ и, как следствие, появится дополнительная аэродинамическая сила ΔY , приложенная в фокусе аппарата. Если ЦТ расположен впереди фокуса, то момент силы ΔY относительно ЦТ будет опускать нос, стремясь уменьшить угол атаки, – аппарат устойчив по перегрузке. Если ЦТ расположен позади фокуса, то момент силы ΔY стремится поднять нос, то есть еще более увеличить угол атаки, – аппарат неустойчив по перегрузке.

Устойчивость аппаратов можно изучать посредством продувок моделей в аэродинамических трубах, замеряя соответствующие моменты. В соответствии с принятым правилом знаков момент, стремящийся увеличить угол атаки (кабрирующий), считают положительным, а стремящийся уменьшить угол атаки (пикирующий) – отрицательным. Обычно при изучении продольной устойчивости рассматривают не сам момент относительно ЦТ (или передней кромки крыла), а безразмерный коэффициент продольного момента [5]:

$$m_z = \frac{M_z}{qSb}$$

Кроме того, встречается коэффициент момента, взятого относительно передней кромки крыла. В этом случае его обозначают C_m . Примерная зависимость коэффициента m_z от угла атаки или коэффициента подъемной силы крыла самолета показана на рис. 5.1.

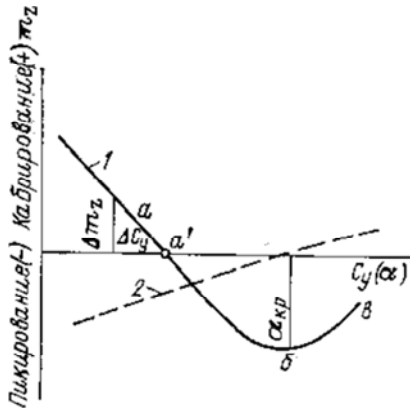


Рис. 5.1. Зависимость коэффициента продольного момента самолета от угла атаки или коэффициента подъемной силы:

- 1 – аппарат устойчив; 2 – аппарат неустойчив; a – область статической устойчивости; b – «ложка» – момент появления неустойчивости; b – область статической неустойчивости; a' – значение балансирующего угла α или коэффициента C_y ($m_z = 0$)

При увеличении угла атаки (например, из-за попадания самолета в восходящий поток) в диапазоне, где значения m_z уменьшаются с ростом α или C_y , возникает пикирующий момент, стремящийся вернуть аппарат в первоначальный режим полета. В этом случае самолет обладает продольной статической устойчивостью. Увеличение угла атаки на участке кривой b приводит к уменьшению пикирующего момента, что способствует еще большему росту угла атаки. Момент появления неустойчивости самолета соответствует пологой части кривой (участок b – так называемой ложки).

Итак, условием продольной статической устойчивости самолета является отрицательное значение отношения приращения коэффициента продольного момента к соответствующему приращению коэффициента C_y (или угла α), то есть

$$\frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} < 0 \left(\frac{\partial m_z}{\partial C_y} < 0 \right).$$

Для неустойчивого самолета это отношение имеет положительное значение, то есть $\frac{\partial m_z}{\partial C_y} > 0$. Отношение $\frac{\partial m_z}{\partial C_y}$ (точнее, производную $\frac{\partial m_z}{\partial C_y}$) называют *коэффициентом продольной статической*

устойчивости самолета. Абсолютная величина этого отношения характеризует степень статической устойчивости по перегрузке.

Отрицательное значение отношения $\frac{\partial m_z}{\partial C_y}$, а следовательно и про-

дольную устойчивость самолета можно обеспечить за счет расположения ЦТ впереди фокуса. Поэтому положение ЦТ самолета по длине или, как иногда говорят, «центровка» аппарата – важный фактор воздействия на устойчивость самолета.

Эквивалентным понятием степени продольной статической устойчивости является так называемый запас центровки, то есть расстояние по хорде крыла от фокуса до ЦТ самолета, обычно измеряемое в процентах от средней аэродинамической хорды крыла (САХ), под которой понимают хорду эквивалентного ему прямоугольного крыла, имеющего такую же площадь, одинаковые по значению аэродинамические силы Y и Q и равные продольные моменты сил относительно носка хорды. Очевидно, для повышения запаса продольной статической устойчивости самолета необходимо увеличить запас центровки, то есть расстояние между ЦТ и фокусом самолета ($X_F - X_{ЦТ}$). Одним из наиболее эффективных средств обеспечения продольной устойчивости самолета является оборудование его достаточно мощным хвостовым оперением, которое заметно перемещает фокус аппарата в хвост, тем самым увеличивая запас центровки.

У экранопланов обеспечение устойчивости сложнее, чем у самолетов. Основная причина этого, во-первых, – непосредственная близость поверхности земли или воды; во-вторых, – существенная зависимость положения фокуса крыла, движущегося вблизи экрана, как от угла атаки, так и от относительной его высоты над экраном.

6. КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ ЭКРАНОПЛАНА

Одной из основных задач при создании экраноплана является разработка его конструктивно-силовой схемы, в которой должны обеспечиваться [1]:

- минимальная масса конструкции агрегатов и экраноплана в целом;
- оптимальное сочетание размеров силовых элементов конструкции и полезных объемов, используемых для размещения целевой нагрузки, экипажа, оборудования, силовой установки;
- учет требований эксплуатационной и производственной технологичности;
- необходимая жесткость конструкции с учетом динамической нагрузки и средств демпфирования в целях статической и динамической устойчивости конструкции в полете;
- получение требуемого ресурса и безопасности при локальных усталостных разрушениях.

Экранопланы, как и современные летательные аппараты, отличаются высокой энергонасыщенностью, многообразием компоновочных решений, большой плотностью размещения оборудования и систем.

С другой стороны, экранопланы, эксплуатирующиеся на границе двух сред (воды и воздуха), имеют сложный спектр интенсивного нагружения в условиях неблагоприятного коррозионного воздействия.

Все это выдвигает весьма высокие требования по проектированию корпусных конструкций, обеспечению их прочности, ресурса и надежности при соблюдении повышенных требований по весовой отдаче экраноплана.

6.1. Конструктивные материалы

Особое внимание при проектировании экраноплана должно быть уделено выбору конструктивных материалов, которые в значительной мере определяют возможности оптимизации не только конструкций, но и экраноплана в целом. Конструктивные материалы оказывают существенное влияние на тактико-технические и экономические характеристики экранопланов: полезную нагрузку, мореходные и ходовые качества, надежность и ресурс конструкции, ее тех-

нологичность и ремонтпригодность, пожаробезопасность, стоимость постройки и эксплуатации. Требования к материалам, используемым в качестве основных несущих элементов, являются весьма жесткими в силу высокой нагруженности конструкций, эксплуатирующихся в агрессивной морской среде, а также в связи с большой повторяемостью сложного поля нагрузок различной физической природы: гидро- и аэродинамических, вибрационных, акустических и т. д.

В качестве конструкционных материалов для экранопланов рекомендуется применять алюминиевые и титановые сплавы, высокопрочные нержавеющие стали, пластмассы и другие композиционные структуры [1].

Большая часть конструкций корпуса, крыльев и оперения изготавливается из алюминиево-магниевого сплава 1561, обладающего относительно невысокими значениями пределов текучести и прочности, но имеющего хорошую пластичность, свариваемость и коррозионную стойкость. В целях дальнейшей оптимизации конструкций и повышения их весовой отдачи необходимо применять более высокопрочные свариваемые алюминиевые сплавы (с пределом текучести около 30 кгс/мм² и пределом прочности более 40 кгс/мм²).

Высокопрочные алюминиевые сплавы системы «алюминий-цинк-магний» типа К48-2пчТ1 применяются для палуб, выгородок и тонкостенных силовых конструкций в клепаном исполнении. Эти сплавы обладают меньшей пластичностью и повышенной склонностью к концентрации напряжений, в связи с чем они требуют более высокой культуры производства и эксплуатации.

Сплавы системы «алюминий-медь» типа Д16 хорошо зарекомендовали себя в авиации. Они имеют приемлемые прочностные и ресурсные характеристики, технологичны в производстве и ремонте, но отличаются пониженной коррозионной стойкостью, а также склонностью к межкристаллитной коррозии. Применение их в труднодоступных, влажных зонах нежелательно. Однако следует отметить, что опыт применения сплава Д16АТ на двух экранопланах (500-тонном КМ и самоходной модели СМ-6 с взлетным весом 25 т) показал, что этот сплав может обеспечить достаточно длительный срок эксплуатации экраноплана.

Нержавеющие стали типа 12Х18Н10Т применяются в основном для пилонных конструкций, предназначенных для установки главных двигателей. К этим конструкциям предъявляют повышенные

требования по пожаростойкости и безопасности при восприятии больших динамических нагрузок. Высокопрочные стали типа 30ХГСА используются для силовых элементов крепления двигателей, гидроприводов, узлов соединений горизонтального оперения, килей и других агрегатов.

Титановые сплавы имеют достаточно широкие перспективы для применения в конструкциях экранопланов, но пока еще используются только для изготовления отдельных силовых элементов.

В конце XX в. в транспортной технике значительное развитие получили различного рода композиционные структуры, что открывает принципиально новые возможности как для конструирования, так и для технологии производства экранопланов. К таким структурам относятся стеклопластики, бороалюминий, углеалюминий и др. Применение композиционных материалов кроме повышения собственно прочностных характеристик позволяет обеспечить целенаправленную анизотропию свойств, адекватную действующим полям напряжений, что дает возможность оптимально использовать работоспособность материала. Отличительные особенности композиционных материалов по сравнению с другими материалами заключаются в следующем:

- механические свойства значительно отличаются по направлению, в связи с чем прочность и жесткость можно менять в нужном направлении восприятия нагрузок;

- технологически детали из композиционных материалов обычно изготавливаются на форме (или внутри формы), то есть формируются, детали из металла получают штамповкой, литьем, ковкой, мехобработкой и т. п.;

- развитие повреждений интенсивнее распространяется вдоль слоев, чем по глубине (в направлении толщины).

При использовании композиционных материалов весовая отдача конструкций может быть повышена на 30 % и более (особенно в конструкциях, работающих на сжатие).

Одним из перспективных направлений применения высокопрочных композиционных структур является использование их в качестве подкрепляющих элементов в узлах соединения традиционных силовых конструкций с целью обеспечения равнопрочности целому сечению. Экспериментальные исследования натуральных отсеков крыльев ряда экранопланов подтвердили эффективность таких подкреплений.

Следует отметить, что в производстве композиты отличаются более сложной и тонкой технологией, поэтому целесообразность их применения в каждом конкретном случае должна оцениваться не только с технических, но и с экономических позиций, с учетом цен на композиты и трудоемкости изготовления таких конструкций. Известно, что существенного снижения стоимости конструкций из композитов можно добиться путем их массового изготовления на специализированных и хорошо автоматизированных производствах, то есть при серийной постройке.

В каждом конкретном случае, применяя в конструкциях композиционные материалы, следует учитывать как их преимущества по сравнению с металлами, так и недостатки.

Преимущества композитов:

- высокая коррозионная стойкость;
- высокий показатель удельной прочности σ/γ ;
- возможность ориентировать волокна по направлению действия силы;
- стойкость к усталостным повреждениям;
- возможность получения сложных объемных форм с высоким качеством поверхности;
- радиопрозрачность.

Недостатки композитов по сравнению с металлами:

- высокая стоимость исходных материалов (при отсутствии массового применения);
- ухудшение свойств в условиях высокой влажности и температуры;
- малое поглощение энергии и низкая ударная вязкость;
- сложные методы контроля качества соединения волокон с матрицей (основой).

Положительные качества, получаемые в результате применения композиционных материалов в конструкциях экранопланов, позволяют считать их одним из наиболее перспективных направлений совершенствования корпусных конструкций экранопланов.

Перспективным также является использование в качестве конструктивного материала (особенно для малых экранопланов) трехслойных листов-панелей, состоящих из несущих слоев углепластика или стеклопластика и сверхлегкого наполнителя между ними (сотовых па-

кетов, пенопласта, объемно-волокнистого материала типа «Carbon» и т. п.). Такие листы-панели обладают высокой жесткостью и прочностью как на растяжение, так и на изгиб и устойчивостью при сжатии, в то же время они имеют малую массу 1 м² поверхности. Применение таких панелей вместо металлических на малых экранопланах «Акваглайд-5» позволило снизить массу обшивки корпуса и крыла на 10–12 %, а килей и гибкого ограждения – на 20–30 %.

Выбору конструкционных материалов предшествует многосторонний анализ возможностей оптимального удовлетворения тактико-техническим характеристикам и условиям эксплуатации экраноплана. При этом одна из главных задач заключается в получении максимальной весовой отдачи конструкции, обеспечении требуемого ее ресурса, приемлемых технико-экономических показателей в производстве и эксплуатации. К наиболее важным прочностным показателям следует отнести стандартные механические свойства, пластический резерв, удельную прочность, выносливость при переменных нагрузках и трещиностойкость.

Пластический резерв оценивается отношением предела прочности к пределу текучести $\sigma_{вр}/\sigma_{0,2}$ и определяет диапазон работоспособности материала в упругопластической зоне, а также способность конструкции перераспределять и выравнять опасные экстремальные напряжения, возникающие в отдельных зонах.

Локальная перенапряженность обычно характерна для сложных нерегулярных конструкций, имеющих различного рода концентраторы напряжений. Целесообразно при этом выдерживать условие $\sigma_{вр}/\sigma_{0,2} \geq 1,4-1,5$. При меньших значениях этого показателя необходимо предъявлять повышенные требования по обеспечению плавности перехода силовых связей, исключению концентраторов напряжений и качеству изготовления конструкций. Для композиционных материалов, в связи с принципиальными отличиями в процессах деформирования (по сравнению со сплавами), этот показатель может не рассматриваться.

Удельная прочность при растяжении, сжатии и срезе обычно оценивается как отношение соответствующих показателей прочности к удельному весу ($\sigma_{раст}/\gamma$; $\sigma_{сж}/\gamma$; $\tau_{ср}/\gamma$), при изгибе $\sqrt[3]{\sigma_{изг}^2/\gamma}$ и кручении $\sqrt[3]{\sigma_{кр}^2/\gamma}$.

Установлено, что для экранопланов примерно 35 % силовых конструкций работают в зоне опасных напряжений растяжения, а для 65 % опасными являются напряжения сжатия. Исходя из этого и с учетом принятых расчетных норм удельная прочность может быть представлена в виде

$$\text{УП} = \frac{0,65\sigma_{0,2} + 0,35\sigma_{\text{вр}}}{\gamma}, \text{ км.}$$

Целесообразно ввести комплексный прочностекостный показатель, представляющий собой произведение:

$$\frac{\text{УП}E}{\gamma} = \frac{(0,65\sigma_{0,2} + 0,35\sigma_{\text{вр}})E}{\gamma}, \text{ км}^2,$$

который совпадает с удельной прочностью размерности и может быть записан в виде

$$\frac{(0,65\sigma_{0,2} + 0,35\sigma_{\text{вр}})E}{\gamma}, \text{ км.}$$

Этот параметр для экранопланов должен быть не менее $1,7 \cdot 10^2$ км.

Выносливость конструкционных материалов при переменных нагрузках – характеристика, от которой зависят ресурс и надежность экраноплана в целом.

Универсальная характеристика трещиностойкости материала – коэффициент интенсивности напряжений в основании трещины при условиях плоской деформации, являющийся физической константой данного материала и определяющий начало стремительного развития трещины, которая до этого момента прогрессировала медленно.

В целом же можно привести следующий перечень основных показателей, которые должны рассматриваться при выборе конструкционных материалов (в зависимости от назначения экраноплана):

- удельная прочность;
- ресурс;

- трещиностойкость;
- коррозионная стойкость;
- вибродемпфирующая способность;
- стоимость материала;
- технологичность и стоимость материала в производстве;
- возможность использования малоотходной технологии;
- ремонтоспособность в эксплуатации;
- стабильность свойств во времени;
- термостойкость и пожаробезопасность;
- наличие отечественной сырьевой базы для компонентов материалов;
- безопасность и экологическая чистота материала в производстве и эксплуатации, в том числе и отсутствие вредных для здоровья человека изделий;
- степень радиолокационной заметности конструкций из данного материала;
- магнитные свойства;
- пулевая и осколочная стойкость (входные и выходные отверстия должны быть минимальной площади);
- влияние радиации.

6.2. Особенности конструкции планера экраноплана

Конструкция планера экраноплана (рис. 6.1) имеет в своем составе классические авиационные элементы и силовые схемы, однако отличается большим своеобразием и рядом принципиально новых решений.

Прежде всего это относится к методу соединения конструкций из алюминиево-магниевых сплавов. Самоходные модели российских экранопланов 1960-х гг. в основном были клепаными. При создании 500-тонного экраноплана КМ и 120-тонного транспортно-десантного экраноплана «Орленок» более 60 % конструкций были выполнены в цельносварном исполнении. На 400-тонном экраноплане «Лунь» уже более 90 % конструкций были цельносварными (только тонкостенные конструкции палубы, вспомогательных выгородок, концов стабилизатора выполнены с помощью клепки). Это решение по тому времени было уникальным, так как впервые (в том числе

и для летательных аппаратов) была создана цельносварная конструкция экраноплана. Это стало возможным благодаря применению сваривающегося, коррозионно-стойкого и пластичного сплава 1561, способного при высоких уровнях напряжений безопасно перераспределять потоки усилий на менее нагруженные конструкции. Следует отметить, что применение сварных конструкций из легких сплавов потребовало проведения большого комплекса экспериментальных исследований.

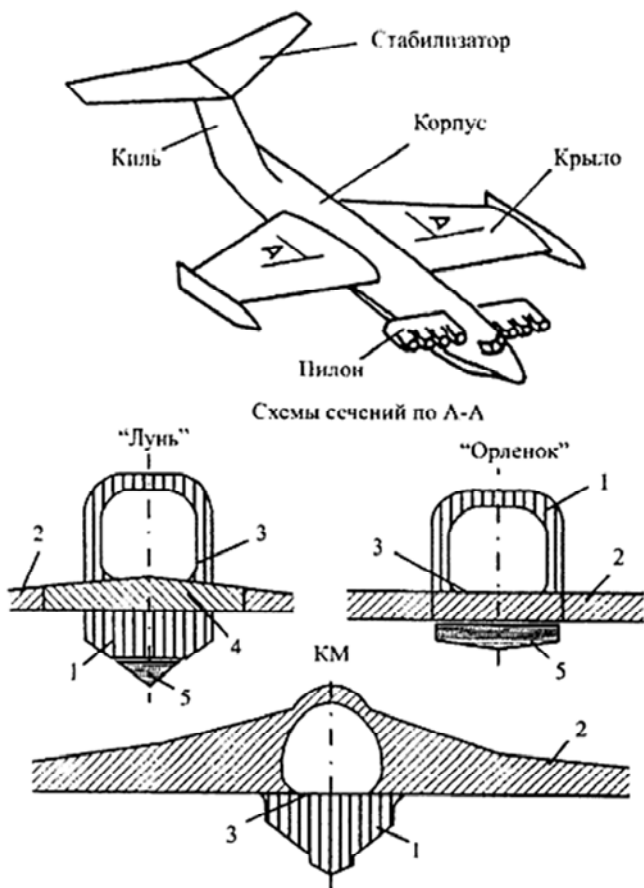


Рис. 6.1. Конструкция планера и схемы соединений корпуса с крылом ЭП:
 1 – корпус; 2 – крыло; 3 – палуба; 4 – центроплан; 5 – ЛАУ

Особенностью конструкций экранопланов является и применение для агрегатов планера многолонжеронных силовых схем, обеспечивающих восприятие значительных перерезывающих сил (особенно в корневых сечениях) и определенный резерв прочности конструкций в экстремальных условиях эксплуатации экраноплана. Многолонжеронная конструкция обладает тем преимуществом, что ее разрушение при предельных нагрузках обычно не приводит к катастрофическим последствиям для экраноплана (к отрыву и потере несущих плоскостей).

На экранопланах в зависимости от аэрогидродинамической компоновки могут применяться нетрадиционные силовые схемы соединения агрегатов между собой (корпуса с крылом, киля с корпусом, стабилизатора с килем). Классической схемой соединения корпуса с крылом, примененной на экраноплане «Луны» (см. рис. 6.1), является использование центроплана, встроенного в корпус. Применяются и другие схемы.

Центроплан и консольная часть крыла экраноплана не имеют у борта эксплуатационного разъема, как, например, у самолета. В целях обеспечения необходимой податливости и снятия концентраций напряжений соединения центроплана с корпусом выполняются обычно на высокопрочных болтах. Среди наиболее важных отличительных особенностей конструкций экранопланов следует отметить также широкое применение монолитных, цельнопрессованных панелей, объем использования которых на российских экранопланах достигает 80 % от общей поверхности аппарата.

Схема крепления крыла, примененная на экраноплане КМ в начале 1960-х гг., и в настоящее время рассматривается специалистами как одно из перспективных решений для этого наиболее ответственного узла экранопланной конструкции.

При создании конструкций экранопланов был также использован положительный опыт проектирования и эксплуатации судов на подводных крыльях. В целом же конструкции экранопланов представляют собой синтез оригинальных решений, основанных на многолетних поисковых проектно-конструкторских разработках и научно-экспериментальных исследованиях.

6.3. Особенности расчета экраноплана на прочность

При расчете на прочность экраноплана, который является скоростным судом с летными режимами, используются соответствующие теоретические и экспериментальные методы, разработанные в судостроении и самолетостроении.

6.3.1. Внешние нагрузки

Для рационального выбора конструктивно-силовой схемы и обеспечения прочности агрегатов экраноплана выполняется анализ его нагруженности в различных эксплуатационных условиях.

При движении экраноплана в воде максимальные нагрузки соответствуют режимам взлета и посадки в условиях заданного для данного экраноплана максимального волнения. Эти нагрузки определяются расчетом по результатам испытаний упругих динамически подобных моделей экраноплана.

Местные ударные давления на корпус и гидролыжу определяются в соответствии с нормами прочности для гидросамолетов [6, 9].

Основными расчетными случаями при взлете и посадке при проектировании экранопланов выбираются:

- удар в редан;
- удар в гидролыжу;
- несимметричный удар в редан;
- удары в носовую и кормовую оконечности корпуса.

Указанные случаи нагружения базируются на следующих допущениях:

- действующие силы имеют статический характер;
- корпус рассматривается как твердое тело с переменной массой по длине.

В отличие от расчетов внешних нагрузок гидросамолетов для экраноплана в формулу для расчета эксплуатационной перегрузки в центре удара вводятся коэффициенты k_i , определенные по результатам испытаний моделей:

$$n_{уд}^э = c_i k_i (82 + v^{1,5}),$$

где c_i – эмпирические коэффициенты, учитывающие параметры волнения, массу корпуса, размеры и конфигурацию днища корпуса в районе удара;

v – посадочная скорость.

Определение внешних нагрузок на корпус с учетом норм прочности гидросамолетов имеет ряд особенностей, вызванных тем, что:

– нормы прочности гидросамолетов соответствуют их малой в сравнении с экранопланом взлетной массе;

– аэродинамические компоновки экраноплана и гидросамолета имеют существенные отличия;

– на экранопланах, в отличие от гидросамолетов, применяются специальные устройства для улучшения характеристик взлета и посадки (поддув, гидролыжа);

– динамичность нагружения конструкций экраноплана и гидросамолета различна.

В общем случае внешние нагрузки при взлете и посадке зависят от высоты волны, длины волны, курсового угла волн по отношению к курсу экраноплана, вертикальной и горизонтальной составляющих скорости хода, массы экраноплана, усилий срагивания штоков цилиндров амортизаторов гидролыжи, выпуска гидролыжи. Пересчет изгибающих моментов с моделей на натуру производится при помощи коэффициентов пересчета, учитывающих несоответствие масс натуре и модели, распределение масс по длине и колебаний агрегатов, входящих в корпус планера.

Расчет внешних нагрузок на экраноплан и его агрегаты при полете вблизи экрана производится в соответствии с нормами прочности самолетов с использованием данных по аэродинамическим характеристикам экраноплана, полученным продувками в аэродинамических трубах в присутствии экрана (или зеркальным методом) [10].

При расчете максимальных нагрузок рассматриваются условия полета экраноплана при максимальных для него ветроволновых возмущениях.

6.3.2. Прочность

Расчет статической прочности экраноплана, связанной с режимом его движения на воде, выполняется по методу, принятому в судо-

строении, – по допускаемым напряжениям с последующей проверкой прочности по предельному изгибающему моменту.

Расчеты для взлета, посадки и движения вблизи экрана выполняются по предельному состоянию от разрушающих нагрузок с использованием соответствующих методов, разработанных для самолетов, гидросамолетов и экранопланов.

При расчетах прочности по разрушающим нагрузкам запасы прочности закладываются в коэффициентах безопасности, величины которых для различных случаев эксплуатации экранопланов изменяются в пределах от 1,5 до 2,0.

При проверке прочности расчетные напряжения сравниваются с разрушающими, определенными для силовых связей, а расчетные моменты сравниваются с разрушающими моментами.

Основным режимом движения экранопланов является полет вблизи экрана. Расчеты прочности экраноплана на этом режиме имеют специфические особенности в сравнении с расчетами прочности быстроходных судов и базируются на авиационных методах. Прочность отдельных узлов экраноплана проверяется на стендах путем проведения статических испытаний. Для расчета прочности и проведения статических испытаний выбирают наиболее тяжелые условия нагружения экраноплана в целом и его агрегатов. Эти режимы называют случаями нагружения.

Расчетная нагрузка P_p определяется по формуле

$$P_p = fP_s,$$

где f – коэффициент безопасности;

P_s – эксплуатационная нагрузка, определяемая расчетом или на основании продувок модели экраноплана в аэродинамической трубе.

Для режима полета коэффициент безопасности принимается в соответствии с правилами расчета самолетов [10]: $f = 1,5$.

В соответствии с авиационными требованиями конструкция экраноплана должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее 3 с в экстремальных условиях эксплуатации.

Проверочные расчеты прочности корпусных конструкций экраноплана для полетных режимов выполняются по предельному состоянию с использованием методов, принятых в самолетостроении [9, 10]. Они подразделяются на расчеты общей и местной прочности.

Проверка общей прочности заключается в сопоставлении значений расчетных и разрушающих напряжений в конструкции. Разрушающие напряжения определяются как для зон растяжения, так и для зон сжатия применительно к основным силовым связям конструкции. Проверка местной прочности заключается в определении расчетных напряжений от расчетных нагрузок и сопоставлении их с разрушающими напряжениями.

В расчетах прочности приняты следующие значения разрушающих напряжений:

– при растяжении

$$\tau_{\text{разр}} = k_1 k_2 \tau_{\text{кр}},$$

где k_1 – коэффициент, учитывающий неравнопрочность сварных соединений в сравнении с целым металлом для свариваемых соединений или потерю площади сечений за счет отверстий под болты и заклепки для несвариваемых соединений (для перспективного материала и металла К48-2пчБТ $k_1 = 0,9$);

k_2 – коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений в районе отверстий под болты и заклепки при состоянии, близком к предельному (для перспективного материала $k_2 = 1,0$, для К48-2пчБТ1 $k_2 = 0,94$);

– при сжатии:

а) если пластина не теряет устойчивости:

$$\tau_{\text{разр}} = 0,6 \tau_{\text{разр}};$$

б) если пластина теряет устойчивость, то дополнительные растягивающие напряжения определяются из неравенства

$$\tau_{\text{диагр}} \leq \tau_{\text{разр}}$$

по формуле

$$\tau_{\text{диагр}} = 2\tau_{\text{разр}} - \tau_{\text{кр}},$$

где $\tau_{\text{расч}}$ – расчетные касательные напряжения;

$\tau_{\text{кр}}$ – критические напряжения пластин при сдвиге.

В связи с широким применением для изготовления экранопланов пластичных материалов, имеющих относительно низкое значение предела текучести и большие запасы прочности в упругопластической зоне, вводится дополнительный критерий при проверке прочности по нормальным и касательным напряжениям: напряжения от эксплуатационных нагрузок не должны превышать пределы текучести материала, чем гарантируется отсутствие накопления остаточных деформаций.

6.3.3. Ресурс конструкции

В основу оценки ресурса конструкции планера экраноплана принята авиационная методология. В настоящее время наиболее распространенными подходами для обеспечения ресурса различных конструкций экраноплана являются:

- эксплуатация по «техническому состоянию»;
- обеспечение «безопасного ресурса»;
- обеспечение «эксплуатационной живучести».

При первом подходе ресурс конструкции не назначается, а продолжительность эксплуатации ставится в зависимость от состояния конструкции, определяемого по результатам периодических осмотров в процессе эксплуатации. Срок службы в этом случае зависит от правильного учета совокупного воздействия факторов. Этот подход применяется к конструкциям днища, лыжи, достаточно часто подвергающимся силовым и другим видам воздействия в различных режимах движения, а также к конструкциям закрылков, поворотных козырьков и других узлов, работа которых еще недостаточно глубоко изучена.

Второй подход применяется к элементам конструкции, появление трещин в которых приводит к мгновенному разрушению всей конструкции или к нарушению водонепроницаемости, и сводится к такому ограничению продолжительности эксплуатаций, при котором возникновение трещин практически исключается. К таким элементам конструкции относятся: силовые элементы конструкций с большими концентраторами, панели днища и нижней плоскости крыла, несущие детали подвесок органов управления, продувок управления и др.

Третий подход применяется к таким конструкциям, которые, будучи повреждены усталостной трещиной, сохраняют достаточную

прочность и обеспечивают безопасность при соблюдении определенного регламента осмотров.

Обеспечение ресурса конструкций экраноплана при использовании последних двух подходов предполагает выполнение большого количества расчетных и экспериментальных работ по оценке долговечности, соблюдение определенных требований по обеспечению повышенной живучести и контролеспособности.

6.3.4. Статические испытания

Стремление проектанта к повышению весовой отдачи, то есть к увеличению полезной нагрузки, требует знания предельной несущей способности конструкций корпуса экраноплана и его агрегатов. Фактическую прочность конструкций корпуса с учетом практики самолетостроения определяют путем проведения комплекса различного вида натурных статических испытаний. Необходимость натурных статических испытаний диктуется следующими соображениями:

а) методики расчетов напряженно-деформированного состояния, применяемые при проектировании, еще недостаточно точны;

б) нормирование при проектировании экранопланов осуществляется в соответствии с авиационной методологией, сущность которой заключается в выявлении излишних запасов прочности и слабых мест в конструкции, в обеспечении рационального перераспределения в ней масс;

в) правильность выбранной технологии, качество сборки и соединения деталей, узлов и конструкций с точки зрения прочности можно проверить лишь на такого рода испытаниях.

В связи с этим статические испытания рассматриваются как неотъемлемая часть технологического цикла создания экранопланов.

Статические испытания проводятся на специальных силовых агрегатах, которые создаются под каждый конкретный проект экраноплана. Нагружение корпуса осуществляется путем статического приложения усилий, имитирующих реальные силовые воздействия на экраноплан. Анализ результатов испытаний включает:

– сравнение расчетного напряженно-деформированного состояния агрегатов экраноплана с результатами тензометрии по характерным сечениям;

- заключение о прочности агрегата, соединения, узла и т. п.;
- рекомендации по подкреплениям агрегатов, не имеющих нормативной прочности.

Прочность конструкции экраноплана считается достаточной, если при испытаниях она выдержала нагрузку не менее 100 % от расчетной. Оптимально спроектированными можно считать конструкции, выдерживавшие при испытаниях 100–105 % расчетной нагрузки. При нагрузке менее 90 % от расчетной не должно быть местных разрушений, которые при эксплуатации экраноплана могут привести к его общему разрушению. При нагрузке до 67 % от расчетной не должно быть остаточных деформаций. По результатам анализа разрушений конструкции в процессе проведения статических испытаний делаются выводы о прочности конструкции и необходимости внесения в нее конструктивных изменений.

7. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ЭКРАНОПЛАНОВ

7.1. Особенности выбора энергетических установок экранопланов

Экранопланы являются высокоскоростными судами, поэтому вполне логично, что на данном этапе их создания наибольшее применение на них получили энергетические установки на базе авиационных двигателей (турбовинтовых, турбореактивных, винтовентиляторных). На экраноплане двигатели работают в специфических условиях, отличных от условий работы на самолетах. Так, на взлетно-посадочных режимах движения и при плавании на волнении воздухозаборники двигателей подвергаются интенсивному забрызгиванию, а при движении по грунту – воздействию твердых частиц песка и пыли. В связи с этим, а также в целях обеспечения надежности и требуемого ресурса авиационные двигатели должны быть доработаны (конвертированы) применительно к условиям работы на экраноплане.

Российский опыт показывает, что доработке должны подвергаться часть оборудования двигателя, системы управления им и узлы крепления. Наиболее сложной оказалась доработка той части оборудования двигателя, которая подвергается воздействию морской водовоздушной среды. Последняя, воздействуя на детали проточных частей компрессора и турбины, вызывает «горячую» коррозию и эрозию основных рабочих элементов двигателей и отложения на них кристаллизирующихся солевых осадков, что значительно изменяет аэродинамические характеристики компрессора, ухудшает параметры двигателя в целом и сокращает сроки его службы.

При решении проблем конвертирования наилучшие результаты получены от внедрения следующих мероприятий:

- установки специальных сепараторов воздуха;
- замены материала отдельных узлов на более коррозионно-стойкие;
- применения защитных покрытий на лопатках компрессора и турбины;
- промывки и консервации проточной части двигателя.

Хорошие результаты получены от использования ингибиторов коррозии, вводимых в качестве добавок в топливо и масло, а также

комплексонов для уменьшения солеотложения в проточной части двигателя.

Основные требования к энергетической установке экраноплана принципиально те же, что и для самолета [10]:

- обеспечение требуемых тяговых характеристик при наименьшем удельном расходе топлива;
- наименьший удельный вес;
- надежность и приемлемая стоимость.

Исходные данные для оценки требуемой тяги и выбора состава энергетических установок экраноплана на режимах взлета и крейсерского (экранного) полета представлены на рис. 7.1.

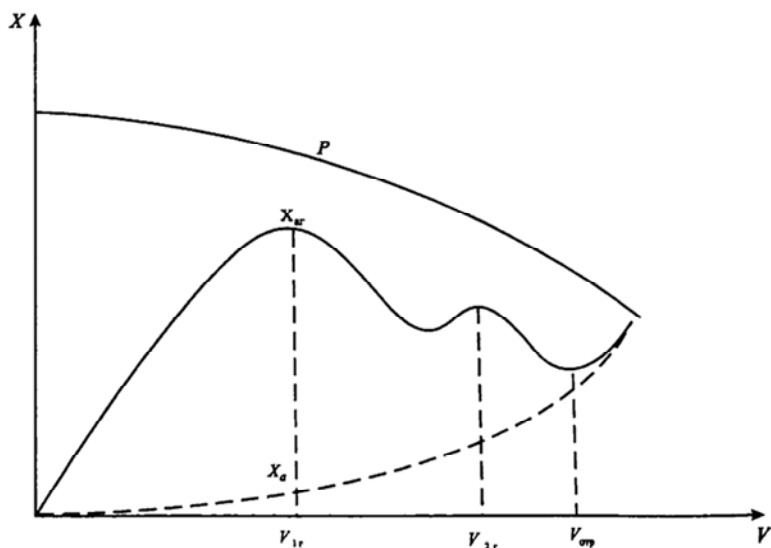


Рис. 7.1. Характер измерения сопротивления движению ЭП по скорости

7.2. Критерии выбора маршевой и стартовой энергетических установок экраноплана

Энергетическая установка должна обеспечивать разбег экраноплана до скорости отрыва его от воды, крейсерский полет вблизи экрана, выход экраноплана на сушу и движение по ней (для амфибийных экранопланов).

Различают два типа энергетической установки экраноплана [1]:

- маршевую;
- стартовую.

Маршевая силовая установка. Состав и мощность (тяга) маршевых двигателей выбираются исходя из условия обеспечения крейсерской скорости полета экраноплана. По данным аэродинамического качества экраноплана на крейсерской скорости определяется требуемая суммарная тяга маршевой силовой установки. При этом учитываются ее экономичность и малошумность. К числу приемлемых для экраноплана силовых установок относятся турбовинтовые, турбовентиляторные и турбовинтовентиляторные двигатели.

Стартовая силовая установка. Требуемая взлетная тяга экраноплана существенно превышает требуемую тягу на крейсерском режиме полета. Для взлета экраноплана используется поддув струй двигателей под крыло экраноплана.

Стартовая силовая установка создает не только динамическую воздушную подушку под крылом, но и тягу для поступательного движения экраноплана. Состав и мощность стартовой силовой установки выбираются из условия создания совместно с маршевыми двигателями суммарной тяги, обеспечивающей преодоление сопротивления движению до отрыва экраноплана от воды и заданное ускорение на разбеге. После отрыва экраноплана от воды стартовые двигатели либо постепенно выводятся из работы, либо некоторые из них продолжают работать на более низких тяговых режимах, например в случае движения экраноплана на волнении. Суммарная требуемая тяга маршевых и стартовых двигателей определяется по аэрогидродинамическому качеству экраноплана при наибольшем взлетном весе и на максимальном расчетном волнении.

В практике проектирования экраноплана при выборе состава энергетической установки исходят из наличия существующих реальных двигателей, принимая их количество на основании данных по требуемой тяге.

При формировании энергетической установки экраноплана имеют место два принципиальных подхода.

Первый подход, когда поддув при взлете экраноплана обеспечивает одна группа двигателей (стартовая), а полет вблизи экрана – другая (маршевая). Примером такой энергетической установки слу-

жит установка экраноплана «Орленок» (см. рис. 2.6, а). В такой энергетической установке в носовой части экраноплана, впереди несущего крыла, размещаются стартовые (поддувные) двигатели. Их тип и количество выбирают, исходя из требуемой поддувной тяги для обеспечения разбега экраноплана с заданным ускорением.

Маршевые двигатели устанавливаются, как правило, на вертикальном или горизонтальном оперении экраноплана. Они обеспечивают крейсерский полет экраноплана вблизи экрана с заданной скоростью. Такая схема энергетической установки обеспечивает экраноплану высокую экономическую эффективность. Взлет экраноплана осуществляется при совместной работе стартовой и маршевой силовых установок. После взлета стартовая силовая установка полностью или частично выводится из работы.

Второй подход – когда энергетическая установка выполняется единой, то есть разбег экраноплана и крейсерский полет вблизи экрана обеспечивает одна и та же группа двигателей. По этому принципу выполнена энергетическая установка экраноплана «Лунь» (см. рис. 2.6, б). Такая энергетическая установка обеспечивает повышение мореходности экраноплана.

7.3. Особенности проектирования энергетических установок экраноплана

Применяемые методы проектирования энергетических установок экраноплана близки к тем, которые используют при проектировании энергетических установок гидросамолетов. На основании технического задания на проектирование определяется полная масса экраноплана. На этой стадии принимается компромиссное решение, удовлетворяющее требованиям аэрогидродинамики, мореходности и экономической эффективности экраноплана. Примером различного подхода к выбору аэродинамической компоновки экраноплана и состава энергетической являются экранопланы «Орленок» и «Лунь».

При создании экраноплана «Орленок» ставилась задача обеспечения ему высоких стартово-посадочных характеристик, дальности полета и амфибийности. В связи с этим он имеет раздельную энергетическую установку и высокоэкономичный маршевый двигатель. Экраноплан «Лунь» по своему назначению должен обладать повы-

шенной мореходностью. В связи с этим он имеет единую энергетическую установку.

Масса полного запаса топлива экраноплана определяется из условия обеспечения заданной дальности полета экраноплана при фиксированном значении скорости и высоты полета, при массе экраноплана, соответствующей половинному расходу топлива (в судостроении соответствует нормальному водоизмещению судна). Массу топлива можно оценить по выражению

$$m_T = \frac{1,1c_p P_c L}{v},$$

где c_p – удельный расход топлива двигателей в полете;

P_c – среднее значение тяги, требуемой для движения экраноплана массой $m = m_0 - 0,5m_T$;

L – дальность полета;

v – скорость полета.

7.4. Характеристики двигателей

В связи с высокими (авиационными) скоростями экранопланов на них широкое применение получили турбореактивные (ТРД), турбовинтовые (ТВД) и двухконтурные (ДТРД) двигатели.

Турбореактивные двигатели (рис. 7.2, а). Потенциальная энергия продуктов сгорания, приобретенная в процессе предварительного сжатия воздуха в компрессоре ТРД и последующего подвода тепла в процессе сгорания топлива, частично используется на привод компрессора и навешенных на двигатель агрегатов. Потенциальная энергия, оставшаяся неиспользованной в турбине, преобразуется в кинетическую энергию в реактивном сопле в процессе расширения газов. В результате достигается ускорение потока газов, определяющее высокую скорость их истечения из двигателя, и тем самым – создание реактивной тяги.

Сила тяги, создаваемая ТРД на дозвуковых скоростях полета, мало меняется в зависимости от скорости полета. Поэтому тяговая мощность ТРД возрастает пропорционально скорости полета (тяговая мощность поршневых двигателей практически не меняется от скорости полета).

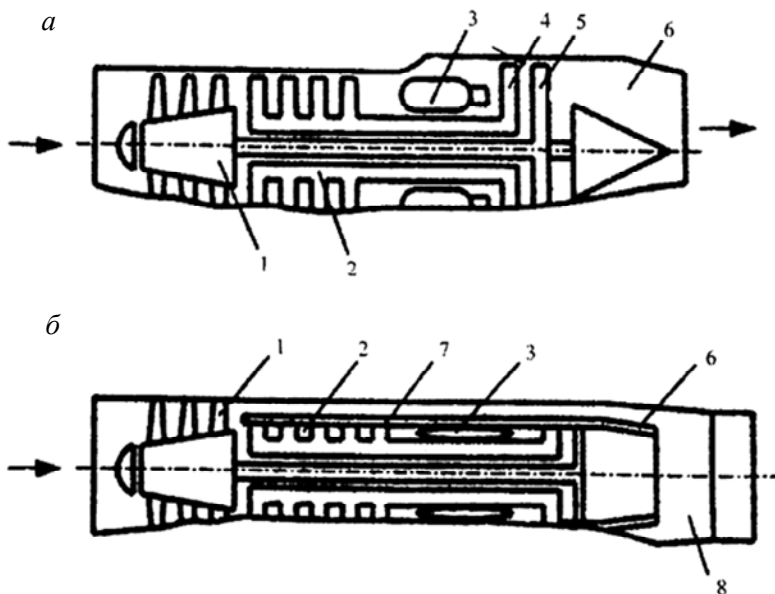


Рис. 7.2. Схема двигателей:

а – ТРД; *б* – ДТРД; 1 – компрессор низкого давления (КНД); 2 – компрессор высокого давления (КВД); 3 – камера сгорания; 4 – турбина КВД; 5 – турбина КНД; 6 – сопло первого контура; 7 – разделительный корпус; 8 – сопло второго контура

Увеличение тяги двигателей путем увеличения скорости газов на выходе из двигателя (форсаж) широкого применения на экранопланах не получило. Использование форсажных двигателей может быть оправдано, например, для осуществления старта экраноплана с большим ускорением для максимального сокращения длины разбега до взлета. Форсаж достигается за счет дополнительного сжигания топлива в специальных выходных устройствах, называемых форсажными камерами. Когда нет необходимости в увеличении тяги, то газы из двигателя проходят через форсажную камеру как через выхлопную трубу.

Турбореактивные двигатели, как, впрочем, и двигатели других типов, с точки зрения применения их в качестве силовых установок экранопланов оцениваются и сравниваются по ряду параметров: тяге, удельной массе, удельной лобовой тяге и т. д. [11].

Удельная тяга, то есть отношение тяги к секундному весовому расходу воздуха через двигатель, характеризует относительные раз-

меры и массу двигателя. На удельную тягу двигателя существенно влияет температура газов на входе в турбину. Чем она выше, тем при прочих равных условиях больше удельная тяга и меньше габариты двигателя. Современные ТРД работают при температурах перед турбиной, достигающих 1200 °С и более при удельной тяге до 690 Н·с/кг.

Удельный расход топлива, то есть отношение часового расхода топлива к тяге двигателя, характеризует двигатель с точки зрения экономичности. Удельный расход топлива у маршевых двигателей экранопланов достигает 0,02–0,05 кг/Н тяги.

Удельная лобовая тяга, то есть отношение тяги двигателя при работе на стопе к максимальной площади поперечного сечения (лобовой площади), характеризует аэродинамическое сопротивление силовой установки, размещаемой вне корпуса экраноплана. Чем удельная лобовая тяга больше, тем меньше аэродинамическое сопротивление, создаваемое силовой установкой. Максимальный диаметр двигателя, величина которого влияет на величину аэродинамического качества экраноплана и его продольную устойчивость, существенно зависит от степени двухконтурности и стартовой тяги двигателя.

В первом приближении диаметр ТРД можно определить по формуле

$$D_{\text{дв}} = \left(0,4 + 0,04m_{\text{дв}}^{0,75}\right) \sqrt{P_0 \cdot 10^{-3}}, \text{ м.}$$

Лобовая тяга двигателей, применяемых на экранопланах, находится в пределах от $21,5 \cdot 10^3$ до $68,7 \cdot 10^3$ Н/м².

Турбовинтовые двигатели. Эти двигатели состоят в основном из тех же элементов, что и турбореактивные. Конструктивным отличием ТВД является наличие редуктора и воздушного винта. Необходимость в редукторе объясняется тем, что современные воздушные винты ТВД эффективно работают при частоте вращения 1000–1500 об/мин, а частота вращения силовой турбины составляет не менее 8000 об/мин. Тяга такого двигателя создается в основном за счет воздушного винта и в малой степени (10–12 %) – за счет реакции струй выходящих из сопла газов. ТВД экономически более выгодны по сравнению с ТРД в диапазоне скоростей 800–900 км/ч, когда эффективны воздушные винты. Удельный расход топлива ТВД находится в пределах 0,02–0,027 кг топлива/Н тяги. Однако по срав-

нению с ТРД конструкция ТВД несколько сложнее. Более сложна и его система автоматического регулирования, поскольку требуется регулировать углы установки лопастей воздушного винта в зависимости от условий и режима полета. Двигатель такого типа применен в качестве маршевого на экраноплане «Орленок».

К достоинствам ТВД относятся:

- возможность получения большой мощности в одном агрегате при высокой экономичности;

- возможность торможения воздушными винтами, что сокращает пробег экраноплана после посадки.

Недостатками ТВД являются большой удельный вес, меньшая надежность из-за наличия воздушного винта и ограниченная возможность его компоновки на экраноплане.

Турбовентиляторные (двухконтурные) реактивные двигатели.

На смену ТРД пришли двухконтурные турбовентиляторные и турбовинтовентиляторные двигатели. Широкое использование как в авиации, так и в экранопланеростроении ДТРД объясняется тем, что в них удачно сочетаются скоростные возможности ТРД с высокой экономичностью ТВД. У двухконтурных двигателей кроме обычного (внутреннего) воздушного канала имеется еще второй (наружный контур). Через наружный канал проходит воздух, нагнетаемый компрессором низкого давления или вентилятором. Внутренний контур называют первым, а внешний – вторым контуром (рис. 7.2, б).

Двухконтурные двигатели характеризуются степенью двухконтурности, выражающей отношение количества воздуха, проходящего через второй контур, к количеству воздуха, проходящего через первый:

$$m = \frac{G_{B2}}{G_{B1}}.$$

Первый контур иногда называют газогенератором, так как он создает поток горячего газа для работы турбин и образования реактивной тяги.

Степень двухконтурности у различных ДТРД в зависимости от назначения изменяется в широких пределах. Для каждого диапазона скоростей полета имеется наиболее выгодная степень двухконтурности. Чем больше величина двухконтурности, тем выше экономич-

ность двигателя, меньше скорость истечения газов, в связи со смешением газов с воздухом меньше их температура и ниже уровень шума газовой струи при той же тяге.

Применение второго контура способствует увеличению массы отбрасываемого воздуха, а следовательно, повышению тяги при уменьшении расхода топлива на 1 Н тяги/ч (на 5–12 %) при меньшей скорости истечения газов. Однако повышение степени двухконтурности приводит к увеличению габаритов двигателя вследствие увеличения диаметра вентиляторной ступени.

Преимуществом ДТРД по сравнению с обычными (одноконтурными) двигателями является и то, что их можно выгодно использовать в широком диапазоне скоростей. Ввиду повышенной по сравнению с одноконтурными ТРД тяги на старте ДТРД становятся выгодными для создания стартовых энергетических установок экранопланов. Благодаря более высокой экономичности ДТРД соответственно увеличивается и дальность полета экраноплана.

Тяговый КПД двигателя

$$\eta_P = \frac{2}{1 + v_c/v}.$$

Очевидно, что по мере увеличения степени двухконтурности скорость истечения уменьшается, а тяговый КПД увеличивается.

Двухконтурный двигатель имеет преимущество перед ТРД и по уровню шума, что важно для стартовой установки.

7.4.1. Тяговая мощность двигателей

Тяговая мощность ТРД

$$N = Pv, \text{ Вт,}$$

где P – тяга, Н;

v – скорость полета, м/с.

Сила тяги

$$P = G_B(v_c - v_H) + (p_c - p_0)F_c, \text{ Н,}$$

где G_B – секундный весовой расход воздуха, проходящего через двигатель, кг/с (расход составляет 1,5–2,0 % от расхода воздуха);

v_c – скорость потока газов на срезе сопла, м/с;

v_n – скорость полета, м/с;

p_c – статическое давление потока газов на срезе сопла, Па;

p_0 – атмосферное давление, Па;

F_c – площадь сопла на срезе, м².

Тяга, развиваемая воздушным винтом ТВД в полете:

$$P_B = \frac{N_B \eta_B}{v_n},$$

где N_B – эффективная мощность, передаваемая на винт, Вт;

η_B – КПД воздушного винта.

Реактивную тягу ТВД (принимая полное расширение газов в сопле, то есть $p_c = p_0$) можно оценить по выражению

$$P_p = G_B (v_c - v_n).$$

Тогда суммарная тяга ТВД

$$P = P_B + P_p.$$

Стеновую тягу ТВД (когда $v_n = 0$) можно определить по формуле

$$P = 1,1 N_B + G_B v_c.$$

Эквивалентная мощность ТВД (или мощность, необходимая для привода винта, тяга которого равна тяге ТВД)

$$N_э = N_B + N_p,$$

где N_p – мощность, эквивалентная реактивной тяге:

$$N_p = \frac{P_p v_n}{\eta_B}.$$

7.4.2. Режимы работы двигателей

Максимальный (взлетный) режим соответствует максимально допустимой частоте вращения и наибольшей тяге двигателя. Время непрерывной работы на этом режиме ограничивается.

Номинальный – тяга на этом режиме на 10 % меньше максимальной, а частота вращения на 3–4 % меньше максимальной.

Максимальный крейсерский – эксплуатационный режим, соответствующий частоте вращения, примерно на 10 % меньшей максимальной, тяга при таком режиме составляет

$$P_{\text{кр max}} = (0,75-0,8) P_{\text{max}}.$$

Минимальный крейсерский режим обычно не менее

$$P_{\text{кр min}} = (0,5-0,6) P_{\text{min}}.$$

Режим малого газа (или режим холостого хода двигателя) соответствует наименьшей частоте вращения, при которой двигатель может устойчиво и надежно работать. Тяга на этом режиме обычно составляет не более

$$P_{\text{м.г}} = (0,03-0,05) P_{\text{max}}.$$

Данный режим также ограничивается по времени непрерывной работы вследствие высоких температур газа перед турбиной.

7.5. Выбор параметров двигателей энергетических установок экранопланов

Совершенство транспортного средства характеризуется в первую очередь его экономической эффективностью, где важное место занимает экономичность энергетической установки. При создании первых российских экранопланов в составе энергетической установки применялись доработанные под морские условия серийные авиационные газотурбинные двигатели (турбовинтовые и двухконтурные).

Существенным отличием экраноплана от самолета с точки зрения работы энергетической установки является то, что крейсерский режим полета проходит на малых экранных высотах, поэтому выбранные для самолетного двигателя параметры на его расчетном высотнокрейсерском режиме полета не являются оптимальными для экраноплана. Кроме того, длительный полет над поверхностью моря приводит к солеотложениям на деталях газовоздушного тракта, а следовательно, снижению КПД узлов двигателя и повышению температуры газов, что следует учитывать при выборе параметров двигателя.

Другим важным обстоятельством, влияющим на выбор параметров двигателей экраноплана, является обеспечение определенных параметров газовой струи на выходе из двигателей на максимальном режиме при разбеге экраноплана для достижения необходимой аэрогазодинамической разгрузки.

7.6. Размещение главных двигателей

Компоновки энергетических установок экранопланов разнообразны и зависят от типа экраноплана, его назначения, числа и типа двигателей, их габаритов, схемы поддува и др. К настоящему времени сложились два типа компоновок силовых установок:

- в которых маршевая и стартовая установки разделены; при этом маршевые двигатели размещаются на хвостовом оперении, в зоне, наиболее защищенной от попадания брызг морской воды в проточную часть двигателей, а стартовые двигатели – в носовой части экраноплана (перед крылом) на пилонах или в специальных туннелях основного корпуса;

- маршевая и стартовая установки едины;

- все двигатели размещены на пилонах впереди крыла экраноплана.

При раздельной маршевой и стартовой установках проще решать вопросы создания высокоэкономической установки, поскольку представляется возможность применения двигателей иного типа. Применение двигателей осуществляется не только из необходимости создания эффективного поддува, но и из экономических соображений. В этом случае все двигатели, как правило, однотипны.

На экранопланах, где в качестве поддувных использованы винтовые двигатели, последние располагаются либо на крыле в мото-

гондолах с передачей мощности воздушными винтам (см. рис. 2.5), размещенным впереди крыла с помощью карданных передач, либо внутри корпуса с передачей мощности винтам через специальные редукторы с помощью валиковых Z-передач. В этом случае воздушные винты создают не только тягу, но и поддув воздуха под несущее крыло. Количество двигателей зависит от требуемой тяговооруженности экраноплана, определяемой из условия необходимости преодоления сопротивления экраноплана при взлете с требуемым ускорением.

К размещению двигателей на экраноплане предъявляют ряд специфических требований:

- для сохранения работоспособности двигательные установки должны располагаться и изолироваться друг от друга таким образом, чтобы отказ любого двигателя или любой системы, влияющей на работу двигателя, не мог препятствовать непрерывной безопасной работе остальных двигателей;

- изменение тяги двигателей не должно существенно сказываться на балансировке экраноплана;

- в тех случаях, когда энергия струи выходящих газов двигателей используется для создания как тяги, так и воздушной подушки, должны быть предусмотрены способы изменения направления действия газовой (или воздушной) струи (при использовании в качестве движителя воздушных винтов обычно применяют изменение угла наклона оси вращения воздушного винта, при применении ТРД – установку отклоняющих козырьков или поворотных насадок);

- должно быть обеспечено удобство доступа и безопасность технического обслуживания, легкость монтажа и демонтажа двигателей;

- ТРД целесообразно размещать вне плоскости кабины экипажа (кодовой рубки) для исключения ее повреждения в случае нелокализованного разрушения ротора двигателя;

- двигатели должны быть защищены от прямого попадания больших масс воды при разбеге или посадке экраноплана на волнении.

Установка двигателей на пилонх повышает пожарную безопасность экраноплана, так как имеет возможность разместить между мотогондолой и корпусом экраноплана специальные противопожарные конструкции.

При применении в качестве маршевых ТВД их размещение определяется размерами воздушных винтов, то есть расстоянием между лопастями винта и конструкцией корпуса экраноплана. При использовании в составе энергетической установки экраноплана реактивных двигателей целесообразно вместо одного мощного двигателя применять несколько менее мощных. Это позволяет:

- при отказе одного из двигателей уменьшать возмущающий боковой момент;

- создавать плоскую струю газов под несущее крыло, более эффективную для образования воздушной подушки.

При применении ТРД предоставляются широкие возможности для размещения двигателей на экраноплане – от полностью вынесенных наружу гондол до скрытых внутри корпуса. Двигатели могут размещаться как в носовой, так и в хвостовой части экраноплана. В носовой части двигатели могут располагаться как снаружи на пилонах или в гондолах, так и внутри корпуса в специальных туннелях по схеме «елочка» симметрично относительно диаметральной плоскости под углами до 10° к носовой плоскости и 15° – к диаметральной. В хвостовой части двигатели устанавливаются либо в гондолах на вертикальном хвостовом оперении (на киле), либо на пилонах на горизонтальном оперении (стабилизаторе), либо внутри хвостовой части корпуса (фюзеляжа).

При размещении двигателей внутри корпуса (рис. 7.3), по сравнению с расположением двигателей в гондолах или на пилонах, увеличивается внутреннее сопротивление каналов, подводящих воздух к двигателям. Однако известно, что с ростом скорости полета сопротивление подводящих каналов влияет на затраты тяги в меньшей степени, чем аэродинамическое сопротивление мотогондол или пилонов. Поэтому выгоднее располагать двигатели внутри корпуса, если условия компоновки силовой установки на экраноплане позволяют это сделать. В отдельных случаях прибегают к комбинированной компоновке (часть двигателей устанавливают внутри корпуса, а часть – в специальных гондолах вне корпуса). При размещении двигателей внутри корпуса по условиям компоновки порой приходится применять удлинительные трубы для отвода выходящих газов в атмосферу. В этом случае целесообразно устанавливать двигатели так, чтобы длина удлинительной трубы была минимальной.

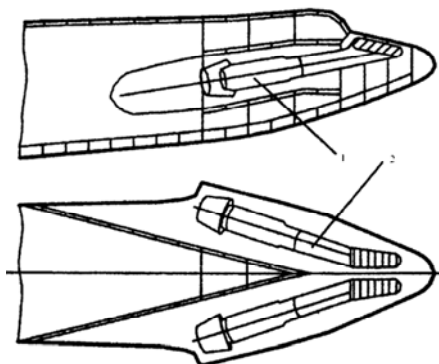


Рис. 7.3. Схема установки носовых двигателей в корпусе:
1 – двигатель; 2 – воздухозборник

Размещение двигателей на пилонах (рис. 7.4) создает хорошие условия для входа воздуха в двигатели, но усложняет защиту от попадания в них воды. Расположение двигателей на пилонах позволяет повысить пожарную безопасность, поскольку пилон изолирует двигатель от корпуса или хвостового оперения. Однако кроме аэродинамического сопротивления пилоны при наличии дефекта экраноплана создают момент от аэродинамических сил, возникающих при обтекании экранопланов потоком воздуха, которые необходимо парировать органами управления (рулем высоты). Это требует соответствующего увеличения площади рулей, а следовательно и размеров горизонтального оперения экраноплана, что приводит к увеличению его массы.

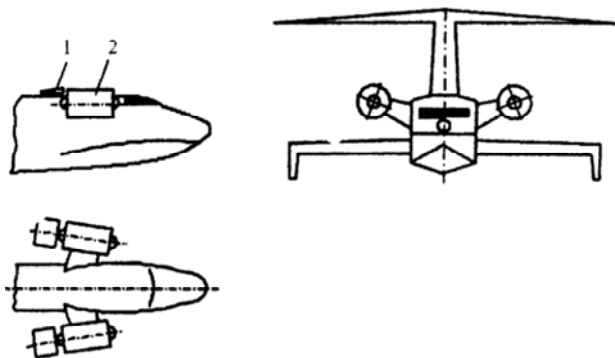


Рис. 7.4. Схема установки носовых двигателей в корпусе:
1 – козырек; 2 – двигатель

Кормовая компоновка целесообразна для маршевых двигателей, стартовые же двигатели размещаются в носовой части экраноплана впереди крыла. На стартовых двигателях за срезом сопла устанавливают поворотные насадки, имеющие независимые от двигателей подвески, позволяющие отклонять выхлопную струю либо вниз (под крыло), либо на прямую тягу. Отклонение поворотных насадок осуществляется индивидуальными гидравлическими приводами. Маршевые двигатели (рис. 7.5), обладающие высокой экономичностью и малой шумностью, могут быть оснащены реверсом тяги, что позволяет осуществлять управление экранопланом на плаву с использованием не только «разнотяга» двигателей, но и работы двигателей «враздрай». Кроме того, применение реверса тяги способствует уменьшению пробега экраноплана после посадки на воду.

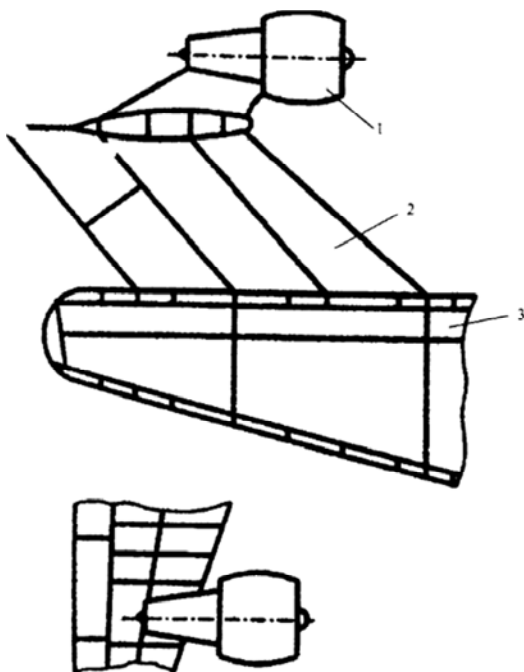


Рис. 7.5. Схема установки маршевых двигателей на хвостовом оперении ЭП:
 1 – двигатель; 2 – вертикальное оперение; 3 – корпус

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Идея создания судов и аппаратов с динамической воздушной подушкой – экранопланов – впервые возникла в начале 30-х гг. XX в. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, направленные на создание экранопланов, проводились с середины 30-х гг. XX в., однако наиболее интенсивные исследования в области околоэкранный аэродинамики, а также строительство опытных аппаратов начались в послевоенный период.

К настоящему времени многие сложные проблемы экранопланостроения успешно решены усилиями ученых и конструкторов ряда стран – созданы опытные аппараты, обладающие достаточной устойчивостью и способностью летать как вблизи опорной поверхности, так и за пределами влияния Земли. Ведущие зарубежные специалисты на базе накопленного опыта разрабатывают проекты транспортных экранопланов массой до 300 т. Одновременно с конструкторскими работами в области экранопланостроения и выбором оптимальных решений технических вопросов значительное внимание уделяется оценке транспортной эффективности нового средства, сопоставлению ее с технико-экономическими и эксплуатационными характеристиками СПК, СВП и самолетов.

Несмотря на некоторые успехи экранопланостроителей и весьма положительные результаты оценки транспортной эффективности этих аппаратов, темпы их развития поразительно низки и значительно отстают от известных прогнозов ведущих специалистов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Экранопланы: транспортные суда XXI века / А. И. Маскалин [и др.]. – СПб. : Судостроение, 2005. – 576 с.
2. Юрьев, Б. Н. Влияние земли на аэродинамические свойства крыла / Б. Н. Юрьев // Вестник воздушного флота. – 1923. – № 1.
3. Серебрянский, Я. М. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета / Я. М. Серебрянский // Тр. ЦАГИ. – 1936. – Вып. 267.
4. Басин, М. А. Гидроаэродинамика крыла вблизи границы раздела сред / М. А. Басин. – Л. : Судостроение, 1980.
5. Белавин, Н. И. Экранопланы / Н. И. Белавин. – 2-е изд., перераб. и доп. – Л. : Судостроение, 1977. – 232 с.
6. Экранопланы. Особенности теории и проектирования / А. И. Маскалин [и др.]. – СПб. : Судостроение, 2000.
7. Синицин, Д. Н. Первый гражданский экраноплан / Д. Н. Синицин, А. И. Маскалик. – СПб. : Судостроение, 1999.
8. Жуков, В. И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана / В. И. Жуков // ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского. – М., 1997.
9. Остославский, И. В. Аэродинамика самолета / И. В. Остославский. – М. : Оборонгиз, 1957.
10. Егер, С. М. Проектирование самолетов / С. М. Егер ; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983.
11. Химич, В. Л. Энергетические установки высокоскоростных судов / В. Л. Химич. – Н. Новгород : НГТУ, 2002.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
1. ЭКРАНОПЛАН – НОВЫЙ ВИД ВОДНОГО ТРАНСПОРТА	5
1.1. Общие сведения об экранопланах	5
1.2. Место экранопланов в системе транспортных средств	9
2. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО И НАЗНАЧЕНИЕ ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ ЭКРАНОПЛАНА	11
3. РЕЖИМЫ ДВИЖЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНА	21
4. АЭРОДИНАМИКА ЭКРАНОПЛАНА	24
5. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ЭКРАНОПЛАНА	34
6. КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ ЭКРАНОПЛАНА	38
6.1. Конструктивные материалы	38
6.2. Особенности конструкции планера экраноплана	44
6.3. Особенности расчета экраноплана на прочность	47
6.3.1. Внешние нагрузки	47
6.3.2. Прочность	48
6.3.3. Ресурс конструкции	51
6.3.4. Статические испытания	52
7. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ЭКРАНОПЛАНОВ	54
7.1. Особенности выбора энергетических установок экранопланов	54
7.2. Критерии выбора маршевой и стартовой энергетических установок экраноплана	55
7.3. Особенности проектирования энергетических установок экраноплана	57
7.4. Характеристики двигателей	58
7.4.1. Тяговая мощность двигателей	62
7.4.2. Режимы работы двигателей	64
7.5. Выбор параметров двигателей энергетических установок экранопланов	64
7.6. Размещение главных двигателей	65
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	70
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	71

Учебное издание

КАЧАНОВ Игорь Владимирович
ЛЕДЯН Юрий Павлович
ЩЕРБАКОВА Мария Константиновна

**КОНСТРУКЦИЯ БЫСТРОХОДНЫХ СУДОВ.
ЭКРАНОПЛАНЫ**

Пособие
для студентов специальности 1-37 03 02
«Кораблестроение и техническая эксплуатация
водного транспорта»

Редактор *Т. Н. Микулик*
Компьютерная верстка *Н. А. Школьниковой*

Подписано в печать 08.09.2015. Формат 60×84 ¹/₁₆. Бумага офсетная. Ризография.
Усл. печ. л. 4,18. Уч.-изд. л. 3,27. Тираж 100. Заказ 998.

Издатель и полиграфическое исполнение: Белорусский национальный технический университет.
Свидетельство о государственной регистрации издателя, изготовителя, распространителя
печатных изданий № 1/173 от 12.02.2014. Пр. Независимости, 65. 220013, г. Минск.