

Н.И. Белавин

# ЭКРАНО- ПЛАНЫ

(по данным зарубежной печати)

Второе,  
переработанное и дополненное  
издание

Ф 0

51981

Отдел учебников

БИБЛИОТЕКА

Лев. Коробейнический

ВАС-100000



ИЗДАТЕЛЬСТВО  
«СУДОСТРОЕНИЕ»  
ЛЕНИНГРАД  
1977

Зерновыми, Беленьки И. И., Л., «Судостроение», 1977, с. 232.

Во втором издании книги (первое издание опубликовано в 1968 г.) рассмотрены история развития и современное состояние за рубежом научно-исследовательских и научно-конструкторских работ в области экранопланостроения.

В книге приведены основные особенности околокрыльной аэродинамики крыла и аппарата, лежащей в основе создания экраноплана. Дана классификация и рассмотрено описание основных конструктивных особенностей зарубежных экранопланов, их корпусов, взлетно-посадочных установок, стартовых устройств. Особое внимание уделено проблеме старта и устойчивости полета. В специальной главе рассмотрены особенности аэрогидродинамики судна с воздушной подушкой, системы балласта и экранопланов по принципу движения. В разделе, посвященном аэродинамическим характеристикам различных типов экранопланов, рассмотрены основные особенности ударных, противозащитных, густотных и вихрево-трайлерных экранопланов.

Ил. 145. Табл. 6. Литерат. 16 назв.

Рецензент  
канд. техн. наук  
В. А. Литвинский

Наука и техника на современном этапе развиваются очень быстро. За последние 10 лет во многих странах мира было начато серийное строительство супертанкеров, судов на подводных крыльях и на воздушной подушке различного типа. Успехи в области экранопланостроения оказались значительно скромнее и не оправдали прогнозов ведущих зарубежных специалистов, работающих в данной области. Несмотря на очевидные достоинства экранопланов, за последние 8—10 лет за рубежом построены волжуктарным способом всего один-два небольших опытных аппарата. И это в условиях жесточайшей капиталистической конкуренции! Напомним хотя бы бум, поднятый в ряде стран вокруг строительства судов на подводных крыльях, а затем и судов на воздушной подушке. Почему этого не произошло с экранопланами?

Автор надеется, что читатель, познакомившись с предлагаемой его вниманию книгой, увидит, что причину медленных темпов экранопланостроения следует искать не только в скептицизме значительной части судно- и самолетостроителей, сомневающихся в высокой эффективности нового вида транспортных средств. По-видимому, основная причина — исключительные трудности создания этих аппаратов. Описанные ниже неудачи, аварии и даже катастрофы, которыми отмечен путь плавного в области экранопланостроения, убедительно подтверждают справедливость сделанного вывода. В самом деле, например, проблему устойчивости движения аппаратов удалось более или менее успешно решить всего на двух-трех экранопланах из 25 построенных.

Как и при работе над первым изданием книги, автор ставил перед собой задачу на основе обобщения и анализа опубликованных, главным образом в зарубежной печати, материалов рассмотреть основные особенности экранопланов, их конструктивные и мореходные качества, устойчивость и транспортную эффективность. К сожалению, далеко не все элементы и характеристики аппаратов удалось осветить достаточно глубоко.

Второе издание книги содержит ценный материал, опубликованный в последние годы в зарубежной печати. Новые разделы посвящены использованию «эффекта экрана» животными, описанию истории развития экранопланов, особенностей их экспериментального исследования. В них рассмотрены также вопросы с воздушной разгрузкой, близкие к рассматриваемым аппаратам, и проекты боевых экранопланов. Значительно большее внимание уделено в книге проблеме устойчивости.

Автор выражает искреннюю благодарность А-ру техн. наук, проф. Н. Т. Егорову за ряд ценных советов, которые использованы при работе над книгой.

## Глава I. КРАТКАЯ ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ ЭКРАНОПЛАНОВ. ЭКСПУРС В БИОНИКУ

В настоящее время еще трудно достаточно обоснованно изложить историю возникновения идеи использования благоприятного влияния энергии воды или земли для создания принципиально новых видов транспортных средств — судов на «воздушной смазке», на воздушной подушке и экранопланов. Эта задача, по-видимому, будет успешно решена лишь в последствии совместными усилиями ряда исследователей. Однако основные этапы такого развития можно отметить уже сейчас.

В качестве лишь первого приближения предложена классификация аппаратов и указано их место в общей системе судов, построенных с использованием динамических принципов поддержания.

Исследования биоников о благоприятном влиянии близости поверхности воды для повышения несущей способности крыльев птиц и плавников рыб будут способствовать решению сложных проблем, стоящих перед экранопланостроителями.

### § 1. Использование животными для полета благоприятного влияния экрана

Давно замечено, а с развитием сравнительно новой науки (бионика) окончательно установлено, что преимущество окклюзивного полета, повышающего аэродинамическое качество, довольно широко используют летающие животные — птицы и летучие рыбы. Природа значительно опередила технику в своем развитии. Представляют интерес основные выводы, к которым пришел в результате длительного изучения данного вопроса советский бионик А. Б. Костяковский.

Наблюдения позволили установить, что летучие рыбы при разгоне по поверхности воды сильными движениями хвостового плавника развивают скорость, достаточную для частичного

выхода тела из воды. Передняя часть туловища поднимается и грудные плавники расправляются, образуя большие несущие поверхности. На данной стадии полета движением служит нижняя часть до конца хвостового плавника, а его верхняя часть и все тело движется над водой. В отличие от грудных плавников брахионы остаются прижатыми к телу, что способствует снижению сопротивления движению. Таким образом, на этапе разгона движение летучей рыбы напоминает полет зарывающегося в водным винтом, т. е. аппаратов типа КАГ-3, В. Корягина и др.

Достигнув скорости движения около 15—20 м/с (54—72 км/ч), рыба распускает и брахионы плавники и, оторвавшись от воды, переходит к планирующему полету, обычно над самой поверхностью воды, следуя за изгибами волн.

Тело, несущие плоскости (грудные плавники) и хвостовой плавник летучих рыб в результате длительной эволюции оказа-



Рис. 1. Летучая рыба (латимер обыкновенный).

лись весьма хорошо приспособленными к выполнению указанных функций. При рассмотрении этих рыб (рис. 1) бросаются в глаза не только необычайно развитые грудные плавники, поставленные высоко к спине, но и несимметричная форма хвостового плав-

ника с длинной нижней частью, обеспечивающая создание упора при движении рыбы над поверхностью воды. Очень многие птицы также используют водный экран для своего полета. Весьма широко над поверхностью воды, т. е. в зоне благоприятного действия экрана, летают различные виды воробьиных, кулики, чайки, галары, поганки, утки, бакланы, лебеди и другие птицы.

«Малюющий» полет птиц над экраном может быть пропеллерным (так летают, например, чайки), тренуциным, или ветотным, характерным для воробьиных, с переходом между этими видами полета, свойственным уткам. На некоторых отрезках полета птицы нередко летят на несодвижных крыльях, подобно летучим рыбам. Это показывает, что использование экрана не представляет каких-либо особых затруднений и доступно при разном приспособлении к полету.

Практически интересны данные об относительной высоте полета животных вблизи экрана, т. е. высоте, отнесенной к средней ширине крыла или к размаху крыльев: К сожалению, из-за технических трудностей специалистам пока что не удалось измерить точные параметры этого полета для сравнения его с обычным движением животных. Установлено только, что при полете птиц над водным экраном и столь высота полета бывает значи-

мальной и концы крыльев (маховые перья) во время взмахов не достигают поверхности воды на несколько миллиметров. Это наблюдалось даже при волнах высотой 20—25 см.

Отметенное обстоятельство полностью согласуется с известным фактом, что эффект влияния экрана зависит от относительной высоты полета и с уменьшением ее значительно возрастает.

Амплитуда взмахов крыльев над экраном несколько меньше, чем обычная, а частота взмахов остается той же или немного увеличивается, что также объясняется бессознательным стремлением животного наиболее полно использовать благоприятное влияние экрана путем снижения высоты полета. Скорость полета птиц вблизи экрана заметно увеличивается, по-видимому, вследствие уменьшения сопротивления полету за счет падения индуцированного сопротивления крыла.

О положительном влиянии экрана говорит также тот факт (кстати, иногда наблюдаемый охотниками), что птицы с поврежденным крылом, быстро теряющая высоту, при приближении к экрану нередко восстанавливает горизонтальный полет и продолжает его достаточно долго.

Наблюдения за полетом птиц над экраном позволяют установить следующие его особенности. Подъемная сила при малом угле полета птиц над экраном создается не только положительным углом атаки движущегося крыла, но и активной подкачкой воздуха взмахами крыла. В результате птицы представляют собой как бы комбинацию экраноплана и судна на воздушной подушке (аппараты Д. Уорнера, У. Бертельсона, ВРС-1 и др.).

Предельное приближение концов крыльев к поверхности воды без касания ее оказывается возможным благодаря большой гибкости и эластичности маховых перьев. В случае приближения махового крыла к экрану возникает давление на его нижнюю поверхность, возрастающее с такой скоростью, что удар по воде оказывается просто невозможным: маховые перья отгибаются вверх и одновременно подъемная сила настолько возрастает, что птицы как бы подбрасываются и не могут коснуться воды даже при волнах.

В то же время полет птиц вблизи экрана связан и с определенными трудностями: для подобного полета характерна повышенная неустойчивость, вследствие чего большинство птиц летит над экраном только приполюбно. Если на трассе их полета встречается какое-либо препятствие, они отрываются от экрана, поднимаются на несколько метров вверх и, лишь обогнув его, снова снижаются к поверхности воды. Эта особенность полета вблизи опорной поверхности была подтверждена при испытаниях уже первых экранопланов Т. Каэрю, У. Бертельсона и др. Позднее на нее неоднократно указывали и другие создатели подобных аппаратов (А. Липпман). Объяснение ее следует искать в том, что на циркуляции сложно и опасно создавать необходимый крен для парирования скольжения экраноплана.

Замечено также: птицы летают над экватором только при встречном ветре, несильном боковом и в штиль и крайне редко используют благоприятные вливания опорной поверхности при попутном ветре. Достаточно убедительного объяснения этому явление следовало пока не найти. Приведенные данные позволяют считать, что работы биологов по изучению околокрыльных полетов различных животных могут оказать существенную помощь в дальнейшем совершенствовании рассматриваемых аппаратов.

## § 2. Краткий обзор развития за рубежом судов на «воздушной смазке», воздушной подушке и зериопланов

Анализируя различные проекты судов и аппаратов, использующих благоприятное вливание боковой опорной поверхности, можно достаточно определенно сказать, что непосредственными предшественниками зериопланов явились суда с «воздушной смазкой» и на воздушной подушке. Поэтому, прежде чем перейти к рассмотрению интересующих нас зериопланов, уместно напомнить читателю основные этапы в развитии указанных типов судов. Кратко отметим некоторые предложения, патентные заявки, проекты, модели и опытные катера, принципиально по-новому решающие проблему снижения сопротивления движению для повышения скорости.

Идея использования воздуха для уменьшения сопротивления движению судов появилась более 250 лет назад. В 1716 г. шведский ученый Э. Сведенборг предложил конструкцию аппарата, поддерживаемого над опорной поверхностью с помощью воздушной подушки. Аппарат имел куполообразную эллипсоидную в плане форму корпуса. Воздух под корпус аппарата должен был нагнетаться с помощью двух воздушных насосов, приводимых в движение человеком.

Э. Сведенборг понимал, что мускулатуры силы человека недостаточно для создания воздушной подушки под аппаратом, и указывал, что его идея может быть реализована в будущем — при развитии техники.

Аппарат Сведенборга можно рассматривать как прообраз современных судов и аппаратов на воздушной подушке.

Первым идею применения гласирующей формы корпуса запатентовал англичанин Д. Эпсей (1852 г.). Однако осуществить ее ему так и не удалось.

В 1865 г. английский инженер-кораблестроитель С. Русселя, а 10 лет спустя известный ученый В. Фруд также предлагали использовать на судах «воздушную смазку». Фруд считал особенно целесообразным применение «воздушной смазки» на судах с широким корпусом или имеющих круговую в плане форму корпуса, в частности, на речных мониторах типа «попонак».

Первый патент для применения на судах «воздушной смазки» был выдан в Англии известному шведскому ученому и изобретателю Г. Лаавлю в 1882 г. Он предложил подавать сжатый воздух под днище для создания «воздушной смазки» и уменьшения сопротивления движению. В 1885 г. Г. Лаавль построил такое судно (по-видимому, первое в мире). Сжатый воздух под днище подавался от компрессора через многочисленные отверстия в форштевне. Испытания судна не дали ожидаемых результатов в увеличении скорости. Второй катер с более мощным компрессором, проект которого был разработан Г. Лаавлем, построить автору не удалось.

В 1890 г. французский инженер-мостостроитель и изобретатель К. Алер построил и испытал управляемый катер «Боль», оборудованный крыльями и кормовым горизонтальным стабилизатором для скольжения с их помощью по поверхности воды. Под крыло катера по специальным каналам подавался воздух, нагнетаемый за счет быстрого напора, возникающего при движении катера. Затем К. Алер построил еще два катера. Третий катер «Ансон-3» для подачи воздуха под крылья был оборудован специальным компрессором.

В течение ряда лет К. Алер настойчиво продолжал эксперименты, в том числе и при поддержке военных ведомств, пока в 1904 г. в Англии не запатентовал свое изобретение.

В 1911 г. канадский инженер А. Хикман предложил для катера оригинальную форму обводов, отличающуюся волнистым днищем, получившим впоследствии название «морские синие». Модификации этой формы в последние годы находят все более широкое применение на легках морских и особенно речных судах. Снижение сопротивления у «морских синих», впрочем, как и у всех других подобных решений, в той или иной степени использующих «воздушную смазку», объясняется тем, что у них под днищем при движении образуется область, заполненная водовоздушной смесью.

В том же 1911 г. австрийский специалистом Г. Ундом был разработан гоночный гласирующий катер с туннельным днищем. Помимо волнистого днища с уменьшенной площадью туннеля к корме катера (за счет его высоты) судно было оборудовано боковыми гласирующими элементами. При движении катера напор воздуха, поступающего под его днище, приподнимал катер из воды, заметно снижая его сопротивление.

В 1916 г. в Австрии инженером Д. Томмакулом был построен первый в мире катер (горельный) с бортовыми стенками («скагами») и водяными пиллями. Катер был оборудован четырьмя двигателями по 120 л.с. и центробежным вентилятором для подачи воздуха под днище корпуса. На испытании он развил скорость 83 км/ч. Этот катер следует рассматривать, по-видимому, как переходный тип от судов с «воздушной смазкой» к судам на воздушной подушке со скагами.

Весна близкую к предыдущей конструкцию образования воздушной подушки предложил в 1921 г. французский изобретатель М. Гамбен для больших барж. Он рекомендовал оборудовать суда специальными вентиляторами для подачи воздуха под днище, разделенное вдоль рядом невысоких ячеек. М. Гамбен считал, что подобие суда можно увеличить скорости будут иметь за счет воздушной подушки заметную меньшую осадку. Реализовать свою идея автору не удалось.

Представляет определенный интерес патент, выданный в 1925 г. в США В. Кэзи на разработанную им оригинальную систему образования под судном воздушной подушки. Отличительной чертой его предложения является система рециркуляции воздуха. Он считал, что забор воздуха для образования воздушной подушки непосредственно из воздушной подушки в кормовой части днища позволяет существенно снизить требуемую мощность привода вентилятора.

С 1928 г. в течение более 10 лет американский специалист Д. Уорнер работал над созданием быстродвижных гоночных катеров с «воздушной смазкой» и на воздушной подушке. В 1929 г. на оз. Комлауве в США он испытал свой первый катер на воздушной подушке со снегом. Однако катер на испытаниях не выказал расчетных данных.

В 1930 г. во время гонок Д. Уорнер испытал новый катер со снегом и с регулируемым щитками-заслонками и носу и корме. Для создания воздушной подушки при старте катера использовался отработавшие газы двигателя. С увеличением скорости щитки отклонялись вперёд воздуха и катер шел на воздушной подушке. Однако и этот катер во время гонок потерпел аварию.

Отметим также проект, разработанный в 1929 г. швейцарским инженером М. Тензалин. Он первый предложил применить воздушное крыло для уменьшения осадки катера (его разгрузки) с целью снижения сопротивления. Автор не предполагал использовать благоприятное влияние близости поверхности воды, т. е. эффект скрана, хотя, оно, по-видимому, и должно было проявиться.

В 1934 г. американец Д. Лэрэй сделал патентные заявки на два варианта катера. Снижение сопротивления достигнуто на них предполагалось достичь с помощью ряда конструктивных мероприятий: канальцевым тондолообразного корпуса легким газом, воздушных крыльев и аэцили вод являше катера (со снегом) воздуха, магнетического специального вентилятором. Один из вариантов катера, по мысли автора, должен был двигаться над поверхностью воды в режиме околоскранного полета.

Первый экраноплан был построен в 1935 г. финским специалистом Т. Каарно. Нативная со своих первых экспериментов с различными моделями экранопланов в начале 30-х годов и затем более 30 лет Т. Каарно работал над усовершенствованием аппарата. Последняя и наиболее совершенная модификация

их («Аэроски № 8») была создана конструктором в 1963—1964 гг.

В конце 30-х годов, после длительных исследований и испытаний моделей, шведский инженер И. Тронге построил два самоходных вилотируемых экраноплана. Они были созданы по схеме «летающее крыло» с кошельными шайбами-поплавками. Однако испытания этих аппаратов не дали ожидаемых результатов и конструктор прекратил работы в данной области.

Волее 20 лет, с 1940 по 1960 г., над разработкой проектов экранопланов работал уже упоминавшийся выше известный американский конструктор гоночных катеров Д. Уорнер. Он разработал различные варианты экранопланов и техникоэские решения, направленные на обеспечение старта и устойчивости этих аппаратов. В частности, им, по-видимому, впервые в одном из проектов было предложено использовать для облегчения старта экраноплана специальные надувные двигатели. Впоследствии для этих же целей он рекомендовал применять реактивные двигатели.

В 1959 г. англичанин К. Коккерелл первым в мире построил экспериментальный катер SRN-1 на воздушной подушке по сопловой схеме с помощью кольцевого двухконтурного сопла. Впоследствии судна на воздушной подушке (СВП) по сопловой схеме образования подушки нашли широкое применение во многих странах.

В 1957 г. швейцарский инженер Х. Вейланд получил патент на конструкцию судна на воздушной подушке с лабиринтным уплотнением. В 1958—1959 гг. он построил два самоходных катера по этому принципу образования воздушной подушки, одно из которых на испытаниях достигло скорости 96 км/ч и было приобретено ВМС США.

В 1958—1963 гг. три аппарата, использующие благоприятное влияние скранного эффекта (GEM-1, GEM-2, GEM-3), были созданы американским специалистом У. Бертельсоном. Наиболее удачной, по оценке автора, оказалась последняя модификация, в которой для усиления подъемной силы корпуса крыла можно динамическое воздушной подушки было использовано и разрежение над его верхней поверхностью, возникающее в результате отсасывания воздуха воздушными винтом.

Приблизительно в тот же период над созданием экранопланов работали и специалисты японской авиационной фирмы «Кавасаки». Им предложено несколько проектов этих аппаратов, из которых три (KAG-1, KAG-2, KAG-3) осуществлены. Все эти экранопланы были выполнены в виде катамарана по схеме «летающее крыло» с развитыми боковыми поплавками, играющими также роль кошельных шайб. В отличие от большей части ранее рассмотренных экранопланов (кроме «Аэробота» И. Тронге) они имели не воздушный, а водный винт, что являло их важным качеством — амфибийности.

В 1963 г. двухместный экраноплан пилажом из пенопласта был построен американским инженером-физиком Н. Дискинсом. Этот аппарат, как и предыдущие, выполнял в виде летающего катамарана. В качестве энергетической установки использован авиационный двигатель, вращающий воздушный винт.

С 1960 г. проектировалась и построена опытная экранопланы в США занимается известная авиационная фирма «Локхид», где под руководством В. Б. Корягина в 1963—1965 гг. было разработано несколько аппаратов. Два из них построены. Это двухместный экраноплан, созданный на базе небольшого катера с подвесным мотором, и аппарат специальной постройки («Кларкер»), оборудованный носовыми шайбами для облегчения входа аппарата в расчетный режим околоэкранного движения.

В 1962—1965 гг. интересная работа по созданию экранопланов проводила американская фирма «Уэст Коуст» под руководством известного швейцарского конструктора быстрогоходных катеров на воздушной подушке Х. Вейландера, уже упоминавшегося выше. В 1964 г. им была построена самоходная пилотируемая модель экраноплана «Малый Вейландердрот» с крыльями, расположенными тандем, и двумя авиационными двигателями, вращающими воздушные винты. К сожалению, во время первых же испытаний в марте 1964 г. модель разбилась. Одновременно с моделью вторым был разработан проект 1000-т экраноплана («Большой Вейландердрот») для трансатлантических рейсов.

В эти же годы в США несколько проектов катеров, использующих благоприятное влияние обводной поверхности, было разработано конструктором Д. Консиджем. Построенный им небольшой двухместный катер сощелчал элементы судна на воздушной подушке (снегового типа) и экраноплана. Он представлял собой хорошо обтекаемый катер-тримаран с закрытой кабиной, перед которой в корпус судна был установлен двигатель с вентилятором, подающим воздух под днище катера.

С 1961 г. в области экранопланостроения ведут работы американская фирма «Викл Рэсерч Корпорейшн». В 1961—1962 гг. ее специалистами разработана оригинальный проект 100-т экраноплана «Колумбия», имеющего элементы и СВН. В 1964 г. фирмой под руководством С. Ретхорста построена одноместная самоходная модель «Колумбия» VRC-1, которая была успешно испытана в испытательном центре Эдвардс.

С начала 60-х годов разработкой экранопланов в США занимается известный немецкий авиаконструктор, создатель первого за рубежом реактивного истребителя Me-163 (1944 г.) А. Линпич. В 1964 г. фирмой «Коллинг Райндон» под его руководством был построен одноместный экраноплан X-112, по своей конструкции напоминавший легкий двухплановый самолет. Аппарат успешно прошел испытания, показал хорошую устойчивость движения как в зоне влияния экрана, так и вдали от земли.

В дальнейшем А. Линпичем был разработан ряд проектов более тяжелых экранопланов различного назначения, в которых авторами использованы технические решения, положенные в основу аппарата X-112. В 1970 г. фирмой «Рейнфлюгверкштубау» (ФРГ) под руководством того же автора был построен одноместный экраноплан X-113, который является дальнейшим развитием аппарата X-112 и лишь незначительно отличается от него расположением двигателя.

В последние годы два оригинальных катера с воздушной разгрузкой были созданы в Японии: построенный в 1971 г. двухместный глиссерирующий катер с воздушным крылом «Си Рейлер» и катер AF-XS, созданный в 1972 г. фирмой «Синдзювакосеко-кука». Отличительной особенностью последнего, помимо стреловидного крыла, являются джукьярусские гидромолки, установленные на трех стойках-молчалках.

Таковы кратко основные вехи 250-летней истории развития за рубежом идеи использования воздушной подушки и благоприятного влияния близости экрана для создания быстрогоходных судов и аппаратов.

### § 3. Классификация судов с динамическими принципами поддержания и место экранопланов среди этих судов

**Классификация судов с динамическими принципами поддержания.** Установившаяся классификация судов с динамическими принципами поддержания и общепринятая терминология в этой области судостроения пока отсутствуют. (Общей характеристикой особенностью таких судов и аппаратов является то, что они, в отличие от обычных водонезаходящих судов, при своем движении на основном расчетном режиме используют не гидростатические, а гидро- и аэродинамические силы поддержания.)

С целью более системного изложения последующего материала целесообразно подразделить все суда, использующие динамические принципы поддержания, на несколько групп (или классов). В основу классификация могут быть положены, например, гидродинамические особенности самого расчетного режима и рабочих (вспущенных) поверхностей.

Исходя из этого различают следующие основные группы судов с динамическими принципами поддержания:

- глиссерирующие;
- суда на подводных крыльях;
- суда на подводных крыльях с воздушным крылом (с воздушной разгрузкой);
- суда с «воздушной смазкой» («морские салты»);
- суда с воздушной каверной;
- суда на воздушной подушке со шнеками;

суда на воздушной подушке с полным отрывом от воды, амфибийного типа; зериопланы<sup>1</sup>.

Не останавливаясь подробно на характеристике судов всех указанных групп, отметим, что эта классификация достаточно условная и практически довольно трудно четко разграничить суда некоторых соседних групп. В качестве примера приведем «морские саин» и скеговые суда на воздушной подушке.

Кроме того, суда некоторых групп настолько существенно различаются, что в свою очередь могут быть подразделены на локальные подгруппы (СВП с осевой и камерной схемами образования воздушной подушки).

Но вернемся к зериопланам. Под зериопланом в дальнейшем понимаются снабженные двигателем (двигателями) аппараты, которые тяжелее воздуха и предназначены для полета вблизи поверхности воды или ровных участков суши (на высоте 0,1—0,2 хорды крыла). На расчетном режиме полета эти аппараты, как и самолеты, поддерживаются в воздухе за счет аэродинамической подъемной силы, образующейся на несущем крыле в результате быстрого напора набегающего воздуха.

Основной особенностью зериоплана, отличающей его от самолета, является то, что его аэродинамическая и конструктивная компоновка обеспечивают возможность полета аппарата на небольшой высоте от экрана, чем достигается существенное повышение аэродинамического качества. Для этих компоновок характерны: весьма малое удлинение крыла, редко превосходящее значение  $\lambda = 1,5 \div 2$ , концевые шайбы крыльев, специальные стартовые устройства, обеспечивающие взлет аппарата, и др.

Еще более значительно отличается экраноплан от СВП. Последние для поддержания над опорной поверхностью (вода, грунт и т. д.) оборудуются специальными вентиляторами, нагнетающими воздух под днище аппарата.

Из приведенного видно, что зериопланы могут быть названы судами лишь условно и, по-видимому, они ближе к самолетам. Поэтому далее мы будем часто пользоваться более широким термином — аппарат, тем более что некоторые из построенных экранопланов вообще не приспособлены для планирования по воде.

Экранопланы могут быть подразделены на подгруппы в зависимости от:

особенностей аэродинамической компоновки;

типа двигателя;

особенностей стартового устройства.

В зависимости от принципов аэродинамической компоновки экранопланов выделяют по схемам «летающее крыло» и самолетной. В схеме «летающее крыло» корпус аппарата обычно

представляет собой крыло малого удлинения, по бортам которого установлены концевые шайбы — волпаки (рис. 2). Корпус и весь планер, включая хвостовое оперение экраноплана, выполнено по самолетной схеме, как правило, напоминает собой



Рис. 2. Проект трансверсного лагера-экреноплана, выполненного по схеме «летающее крыло».

1 — стартовое устройство, 2 — воздушные двигатели.

обычный одно- или двухкорпусный гидросамолет (летающую лодку — рис. 3).

По типу примененного двигателя различают экранопланы с воздушным и водным винтом, а также с воздушно-реактивным двигателем, в котором для полета используется тяга струи воздуха, отбрасываемого вентилятором; имеются проекты с турбореактивными двигателями. Тип двигателя обычно определяет и такое весьма важное качество экраноплана, как амфибийность, т. е. способность передвигаться помимо воды по грунту, льду и т. д. Очевидно, при гребном винте это свойство аппарата утрачивается.

Весьма важно, зачастую определяющее значение для общей компоновки экраноплана, имеют особенности его стартового устройства, т. е. технических средств, обеспечивающих выход аппарата на расчетный режим скользящего полета. В зависимости от принципа действия и конструктивного выполнения этого устройства экранопланы можно подразделить на следующие подгруппы:

аппараты без специальных стартовых устройств;



Рис. 3. Проект пассажирского лагера-экреноплана, выполненного по самолетной схеме.

1 — воздушные двигатели, 2 — стартовое устройство.

<sup>1</sup> Экренопланы, способные летать за пределами плоскости земли, и скаты следят поплавок аэродомостика.



аппараты с поворотными крыльями и заслонками, направляющими воздушную струю воздушного винта под несущие крыло;

аппараты со специальной системой поддува в виде поддувках двигателей, направляющих воздух под корпус или несущие крыло;

аппараты с водными лыжами.

Некоторые из этих подгрупп в свою очередь можно было бы подразделять в зависимости от особенностей конструктивных решений стартового устройства, например системы поддува. Предложены также аппараты, на которых для облегчения выхода на расчетный режим применено сразу несколько устройств, например системы поддува и гидрорыбки.

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

Место экранопланов среди судов с динамическими принципами поддержания. 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.

Известно, что водный транспорт является одним из самых тихих видов. За последние 20—25 лет скорость транспортной авиации увеличилась в 3—4 раза, железнодорожного транспорта в 1,5—2 раза, а водного транспорта всего на 20—25%. Поэтому водный транспорт заметно потерял свое значение как средство пассажирских перевозок. Так, на долю отечественной гражданской авиации в 1974 г. приходилось 20% всех пассажирских перевозок, а 25 лет назад — примерно 1,2%. В то же время участие в этих перевозках водного транспорта снизилось за последние 25 лет более чем в 5 раз и составляет всего около 0,8%.

Еще более разительная картина наблюдается в трансконтинентальных сообщениях, где около 95% всех пассажиров пользуются авиацией, между тем как 20—25 лет назад на ее долю приходилось всего лишь несколько процентов.

Почему же водный транспорт отстает в скорости движения? Основная причина заключается в том, что у обычных (водоизмещающих) судов мощность, потребная для достижения заданной скорости, быстро возрастает по мере увеличения скорости (мощность может оказаться пропорциональной скорости в 3, 4-й и даже большей степени). В этом отношении каменные ямы транспорта и самолеты находятся в более благоприятном положении.

Каковы же пути повышения скорости судов?

Наиболее радикален подъем корпуса судна из воды в воздух — в среднюю почти в 800 раз менее плотную, чем вода, а следовательно, и более водатягивную. Этот путь, как уже показано выше, был подмечен и обоснован давно. Известен ряд способов

подъема судна из воды и снижения его сопротивления — глиссирование, водолетные крылья, «водоулавливающая смазка», воздушная подушка и эффект близости экрана.

Степень аэродинамического совершенства судов с различными принципами поддержания достаточно определено может характеризовать гидродинамическое качество несущих поверхностей, при этом под ним понимается отношение полной подъемной силы воздушных элементов  $Y$  к их суммарному сопротивлению  $X$ , т. е.  $K = \frac{Y}{X}$ .

Рассмотрим, как изменяется эта характеристика в зависимости от изменения относительной скорости движения судов и чем вызван переход от водоизмещающих судов к судам с динамическими принципами поддержания. Обычно под относительной скоростью понимают число Фруда по водоизмещению, т. е.

$$Fr_0 = \frac{v}{\sqrt{g \frac{D}{\gamma}}}$$

где  $v$  — скорость движения судна, м/с;  $g$  — ускорение силы тяжести, м/с<sup>2</sup>;  $D$  — водоизмещение судна, т;  $\gamma$  — удельный вес воды, тс/м<sup>3</sup>.

При малых относительных скоростях движения в режиме плавания поддержания судна осуществляется за счет гидростатических сил, практически не зависящих от скорости его перемещения. Зависимость сопротивления такого судна от относительной скорости движения показана на рис. 4. Из графика видно, что гидродинамическое качество водоизмещающего судна при малых скоростях движения может быть весьма угодно большим и при

$$Fr_0 \rightarrow 0, X \rightarrow 0, K \rightarrow \infty.$$

С ростом относительной скорости гидродинамическое качество водоизмещающих судов заметно падает и особенно резко при  $Fr_0 > 2+2,5$ . Объясняется это тем, что с ростом  $Fr_0$  все большую роль в поддержании судна играют гидродинамические силы и при  $Fr_0 > 3$  судно из режима плавания переходит в режим глиссирования, в котором его поддержание на 90% и более осуществляется гидродинамическими силами. Однако для этого режима обводы водоизмещающих судов являются неоптимальными, в результате чего и происходит падение гидродинамического качества судна. Для улучшения гидродинамического качества применяют остроскулавы и комбинированные обводы, уменьшение сопротивления, однако оно остается сравнительно низким и редко превышает  $K=6+7$ .

В целях дальнейшего повышения гидродинамического качества скоростных судов еще в 1897 г. русским инженером

Ш. А. Деламбером были предложены подводные крылья. Поддержка судов на подводных крыльях (СПК) осуществляется за счет гидродинамических сил, возникающих на несущих поверхностях, движущихся вблизи свободной поверхности воды. Корпус на расчетном режиме движется над водой. Сопротивляющиеся системы крыльев СПК при относительных скоростях движения более  $F_{гг} = 3$  оказываются значительнее ниже сопротивления плавающих и гонимых судов. В результате этого удается получить высокие значения гидродинамического качества на этих режимах, достигающие  $K = 12-14$ .

$$\epsilon = \frac{\delta}{\delta_0}$$

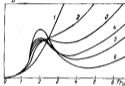


Рис. 4. Ориентировочная зависимость относительного сопротивления судна от относительной скорости.  
1 — несущий аппарат; 2 — борозчатый корпус; 3 — расчетный аппарат; 4 — СПК; 5 — СВП; 6 — крылатый.

аэрогидродинамического качества подводных судов. Как отмечают зарубежные авторы проектов СПК с воздушной разгрузкой, важным их достоинством по сравнению с экранопланами являются также решения проблемы устойчивости и более высокое аэрогидродинамическое качество за «горбе» кривой сопротивления.

Суда на воздушной подушке (СВП) применително приблизительно в том же диапазоне относительных скоростей движения, что и СПК. В связи с тем что для качения воздуха в воздушную подушку на расчетном режиме используется значительная часть мощности энергетической установки, их гидродинамическое совершенство обычно оценивается так называемым эквивалентным качеством, учитывающим указанные затраты мощности.

Мощность, расходуемая на создание воздушной подушки СВП с полным отрывом от воды, достигает 30—40% от всей мощности энергетической установки судна. Это приводит к сравнительно высоким значениям их эквивалентного качества,

Важным преимуществом СПК по сравнению с гонимыми является их лучшая мореходность, которая достигается за счет снижения перегрузок на волнении.

При достаточно большой скорости движения, когда аэродинамические силы начинают играть заметную роль, в ряде случаев целесообразно передать часть нагрузки с подводных крыльев на воздушные. Это может в определенных условиях обеспечить получение более высоких значений

редко превышающим  $K = 8-9$ . Вот какой дорогой ценой покупается амфибийность — принципиально новое качество СВВП, отличающее их от всех типов ранее рассмотренных судов.

С увеличением относительной скорости СПК и СВВП все большее влияние на них оказывают аэродинамические силы, возникающие на корпусе и несущих поверхностях, обтекаемых потоком воздуха. При достаточно больших скоростях движения эти силы сопоставимы с гидродинамическими, но могут и превзойти их; становится целесообразной передача всей несовой нагрузки судна на воздушные крылья.

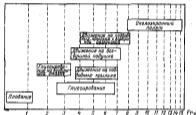


Рис. 5. Возможные режимы движения судна в зависимости от относительной скорости.

Выполненные за рубежом исследования позволили установить, что минимальные скорости движения, при которых оправдано применение воздушного крыла, т. е. околопланарный полет, составляют  $F_{гг} = 10-12$ . Использование благоприятного наклона аппарата на заметное увеличение подъемной силы крыла и еще более резкое снижение его аэродинамического сопротивления обеспечивает существенное повышение аэродинамического качества аппарата на расчетном режиме полета. Результаты натурных испытаний зарубежных экранопланов (А. Линнича и др.) показали, что это качество может достигать  $K = 20-25$  и более, т. е. быть значительно выше, чем у всех известных видов транспортнх средств с близкими скоростями движения. В этой связи напомним, что у современных самолетов оно редко превышает  $K = 16-17$ .

На рис. 5 приведена ориентировочная схема возможных режимов движения в зависимости от относительной скорости. Гра-

ности использования различных режимов движения так же условно, как и само применение критерия относительной скорости движения  $V_r$  к экранопланам (по существу, к самолётам).

## Глава II. ОСОБЕННОСТИ ОКОЛОЭКРАННОЙ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА И АППАРАТА

Большой вклад в решение вопросов околоэкранной аэродинамики внесли советские ученые. Одной из первых была экспериментальная работа Б. Н. Юрьев «Влияние земли на аэродинамические свойства крыла» («Вестник воздушного флота», 1923, № 1). Затем в 30-х годах появились в тесной теоретической исследовании В. В. Голубева, Я. М. Серебрянского и Н. А. Черномашинцев.

Убедившись в сложности проблемы влияния экрана на аэродинамические характеристики крыла и невозможности решения ее только теоретическим путем, многие ученые в те же годы выполнили комплексные теоретико-экспериментальные работы. Подтверждениями были исследования Б. А. Утасова и С. Н. Николаева. Однако, во-видимому, наиболее ценной из дошедших работ в этой области следует считать обширное и тщательно выполненное экспериментальное исследование Я. М. Серебрянского и Ш. А. Бичуева «Исследование в трубе горизонтального установившегося движения крыла на небольших расстояниях от земли» (Труды ЦАГИ, 1939, вып. 437).

В последние годы, в связи с появлением реактивных самолетов, как известно, обладающих повышенными аэродинамическими характеристиками, проводятся исследования в области околоэкранной аэродинамики с целью повышения аэродинамических свойств самолетов.

Вслед за работой Б. Т. Горюхова, посвященной расчету позадней скорости самолета, в 1949 г. появляется фундаментальное теоретико-экспериментальное исследование А. И. Смирнова «Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыловых профилей». Вскоре после этого были опубликованы интересные работы Г. И. Костычева и др.

Еще на заре развития авиации изучением особенностей околоэкранной аэродинамики занимались и зарубежные ученые: А. Бета, Л. Праудла, К. Вильгельмберг, С. Дельвайер, Е. Пистольки, С. Томаски, И. Тани, Т. Сасаки и др. В последние годы, в связи с развитием реактивной авиации и особенно появлением различных аппаратов, использующих благоприятное влияние близости экрана, количество этих исследований за рубежом возросло. Были опубликованы интересные, главным образом экспе-

риментальные, исследования Г. Фёрлонта и Т. Болеча, Д. Хатгерта, Д. Баллек, Н. Рикавта, А. Картера, М. Финка, Р. Галдинтона и др. Известную ценность представляют и статьи создателей ряда экспериментальных экранопланов (Т. Кавро, А. Линкаша, Ш. Зидо, В. Коргина и др.), в которых опубликованы данные о результатах испытаний построенных аппаратов.

### § 4. 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 преимуще-

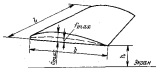


Рис. 6. Основные геометрические характеристики крыла:  $l$  — размах;  $b$  — хорда;  $f_{max}$  — максимальная толщина;  $f$  — средняя толщина;  $H$  — расстояние до земли.

ства. Однако, прежде чем перейти к рассмотрению особенностей режима движения вблизи экрана, кратко остановимся на основных понятиях аэродинамики обычных летательных аппаратов.

**Геометрические характеристики крыла.** Одним из основных элементов экраноплана, как и самолета, является крыло (или система крыльев), и значительной степени определяющие его летные характеристики. Известно, что на несущие свойства крыла влияют его геометрические характеристики, выбор которых всегда удавалось очень большое значение. Одним из основных параметров характеристик крыла является его площадь  $S$ , размах  $l$  и удлинение  $\lambda$ . Все размеры профиля крыла принято задавать в процентах от его хорды  $b$  (рис. 6).

Аэродинамические характеристики крыла в значительной степени зависят и от осредненной профилей, из которых оно составлено, в том числе от формы средней линии, и его относительной толщины. Форма средней линии определяется значением максимальной выпуклости  $f_{max}$ , измеряемой в процентах от

хорды, и относительной максимальной толщиной профиля  $\bar{t}_{\max}$ , а также расположением их по длине хорды ( $x_1, x_2$ ). Применяющиеся иногда на экранопланах трапециевидные крылья (например, в аппарате X-112 А. Липлица) характеризуются сужением  $\eta$ , т. е. отношением корневой  $b_0$  и концевой  $b_1$  хорд  $\eta = \frac{b_0}{b_1}$ .

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

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

Углом установки крыла, или установочным углом ( $\varphi_{\text{уст}}$ ), называют угол между корневой хордой крыла (т. е. у корпуса аппарата) и продольной осью экраноплана ( $ox$ ). Размер этого угла выбирают обычно 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: поточную (скоростную) и связанную. При проведении продувок моделей иногда используют и так называемую полусвязанную систему координат. Во всех этих системах 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  $ox$  мерт, а ось  $oz$  — перпендикулярно к оси  $ox$ , вправо по направлению крыла (рис. 7).

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

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

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

<sup>1</sup> Иногда угол средонизности отсчитывают от передней кромки крыла.

где  $\rho v^2/2$  — 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 учесть еще соответствующие составляющие подъемной силы аппарата,

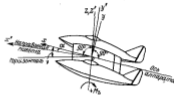


Рис. 7. Система систем координат, применяемых в аэродинамике:  $ox'oy'oz'$  — связанная система координат;  $oxoyoz$  — скоростная (поточная) система координат.

корпуса, а также аэродинамическое сопротивление всех элементов аппарата (и их взаимодействие — интерференция), 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  $R$ , в следовательно, и положение центра давления на хорде крыла, как правило, зависит от его угла атаки. Полную аэродинамическую силу обычно определяют по формуле

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

где  $C_R$  — коэффициент полной аэродинамической силы.

Для удобства в различных расчетах силу  $R$  принято раскладывать на составляющие по поточным осям, тогда, конечно, направление этих сил уже не будут зависеть от угла атаки  $\alpha$ . Составляющую силу  $R$  по оси  $oy$ , т. е. направляющую перпендикулярно к забегавшему потоку, обозначают  $Y$  и называют подъемной силой крыла, а составляющую по оси  $ox$ , направляющую в противоположную движению сторону, обозначают  $Q$  и называют силой лобового сопротивления крыла.

Формула подъемной силы крыла по своей структуре аналогична формуле для  $R$

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

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 ( $\alpha = 2^\circ - 6^\circ$ ) основную роль в образовании подъемной силы играет разрежение на верхней поверхности крыла, которое создает около  $2/3$  всей подъемной силы. Ниже картина может наблюдаться при движении крыла вблизи зерна. Как показывают опыты, решающим в создании подъемной силы крыла, движущегося в зоне аэриона зерна, является повышение давления на нижней поверхности крыла.

Помимо сил трения и разности давления в потоке одной из основных причин создания силы лобового сопротивления крыла является образование за крылом шлейфа потока вследствие возникновения системы вихрей. Эти вихри возникают в результате перетекания воздуха по торцам крыла из зон 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 профилем сопротивлением крыла и обозначают  $Q_p$ . Закрытый вихрь на концах крыла вызывает (индуцирует) при создании подъемной силы так называемое индуктивное сопротивление крыла  $Q_i$ . Таким образом, сила лобового сопротивления крыла состоит из профилевого и индуктивного сопротивлений

$$Q = Q_p + Q_i$$

Формулы 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, характеризующий продувками его модель.

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

$$Q_p = C_{x_p} S \frac{\rho v^2}{2} \quad \text{и} \quad Q_i = C_{x_i} S \frac{\rho v^2}{2}$$

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

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

где  $v$  — скорость полета;  $l$  — характерный линейный размер элемента (например, хорда крыла);  $\nu$  — коэффициент кинематической вязкости воздуха. Указанное обстоятельство приходится учитывать при расчете лобового сопротивления аппарата.

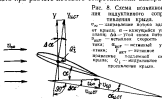


Рис. 8. Система взаимодействий индуктивного сопротивления крыла.  
 $v_{\infty}$  — значение скорости набегающего потока;  $\alpha$  — значение угла атаки;  $\delta\alpha$  — угол атаки на конце;  $v_{\text{инд}}$  — индуктивная скорость потока;  $\alpha_{\text{инд}}$  — индуктивный угол атаки;  $\Gamma_{\text{инд}}$  — значение индуктивной подъемной силы крыла;  $Q_i$  — индуктивное сопротивление крыла.

Индуктивное сопротивление играет весьма важную роль в рассматриваемой проблеме использования эффекта близости зерна, поэтому остановимся на его возникновении несколько подробнее.

Вихревая, образовавшаяся из концов крыла, отбрасывает набегающий на него поток вниз со скоростью  $v_{\text{инд}}$ , называемой средней скоростью сноса потока (рис. 8). Поэтому истинная скорость потока  $v_{\text{факт}}$  в отличие от скорости набегающего потока изменяет свое направление на угол  $\delta\alpha$ , называемый углом сноса потока.

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

Аэродинамическое качество. Одной из самых важных и всеобъемлющих аэродинамических характеристик любого крыла или летательного аппарата (в том числе и экранила) является его аэродинамическое качество. Под этой характеристикой понимают отношение подъемной силы крыла к силе лобового сопротивления, или отношению соответствующих аэродинамических коэффициентов, т. е.

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

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 сопротивлением лобового сопротивления начинает падать. Угол атаки, соответствующий максимальному значению качества, называется оптимальным углом атаки. Показание качества используется также применительно к судам на подводных крыльях, глиссерам и пр.

Аэродинамическое качество крыла в неограниченном потоке весьма существенно возрастает с увеличением удлинения  $\lambda$ . Так, на рис. 9 видно, что увеличение удлинения крыла с 1 до 3 повышает качество с 5—9 до 11—15, т. е. примерно вдвое. Крылья современных транспортных самолетов обычно имеют удлинение 8—9. Рассмотрим в книге экспериментальным способом увеличение удлинения. Как уже упоминалось, значение аэродинамического качества в значительной мере определяет совершенство летательного аппарата. Это значение у современных транспортных самолетов достигает 16—17, у аэро-

планов (например, X-112 А. Липпина) на расчетном режиме околокрявого движения — 20—25 и более.

**Механизация крыла и концевые щайбы.** Механизацией крыла называют устройства, увеличивающие его подъемную силу (т. е.  $C_y$ ) и вследствие этого способствующие снижению скорости и посадочной скорости аппарата. К таким устройствам относятся: щетки, 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 щетки и закрылки (рис. 10). Их отклонение обеспечивает увеличение подъемной силы крыла главным образом за счет повышения вогнутости его профиля, что, как известно, является одним из путей повышения коэф-

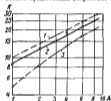


Рис. 9. Зависимость аэродинамического качества крыла от его удлинения (неограниченный поток). 1 — открытые крылья; 2 — со щайбами; 3 — со щайбами и закрылками.

При расположении щитков по всему размаху крыла прирост  $C_{y_{max}}$  будет

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

щента  $C_y$ . Кроме того, часто в качестве стартовых устройств применяют поворотные крылья и различные воздушные заслонки. Схемы этих средств механизации крыла показаны на рис. 10.

**Простой щиток.** Отклонение простого щитка приводит к заметному увеличению разности давлений на поверхности крыла и росту коэффициента  $C_y$ . Помимо этого в зоне между щитком и крылом возникает сильное разрежение, под действием которого происходит отсосывание пограничного слоя с верхней поверхности крыла и увеличение на ней скорости потока, что создает дополнительное разрежение и прирост подъемной силы.



Рис. 10. Схемы механизации крыла: а — простой щиток со скользящей осью вращения; б — щиток со скользящей осью вращения; в — простейший закрылок; г — закрылок; д — концевая щайба; е — олдстортеин (OS).

При отклонении щитков на угол  $\delta_{щ} = 18 \div 20^\circ$  коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  повышается меньше по сравнению с увеличением  $C_y$ , поэтому качество крыла заметно возрастает, что и отвечает требованиям полета 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 верхней поверхности крыла и увеличения площади при отклонении щитка.

**Простой закрылок.** Во время отклонения простого закрылка значение коэффициента  $C_{y_{max}}$  возрастает вследствие увеличения кривизны профиля крыла. При отклонении закрылка на  $\delta_p = 40-45^\circ$

$$\Delta C_{y_{max}} = (0,65 + 0,75) C_{y_{max}}$$

Применяют закрылки, которые могут выполнят и функции элеронов, т. е. отклоняться в разные стороны; в этом случае их называют зависящими 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 внутреннего слоя потока, проходящего через щель (принцип разреженного крыла). Струя воздуха, проходящая через щель, создает отрицательный слой с закрылком, благодаря чему предотвращается преждевременный срыв потока с верхней поверхности крыла. Для щелевого закрылка при расположении его во всему размаху крыла

$$\Delta C_{y_{max}} = (0,85 + 0,95) C_{y_{max}}$$

Недавно в Англии Дж. Вильямсом были проведены испытания реактивного закрылка, представляющего собой профилированную щель (длиной около) вдоль задней кромки крыла, через которую под заданным углом в хвост выдувались отработавшие газы реактивного двигателя. Эти газы, образуя как бы газовый закрылок, изменяют картину обтекания крыла аналогично обычным закрылкам. Однако о применении подобных газовых закрылков, как и различных систем УПС на экранопланах, не сообщалось.

**Концевые шайбы.** Практически все рассматриваемые экранопланы имеют несущие крылья с концевыми шайбами того или иного типа (см. рис. 10). К ним можно отнести широко распространенные ползавки, одномерные работавшие и как концевые шайбы (например, в аппаратах И. Тронега, А. Липкина, КАГ-3 и др.).

Исследованием эффективности концевых шайб на крыльях в изоэлектрическом потоке еще в 30-х годах занимался П. П. Крысадишнев. В результате было установлено, в частности, что оборудование крыла концевыми шайбами приводит к заметному снижению индуктивного сопротивления. Последнее объясняется уменьшением перетекания воздуха на концах крыла, что эквивалентно эффекту увеличения удлинения крыла. Однако установка шайб обуславливает некоторое увеличение профильного сопротивления, а 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. 11) — точка, относительно которой момент полной аэродинамической силы крыла или всего аппарата не зависит от угла атаки (при постоянной скорости полета), или, другими словами, точка приложения приращений полной аэродинамической силы  $K$  при изменении угла атаки (за

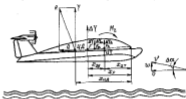


Рис. 11. К определению аэродинамического фокуса аппарата.  $F$  — отсос;  $Ш$  — аппарат от задней кромки крыла;  $С$  — центр масс аппарата;  $F$  — аэродинамический фокус аппарата;  $\Delta l$  — приращение аэродинамической силы;  $\alpha$  — угол атаки;  $F_{a, \alpha}$  — аэродинамическая сила;  $F_{a, \alpha}$  — аэродинамический фокус по углу атаки;  $F_{a, \alpha}$  — аэродинамический фокус по углу атаки;  $w$  — скорость вертикального движения.

давной скорости полета). В безграничном потоке положение аэродинамического фокуса крыла или аппарата мало зависит от угла атаки. Напротив, в зоне действия земли расположение фокуса зависит как от относительной высоты полета, так и от угла атаки крыла.

Среди множества различных требований, предъявляемых к аэродинамическим характеристикам летательного аппарата, важнейшим является требование обеспечения устойчивости, т. е. способности аппарата сохранять заданный режим полета и возвращаться к нему после прекращения воздействия на него различного рода возмущений (порывов ветра и пр.).

Различают продольную и боковую устойчивость. Последняя в свою очередь может быть подразделена на путевую (по курсу) и поперечную (по крену). Если аппарат без вмешательства летчика восстанавливает через определенный промежуток времени исходные значения углов атаки, скольжения, скорости и т. д., то он обладает устойчивостью, которую часто называют динамической. Статическая устойчивость определяется направлением

добавочных сил в моменты в первоначальный момент действия возмущений. Если эти силы и моменты направлены так, что стремятся устранить последствие возмущения, то аппарат называется статически устойчивым.

Далее упрощенно рассматривается продольная устойчивость самолета или экранированных при их полете вдали от земли. Обычно различают устойчивость самолета по перегрузке (способность сохранять перегрузку исходного режима полета) и устойчивость аппарата по скорости (способность его 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 проверить следующим образом. Пусть аппарат, имеющий скорость  $v$ , входит в вертикальный дождь, скорость которого равна  $v$  (см. рис. 11). В результате скорость воздушного потока относительно самолета станет  $v'$ ; угол атаки при этом возрастет на  $\Delta\alpha$  и, как следствие, появится дополнительная аэродинамическая сила  $\Delta Y$ , приложенная в фокусе аппарата. Если ЦТ расположен впереди фокуса, то момент силы  $\Delta Y$  относительно ЦТ будет опускать нос, стремясь уменьшить угол атаки. — аппарат устойчив по перегрузке. Если же ЦТ расположен позади фокуса, то момент силы  $\Delta Y$  стремится поднять нос, т. е. еще более увеличит угол атаки. — аппарат неустойчив по перегрузке.

Устойчивость аппарата можно изучать посредством продольных 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  $m_x = \frac{M_x}{\rho v^2 S b}$ . Кроме того, встречается коэффициент момента, взятого относительно передней кромки крыла. В этом случае его обозначают  $C_m$ . Примерная зависимость коэффициента  $m_x$  от угла атаки или коэффициента подъемной силы крыла самолета показана на рис. 12.

При увеличении угла атаки (например, из-за попадания самолета в восходящий поток) в диапазоне, где значение  $m_x$  уменьшается с ростом  $\alpha$  или  $C_y$ , возникает пикирующий момент, стремящийся возратить аппарат в первоначальный режим полета. В этом случае самолет обладает продольной статической устойчивостью (участок кривой  $a$ ). Увеличение угла атаки на участке кривой  $b$  приводит к уменьшению пикирующего момента, что способствует еще большему росту угла атаки. Момент

возникновения неустойчивости самолета соответствует пологой части кривой (участок  $b$  — так называемая «ложка»).

Итак, условием продольной статической устойчивости самолета является отрицательное значение отношения приращения коэффициента продольного момента к соответствующему приращению коэффициента  $C_y$  (или угла  $\alpha$ ), т. е.

$$\frac{\Delta m_x}{\Delta C_y} < 0 \left( \frac{\Delta m_x}{\Delta \alpha} < 0 \right).$$

Для неустойчивого самолета это отношение имеет положительное значение, т. е.  $\frac{\Delta m_x}{\Delta C_y} > 0$ . Отношение  $\Delta m_x / \Delta C_y$  (точнее, производную  $\frac{dm_x}{dC_y}$ ) называют коэффициентом продольной статической устойчивости самолета. Абсолютная величина этого отношения характеризует степень статической устойчивости по перегрузке.

Отрицательное значение отношения  $\Delta m_x / \Delta C_y$ , а следовательно, и продольную статическую 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, т. е. расстояние по хорде крыла от фокуса до ЦТ самолета, измеряемое обычно 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 обеспечения заданной продольной статической устойчивости самолета необходимо увеличивать запас центровки, т. е. 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 обо-

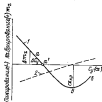


Рис. 12. Зависимость коэффициента продольного момента самолета от угла атаки или коэффициента подъемной силы.

$a$  — участок устойчивости;  $b$  — участок неустойчивости;  $\alpha$  — область статической устойчивости;  $\alpha'$  — область статической неустойчивости;  $\alpha''$  — величина безопасного угла  $\alpha$  или коэффициента  $C_y$  ( $m_x < 0$ ).



решен, которое заметно перемещает фокус аппарата в хвост, увеличивая тем самым запас устойчивости.

У экраноплана, как показано далее, 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 высоты его над экраном.

Не расширяя вопрос подробно, заметим, что поперечной устойчивостью самолета называется его способность без вмешательства летчика устранить возникающий по какин-либо причине крен. Аналогично определяют и путевую устойчивость — способность самолета устранить возникающее скольжение, т. е. отклонение от первоначального направления полета в горизонтальной плоскости.

### § 5. Основные особенности околоэкранной аэродинамики крыла

Приведенные выше данные об особенностях околоэкранной аэродинамики крыла должны помочь читателю понять пути развития зарубежных экранопланов и оценить существующие возможности дальнейшего улучшения летных характеристик подобных аппаратов.

Физическая картина обтекания крыла вблизи экрана. Рассмотрим кратко основные особенности обтекания прямоугольного крыла вблизи экрана при его установившемся движении параллельно земле.

Обычно расположение крыла над экраном измеряется относительной высотой  $\bar{h} = \frac{h}{b}$ , где  $h$  — высота задней кромки крыла над экраном (см. рис. 6). Многолетними экспериментальными и теоретическими исследованиями установлено, что заметное влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла проявляется при  $\bar{h} < 1$ , т. е. при движении на высотах, которые меньше хорды крыла. В этом случае наблюдается существенно иная картина обтекания, нежели при движении крыла в неограниченном потоке. В процессе «проталкивания» воздуха между крылом и экраном происходит интенсивное подотормаживание его и, как следствие, увеличение давления на нижней поверхности профиля. При очень малых расстояниях до экрана ( $\bar{h} = 0,1 + 0,2$ ) давление заметно повышается и теоретически при полном затормаживании потока может достигнуть значения скоростного напора ( $q = \frac{\rho v^2}{2}$ ). Кстати сказать, образованием под крылом повышенного давления и объясняется появление термина «динамическая воздушная подушка», который в отличие

от термина «статическая воздушная подушка» применяют иногда для экранопланов.

Как отмечалось в предыдущем параграфе, если крыло имеет конечный размах, то за концами его неизбежно возникают стелющиеся, так называемые свободные вихри, которые появляются вследствие перетекания части воздуха через концы крыла (рис. 13). Эти вихри вызывают снос потока под крылом и, как следствие, появление индуктивного сопротивления. В результате же появления экрана происходит резкое уменьшение угла сноса потока под крылом, благодаря чему соответственно снижается индуктивное сопротивление крыла.



Рис. 13. Схема образования вихревого следа за крылом. 1 — концевой вихрь; 2 — свободные вихри вблизи концов крыла;  $u, v, w$  — проекции установившегося установившегося скорости потока на координатные оси;  $\alpha$  — угол атаки крыла.

В связи с резким перераспределением давления на верхней и особенно нижней поверхности крыла при его движении вблизи экрана происходит существенные изменения в положении центра давления (ЦД) и аэродинамического фокуса. Рассмотрим эти особенности подробнее, используя упомянутые в указателе литературы первые издания книги работы Я. М. Серебрянского, А. И. Смирнова, А. Ливинца, А. Картера и М. Финка.

Влияние близости экрана на распределение давления по хорде и размаху крыла. Изменения в распределении давления по хорде крыла при его движении вблизи экрана следуют главным образом к резкому увеличению давления на нижней поверхности крыла и к сравнительно небольшому на верхней поверхности.

Обычно значения давления, измеряемые при продувке дренажных моделей крыльев и эрлотрубах, затем обрабатывают для представления их в виде безразмерных коэффициентов давления  $p$  по формуле

$$\bar{p} = \frac{p_{\text{мест}} - p_{\text{ст}}}{q}$$

где  $p_{\text{мест}}$  — местное давление на поверхности профиля;  $p_{\text{ст}}$  — статическое давление в непомощенной присутствием крыла части потока воздуха.

На рис. 14 показано распределение давления (эпора давления) для прямоугольного крыла Кларка У-Н, у которого  $\lambda=5$  и  $\zeta=12\%$ , при  $\alpha=0^\circ$  на различных расстояниях от экрана. На верхней поверхности крыла изменение давления сравнительно небольшое и сводится главным образом к уменьшению коэффициента  $p$  вблизи передней кромки крыла и увеличению  $p$  вблизи задней кромки. Отмеченный перепад давления на верхней поверхности крыла неблагоприятен, так как вызывает преждевременный срыв обтекания.

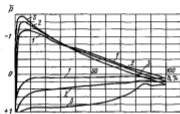


Рис. 14. Зависимость эпора давления на профиле крыла от расстояния крыла до экрана.  
1 —  $\bar{h}=0$ ; 2 —  $\bar{h}=0,5$ ; 3 —  $\bar{h}=0,8$ .

На всей нижней поверхности крыла в результате подтормаживания потока воздуха между крылом и экраном происходит существенное увеличение давления. Это в значительной степени определяет получающийся прирост подъемной силы крыла.

При дальнейшем уменьшении относительной высоты  $\bar{h}$  давление под крылом резко возрастает и на малых расстояниях от экрана поток под крылом оказывается почти полностью заторможенным, а коэффициент Лавалена равен  $\bar{p}_{02}=0,9$  и более.

Таким образом, приведенные данные показывают, что если вдали от земли подъемная сила крыла образуется в основном за счет разрежения над крылом, то вблизи поверхности значительную роль в создании подъемной силы играет повышение давления под крылом. Изучение изменения эпора давления на поверхностях крыла позволило установить, что при отрицательных углах атаки возникают силы критичности крыла к экрану. Это обстоятельство можно объяснить в данном случае появлением

диффузора между крылом и экраном, т. е. так называемым эффектом «трубки Вентури».

Эксперименты позволили установить относительно небольшое влияние высоты экрана на характер изменения местного коэффициента  $C_{p,loc}$  вдоль размаха при неотклоненном щитке, хотя  $C_p$  при этом может измениться заметно (рис. 15).

Подъемная сила. Изучением процесса обтекания крыла вблизи экрана было установлено, что влияние земли проявляется

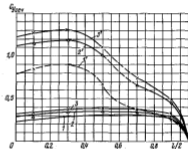


Рис. 15. Распределение давления по размаху крыла в зависимости от расстояния крыла до экрана.

С соответствующими щитками: 1 —  $\bar{h}=0$ ; 2 —  $\bar{h}=0,5$ ; 3 —  $\bar{h}=0,8$ . С соответствующими щитками ( $\bar{h}_{02}=0,07$ ): 1' —  $\bar{h}=0$ ; 2' —  $\bar{h}=0,5$ ; 3' —  $\bar{h}=0,8$ . 02 — угол наклона крыла.

к сдвигу угла нулевой подъемной силы ( $\alpha_0$ ) уже при  $\bar{h}=0,5$  (рис. 16).

В случае небольших значений коэффициента  $C_p$  с уменьшением  $\bar{h}$  наблюдается значительный рост угла наклона кривой  $C_p$  по углу  $\alpha$  (т. е. рост производной  $C_p$  по углу атаки  $\partial C_p / \partial \alpha$ ).

При малых углах атаки, близких к  $\alpha_0$ , по мере приближения к экрану подъемная сила несколько уменьшается по сравнению с ее значением для крыла, расположенного вне зоны влияния экрана. Однако с увеличением угла атаки, вплоть до значений, непосредственно предшествующих срыву обтекания, происходит

значительное возрастание подъемной силы с приближением крыла к экрану. Как видно на рис. 16, для углов атаки в диапазоне 2—8° прирост коэффициента подъемной силы может составлять 40—50% и более.

Изменение максимального коэффициента подъемной силы существенно отличается от изменения  $C_p$  при средних углах атаки. Так, при относительной высоте  $\bar{h} > 0,175$  происходит не большое падение  $C_{p_{max}}$ . Это объясняется тем, что при данных

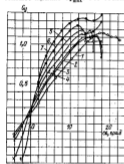


Рис. 16. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки от относительной высоты крыла до экрана.

1— $\bar{h}=0,5$ ; 2— $\bar{h}=0,6$ ; 3— $\bar{h}=0,7$ ; 4— $\bar{h}=0,8$ ;  
5— $\bar{h}=0,9$ ; 6— $\bar{h}=1,0$ ; 7— $\bar{h}=1,1$ .

расстояний до экрана, максимальное значение коэффициента  $C_{p_{max}}$  в зависимости от  $\bar{h}$  изменяется мало. В то же время при углах атаки 2—10° влияние  $\bar{h}$  на  $C_p$  весьма существенно (см. рис. 16).

Кривая  $C_p=f(\alpha, \bar{h})$  для крыла близка земли не имеет такого резкого перегиба в районе  $C_{p_{max}}$ , как у крыльев в безграничном потоке. Объяснить это можно тем, что в создании подъемной силы крыла у экрана значительную роль играет повышение давления на нижней поверхности, в результате чего срыв потока

с верхней поверхности не может привести к резкому падению подъемной силы, наблюдаемому при обтекании крыла вне экрана.

Некоторое влияние на подъемную силу крыла при движении вблизи экрана оказывает относительная толщина профиля  $\bar{z}$  и его выпуклость  $f$  (рис. 17). Установлено, что влияние с различно для разных профилей и относительных высот, но в целом невелико. Несколько большее влияние на подъемную силу крыла у экрана оказывает выпуклость профиля крыла. Причем у профилей с чрезмерной кривизной  $f$  коэффициент  $C_p$  заметно падает.

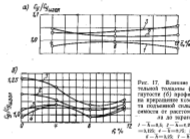


Рис. 17. Влияние относительной толщины (а) и выпуклости (б) профиля крыла на изменение коэффициента подъемной силы в зависимости от расстояния крыла до экрана.

1— $\bar{z}=0,1$ ; 2— $\bar{z}=0,2$ ; 3— $\bar{z}=0,3$ ;  
1— $f=0,1$ ; 2— $f=0,2$ ; 3— $f=0,3$ ;  
4— $f=0,25$ ; 5— $f=0,25$ .

Результаты выполненных теоретико-экспериментальных исследований свидетельствуют о периодическом характере изменения подъемной силы крыла при движении его над аэродинамической поверхностью воды. Вследствие известной нелинейности зависимости  $C_p=f(\bar{h})$  подъемная сила в среднем получает приращение, которое увеличивается с уменьшением высоты полета крыла  $\bar{h}$  и с ростом относительной высоты волны  $\bar{h}_w = \frac{h_w}{b}$  и т.д. относительной длины  $\lambda/b$ . Физически приращение подъемной силы в данном случае легко объясняется тем, что при движении крыла над гребнем воды оно превосходит ее падению и момент продолжения крылом подосновы волны.

**Лобовое сопротивление.** Близость экрана оказывает заметное влияние на лобовое сопротивление крыла. Это влияние выражается в уменьшении сноса потока за крылом и, как следствие,

в снижении индуктивного сопротивления крыла. В то же время эксперименты показали, что профильное сопротивление крыла с приближением к земле изменяется сравнительно мало. Характер изменения лобового сопротивления от угла атаки крыла и близости его к экрану показан на рис. 18.

При малой относительной высоте увеличение угла атаки приводит к заметному росту лобового сопротивления. Это связано со срывом потока с верхней поверхности крыла, причем срыв наступает тем раньше,

чем больше угол атаки. Замечено также, что в области нулевых и отрицательных углов атаки по мере приближения крыла к экрану наблюдается некоторое увеличение лобового сопротивления.

Анализ влияния выгнутости и толщины профиля на лобовое сопротивление крыла вблизи экрана показывает следующее. С увеличением выгнутости профиля происходит значительное падение лобового сопротивления крыла в отличие от лобового сопротивления крыла вдали от экрана. Падение лобового сопротивления связано с ростом давления на верхней поверхности крыла по мере увеличения выгнутости профиля.

Относительная толщина крыла  $\delta$ , особенно при малой выгнутости  $f$ , также оказывает некоторое влияние на лобовое сопротивление.

**Поляры и аэродинамическое качество.** Вследствие влияния близости экрана на подъемную силу и лобовое сопротивление крыла наблюдаются соответствующие изменения в поляре крыла с приближением его к экрану. Как видно на рис. 19, с уменьшением относительной высоты  $\bar{h}$  в результате роста коэффициента  $C_x$  и снижения коэффициента  $C_y$  для балки и тех же углов атаки происходит резкий сдвиг поляра вверх влево. Кроме того, вследствие сравнительно малого влияния срыва потока на верхней поверхности профиля на подъемную силу крыла

у экрана соответствующие этому крылу поляры имеют менее выраженные минимумы, нежели поляры крыла внае экрана.

И наконец, самое главное — увеличение подъемной силы с одновременным падением лобового сопротивления из средних углов атаки приводит к значительному росту аэродинамического качества крыла, а следовательно, и всего аппарата.

Как показали эксперименты, аэродинамическое качество крыла с приближением к экрану может увеличиться в полтора, а более раз по сравнению с качеством крыла в неограниченном потоке (рис. 20). Аэродинамическое качество крыла вблизи экрана и в неограниченном потоке сильно зависит от удлинения, резко возрастая с его увеличением (рис. 21).

В процессе исследований (А. Картер и др.) было установлено, что существенное влияние на аэродинамическое качество оказывает относительная толщина крыла  $\delta$ . Так, уменьшение  $\delta$  с 22 до 11% приводит к росту значения максимального аэродинамического качества крыла в неограниченном потоке на 45%; вблизи экрана (например, при  $\bar{h}=0,15$ ) такое же уменьшение толщины крыла связано с ростом качества уже на 55%.

Интересно отметить, что влияние близости экрана на повышение аэродинамического качества крыла иногда обнаруживается и при испытаниях глассер-катамаранов с разным соединительным мостом. Так, главный конструктор известного 130-местного (42-т) глассера-катамарана «Экспресс» В. А. Гартвиц вспоминает, что уже во время первых испытаний судна в 1939 г. было обнаружено странное расхождение между расчетными значениями сопротивления и полученными при натуральных испытаниях. Тогда это удалось объяснить только гигантским, хорошо обтекаемым крылообразным соединительным мостом катера, по существу, крылом с хордой около 16 м и концевыми шпациями в виде носовых глассера. Естественно, при



Рис. 18. Зависимость коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки от расстояния крыла до экрана и угла атаки.

1 —  $\bar{h}=0,15$ ; 2 —  $\bar{h}=0,20$ ; 3 —  $\bar{h}=0,30$ ; 4 —  $\bar{h}=0,40$ ; 5 —  $\bar{h}=0,50$ ; 6 —  $\bar{h}=0,60$ ; 7 —  $\bar{h}=0,80$ .

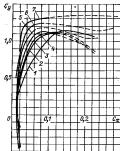


Рис. 19. Зависимость поляра крыла от расстояния его до экрана.

1 —  $\bar{h}=0,15$ ; 2 —  $\bar{h}=0,20$ ; 3 —  $\bar{h}=0,30$ ; 4 —  $\bar{h}=0,40$ ; 5 —  $\bar{h}=0,50$ ; 6 —  $\bar{h}=0,60$ ; 7 —  $\bar{h}=0,80$ .

возникательной относительной высоте движения крыла (края) над водой  $\bar{h}$  со скоростью около 70 км/ч на нем возникла достаточная подъемная сила, разгружающая корпус глиссера. Поэтому неудивительно, что определенное по результатам испытаний глиссера значение гидродинамического качества ( $K=9.3$ ) оказалось существенно выше характерных для глиссеров того времени ( $K=6-7$ ).

В заключение закурса в историю напомним, что «Экспресс» по своей аэродинамической компоновке напоминает многие современные экранопланы (Н. Джексона, URC-1 и др.).

**Моментные характеристики крыла.** Существенные изменения в распределении давления

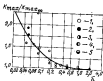


Рис. 20. Относительная скорость крыла от относительной высоты его движения в различных режимах полета в зависимости от расстояния крыла до экрана (теоретическая кривая).

1 — крыло без шага,  $\alpha=25^\circ$ ; 2 — крыло без шага,  $\alpha=15^\circ$ ; 3 — крыло с концевыми таблечами,  $\alpha=15^\circ$ ; 4 — крыло без шага (по данным Лавина),  $\alpha=25^\circ$ ; 5 — крыло с концевыми таблечами,  $\alpha=25^\circ$ .

на поверхности крыла с приближением его к экрану, естественно, не могут не вызвать перемещения ЦД в аэродинамического фокуса крыла. Положение фокуса относительно ЦГ аппарата, как известно, определяет его продольную статическую устойчивость.

С приближением крыла к экрану происходит значительное наполнение хвостовой части эпюра давления на его нижней поверхности. В результате аэродинамический фокус также переме-

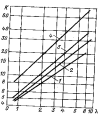


Рис. 21. Зависимость аэродинамического качества крыла от относительной высоты его движения.

1 —  $\alpha=0$ ; 2 —  $\alpha=0.5$ ; 3 —  $\alpha=1.0$ ; 4 —  $\alpha=0.142$ .

щается к задней кромке крыла. На рис. 22 показаны кривые коэффициента продольного момента крыла относительно его передней кромки по углу атаки и при различных значениях относительной высоты. Изменения этих кривых для малых и средних углов и при уменьшении расстояния до земли в значительной степени напоминают изменения коэффициента  $C_m$  по углу  $\alpha$  (см. рис. 16). С уменьшением  $\bar{h}$  происходит смещение угла атаки, соответствующего  $C_m=0$ , а также значительный рост отрицательных значений коэффициента  $C_m$  для средних и больших углов атаки. Это обусловлено тем, что с ростом давления на нижней поверхности крыла в районе его хвостовой кромки увеличивается пикирующий момент. В то же время на нулевых и отрицательных углах атаки продольная статическая устойчивость крыла при приближении его к земле занята падает (пикирующие моменты уменьшаются — см. рис. 22). Это можно объяснить упомянутым выше эффектом «присасывания» крыла к экрану.

Влияние экрана на поперечную устойчивость изолированного крыла обусловлено самой физической сущностью эффекта близости экрана. Действительно, в случае наклонения крыла в приближающемся к земле концы крыла поднимаются сила возрастает и создает соответствующий восстанавливающий поперечный момент, возвращающий крыло в первоначальное положение. Таким образом, происходит процесс, аналогичный автоматической стабилизации маловооруженных подводных крыльев, установленных на отечественных крылатых теплоходах типов «Ракета», «Метеор» (на крылатых судах подъемная сила подводного крыла с приближением его к поверхности воды падает, в результате чего автоматически устраняется возникший крен судна или всплытие).

Согласно исследованию В. Т. Горюхино, Г. Ч. Фёранга и др. влияние близости экрана на трапециевидные и стреловидные крылья весьма схоже с рассмотренными здесь закономерностями для прямоугольных крыльев.

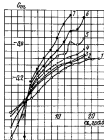


Рис. 22. Изменение коэффициента продольного момента крыла относительно передней кромки в зависимости от расстояния до экрана.

1 —  $\alpha=0$ ; 2 —  $\alpha=0.175$ ; 3 —  $\alpha=0.5$ ; 4 —  $\alpha=0.25$ ; 5 —  $\alpha=0.125$ ; 6 —  $\alpha=0.05$ ; 7 —  $\alpha=0.025$ .

\* Более подробно см. сб. «Катера и катки», Л., «Судостроение», 1974, № 5(51).

## § 6. Окологоризонтная аэродинамика крыла с мезанизацией

В большинстве случаев зарубежные экранопланы оборудованы тем или иным устройством, обеспечивающим повышение несущих свойств крыла и улучшение летных характеристик аппарата. Значительная часть их, кроме того, предназначена для улучшения стартовых характеристик аппаратов, т. е. облегчения выхода на расчетный режим окологоризонтного полета. Учитывая назначение этих устройств, условно отнесем к ним (помимо цитируемых, закрылок и пр.) такие устройства, как концевые шайбы, воздушные завесы. Впрочем, они предназначены для тех же целей, что и обычные средства мезанизации крыла самолета, облегчающие взлет и посадку.

**Концевые шайбы.** Все без исключения рассматриваемые экранопланы оборудованы концевыми шайбами различной конструкции. Столь широкое применение шайб объясняется силами благоприятного влияния, которое они оказывают на несущие свойства обвода экрана. С целью подробного изучения влияния различного типа и формы концевых шайб на аэродинамические характеристики крыла в последние годы за рубежом проведен ряд исследований (А. Картер, М. Финк, Ш. Эдл и др.). Подробно изучались характеристики как тонких концевых шайб, так и обычных шайб-плапков, также широко применяющихся на экранопланах типа «летающая крыло». В результате было установлено, что выгоднее использовать так называемые односторонние шайбы, расположенные только с нижней стороны крыла и срезающие параллельно поверхности воды (см. рис. 10). Такого типа концевые шайбы в настоящее время и применяются на зарубежных аппаратах.

По характеру влияния на несущие свойства крыла установка концевых шайб эквивалентна увеличению удлинения крыла (рис. 23). На рис. 24 показаны кривые  $C_{Y-1}(\beta)$  для крыла малого удлинения без шайб и с односторонними шайбами для различных расстояний от экрана. Установка на крыле таких шайб

очень резко повышает подъемную силу крыла. Например, для угла атаки  $\alpha=5^\circ$  коэффициент  $C_{Y-1}$  увеличивается с 0,5 при  $\lambda=0,03$  до 0,9, т. е. в два раза. Подобный же характер изменения коэффициента подъемной силы крыла с шайбами в зависимости от расстояния его до экрана отмечен А. Лянишем при опытах в гидротрубе. Характер изменения подъемной силы крыла при установке концевых шайб показан на рис. 25. Известный интерес в этом отношении представляют результаты исследований А. Картера (рис. 26 и 27).

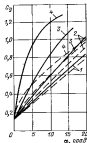


Рис. 24. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки при различных расстояниях до экрана. — — — крыло без шайб; — — — крыло с односторонними шайбами. 1 —  $\lambda=0,3$ ; 2 —  $\lambda=0,2$ ; 3 —  $\lambda=0,1$ ; 4 —  $\lambda=0,05$ ; 5 —  $\lambda=0,03$ .

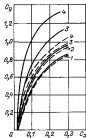


Рис. 25. Зависимость подъемной силы крыла малого удлинения от расстояния до экрана. — — — крыло без шайб; — — — крыло с концевыми шайбами. 1 —  $\lambda=2,0$ ; 2 —  $\lambda=0,5$ ; 3 —  $\lambda=0,05$ ; 4 —  $\lambda=0,03$ .

Зависимости, показанные на рис. 26, относятся к крылу, имеющему типичные для зарубежных экранопланов удлинение ( $\lambda=1$ ) и относительную толщину ( $\bar{c}=11\%$ ). Оборудование крыла малого удлинения концевыми шайбами обеспечивает повышение его аэродинамического качества в полтора-два раза.

На рис. 26 и особенно отчетливо на рис. 27 показано, что аэродинамическое качество шайб более резко возрастает при уменьшении относительной высоты полета менее  $\lambda=0,4-0,5$ . Так, для рассматриваемого крыла с приближением его к экрану с  $\lambda=0,5$  до  $\lambda=0,1$  значение качества повышается в два раза.

Именно зависимость аэродинамического качества от относительной высоты полета привела Х. Вейланда и некоторых других зарубежных специалистов к выводу о целесообразности строительства крупных экранопланов, имеющих несравненно больше

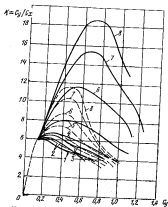


Рис. 26. Зависимость аэродинамического качества крыла от коэффициента  $C_x$  для различных расстояний до верха. ( $\lambda=1$ ;  $\bar{c}=11\%$ ).  
 --- крыло без шайб, --- крыло с шайбами.  
 1— $\bar{h}=0.2$ ; 2— $\bar{h}=0.4$ ; 3— $\bar{h}=0.6$ ; 4— $\bar{h}=0.8$ ; 5— $\bar{h}=1.0$ ; 6— $\bar{h}=1.2$ ; 7— $\bar{h}=1.4$ ; 8— $\bar{h}=1.6$ .

возможности к уменьшению относительной высоты полета (при заданных гидрометеорологических условиях).

Как отмечалось, полученное увеличение подъемной силы является следствием разного уменьшения перетекания воздуха через концы крыла, что значительно повышает наполнение кривой давления на нижней поверхности крыла.

Одновременно с увеличением коэффициента  $C_L$  при установившемся крыло концевых шайб несколько возрастает лобовое сопро-

тивление крыла у земли. Рост сопротивления, несмотря на снижение индуктивного сопротивления и сопротивления трения на нижней поверхности крыла из-за падения местных скоростей

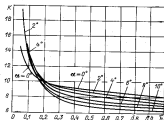


Рис. 27. Зависимость аэродинамического качества крыла с концевыми шайбами от угла атаки и расстояния до верха.

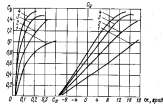


Рис. 28. Влияние удаления крыла от шайбы на коэффициент его индуктивной силы и потерь трения вблизи верха. 1— $\lambda=1$ ; 2— $\lambda=2$ ; 3— $\lambda=3$ ; 4— $\lambda=4$ .

приторможенного потока, можно объяснить в данном случае, по-видимому, значительным сопротивлением трения самих шайб.

Как и для крыла в неограниченном потоке, удлинение крыла с концевыми шайбами очень сильно влияет на его аэродинамические характеристики вблизи верха (рис. 28).

В последние годы различными авторами проведены экспериментальные исследования влияния размеров и формы концевых шайб на аэродинамические характеристики крыла. В частности, изучалось влияние высоты верхней ( $a_1$ ) и нижней ( $a_2$ ) шайб; для этого были использованы относительные их размеры

$$\bar{a}_1 = \frac{a_1}{b} \quad \text{и} \quad \bar{a}_2 = \frac{a_2}{b}$$

Исследования позволили установить следующие зависимости, характеризующие влияние концевых шайб на подъемную силу



Рис. 29. Влияние формы концевых шайб на отношение коэффициента подъемной силы крыла с шайбами  $C_{y_{\text{полн}}}$  к соответствующему коэффициенту для крыла без шайб  $C_{y_0}$ .  $\Delta$  — тонкие шайбы,  $\bar{a}_1 = \bar{a}_2 = 0,05$ ;  $\circ$  — шайбы на верхней поверхности крыла,  $\bar{a}_1 = 0,05$ ;  $\times$  — шайбы на нижней поверхности крыла,  $\bar{a}_2 = 0,05$ .



Рис. 30. Кривые зависимости отношения  $C_{y_{\text{полн}}}/C_{y_0}$  от  $\bar{a}_1$  для различных значений угла атаки крыла, оборудованного полыми шайбами;  $\bar{a}_1 = \bar{a}_2 = 0,05$ .

крыла с удлинением  $\lambda = 2$ , движущегося вблизи опорной поверхности.

Особенно одутивное влияние на несущую способность крыла оказывают полные шайбы, а также шайбы, расположенные на нижней поверхности (рис. 29). Наиболее сильно это сказывается на малых углах атаки (рис. 30). Прирост коэффициента подъемной силы от установки шайб на верхней поверхности крыла неселективен и практически не зависит от высоты шайб и расстояния от крыла до поверхности воды, соответствующих  $\bar{b} > 0,1$ .

В то же время высота шайб на нижней поверхности весьма существенно влияет на подъемную силу крыла (рис. 31). Например, увеличение высоты нижних шайб в два раза при  $\bar{b} = 0,1$  приводит к увеличению в 1,2 раза отношения  $C_{y_{\text{полн}}}/C_{y_0}$  для крыла с шайбами к соответствующей величине для крыла без шайб. Это еще раз подтверждает приведенный ранее вывод о том, что благоприятное влияние опорной поверхности на подъемную силу

крыла обусловлено главным образом увеличением давления на его нижней поверхности.

Проводя исследование, японские специалисты установили: выпуклость профиля крыла с шайбами существенно влияет на его аэродинамические характеристики, в частности, на полуру крыла (рис. 32). На графике видно, что крыло с более выпуклым профилем обладает пониженным сопротивлением и заметно более высоким аэродинамическим качеством. Последнее позволило авторам проекта KAG-3 сделать вывод о целесообразности пре-



Рис. 31. Кривые зависимости коэффициента подъемной силы  $C_y$  от угла атаки и для крыла с разной высотой шайб на нижней поверхности и без шайб. 1 — без шайб; 2 — шайбы на нижней поверхности;  $\bar{a}_1 = 0,05$ ; 3 — шайбы на верхней поверхности,  $\bar{a}_2 = 0,05$ ; 4 — шайбы на нижней поверхности,  $\bar{a}_1 = 0,15$ .

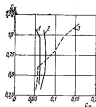


Рис. 32. Влияние выпуклости крыла на его полуру вблизи опоры. 1 — крыло с  $\lambda = 1,2$  и увеличенной выпуклостью профиля; 2 — крыло с  $\lambda = 1,2$  и обычным выпуклостью профиля; 3 — крыло с  $\lambda = 1,2$  и увеличенной выпуклостью профиля.

мешая для крыльев экранированных тонких и достаточно выпуклых профилей.

Исследования выявили значительное влияние конфигурации концевых шайб на полуру крыла, причем было установлено, что наибольшее аэродинамическое качество имеют крылья с минимальными по размерам концевыми шайбами (рис. 33). Уменьшение размеров шайб обеспечивает снижение лобового сопротивления крыла более чем на 10%. Это и приводит к соответствующему повышению аэродинамического качества.

Продолжая исследования по выбору оптимальных конфигураций и размеров концевых шайб, японские специалисты установили, что максимальное аэродинамическое качество крыла достигается при помощи шайб с наклонной и продольном направлении нижней кромкой (рис. 34). Авторы работы объяс-



няют это более равнинным срывом потока, возникающим с увеличением размеров шайб.

Японские исследования включали также продувки ряда моделей объемных концевых шайб-повалков, которые, как изве-

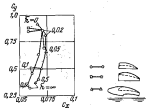


Рис. 33. Важные конфигурации концов шайб крыла на его полуразбеге.

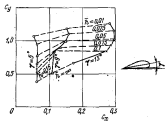


Рис. 34. Влияние кривизны задней кромки концов шайб на планеру крыла.

стно, впоследствии были приняты для экраноплана КАГ-3. Установлено, что тонкие шайбы в виде пластики эффективны при малой относительной высоте движения крыла над экраном и менее выгодны для повышения коэффициента  $C_L$  и в случае увеличения высоты полета. Авторы исследования связывают это с наличием

подсасывающей силы, возникающей у шайб-повалков на малой высоте (особенно в кормовой части).

Таким образом, японские специалисты пришли к выводу, что для движения на расцепном режиме окрестокранного полета аэродинамически выгоднее устанавливать тонкие односторонние шайбы длиной, равной хорде крыла, и высотой, выбранной с учетом заданной высоты полета. Если же исходить из общей компоновки аппарата используют толстые шайбы-повалки (как на экраноплане КАГ-3), то нижнюю кромку этих шайб делают наклонной по поперечному сечению (на угол примерно  $15^\circ$  к горизонтали, причем плоскость наклона обращена внутрь аэра-

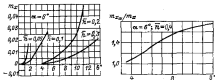


Рис. 35. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_L$  от угла атаки.

Рис. 36. Влияние угла кривизны задней кромки крыла с шайбами к соответствующему коэффициенту для крыла без шайб ( $\alpha_1 = \alpha_0 = 6^\circ$ ).

рата). Утверждают, что это позволяет избежать отрицательного подсасывающего эффекта, сопутствующего вытеканию воздуха под шайбами из-под крыла наружу. С той же целью на днищах повалков аппарата КАГ-3 были установлены специальные продольные вертикальные пластинки, заметно уменьшающие перетекание воздуха и падение подъемной силы в результате подсоса повалков аппарата к поверхности воды.

Установкой концевых шайб обусловлено также более интенсивное, нежели без шайб, перемещение назад аэродинамического фокуса крыла при приближении его к экрану, что приводит к увеличению отрицательных (пикорирующих) моментов и соответствующему повышению продольной статической устойчивости крыла. Это явление можно объяснить более значительным извлечением энергии давления под крылом (в районе ребра обтекания) вследствие уменьшения при установке шайб перетекания воздуха через концы крыла.

Серьезнейший практический интерес представляет исследование влияния концевых шайб на поперечную устойчивость

крыла, движущегося вблизи оверлей поверхности. Поскольку с приближением крыла к экрану его подъемная сила существенно возрастает, можно априори утверждать, что с возникновением крена немедленно появится и соответствующий восстанавливающий момент.

Выполненные экспериментальные исследования позволяют установить: подъемная сила крыла практически не меняется с изменением угла крена  $\theta$ , при постоянной высоте полета, измеренной от крыла в среднем по размаху секции. Крен приводит к появлению восстанавливающего момента, значение которого

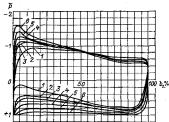


Рис. 27. Эпюры распределения давления по профилю крыла с отклонением шпангоута в зависимости от расстояния крыла до экрана.  
1— $\theta=0$ ; 2— $\theta=0,75$ ; 3— $\theta=0,50$ ; 4— $\theta=0,25$ ; 5— $\theta=0,125$ ; 6— $\theta=0,0625$ .

увеличивается с ростом  $\theta$  (рис. 35). Влияние кренных шпангоутов обуславливает существенное изменение зависимости коэффициента восстанавливающего момента  $m_x$  от угла крена (рис. 36).

**Щетки.** Исследователи в ряде стран неоднократно обращались к изучению влияния щетки на аэродинамические характеристики крыла, движущегося вблизи экрана. Как показали исследования, это влияние, вызванное увеличением высоты крыла вследствие отклонения щетки, подобно рассмотренному ранее характеру изменению обтекания крыла и его аэродинамических характеристик в неограниченном потоке, правда, с некоторыми особенностями. Незначительное различие в эпюрах давления на крыле (вблизи экрана) без щетки и с отклоненным на угол  $\theta_{\text{щ}}=60^\circ$  шпангоутом можно легко заметить из сопоставления рис. 14 и 37. С приближением крыла с отклоненными щетками к экрану площадь эпюры давления в районе задней кромки

крыла увеличивается, что приводит к росту положительного градиента давления, способствующего более раннему сваливанию потока. Последнее, естественно, связано с падением значения  $C_{p_{\text{зад}}}$  у крыла с отклоненными щетками (рис. 38).

По мнению Б. Т. Городецкого, отклонение щетки может привести к уменьшению значения критического угла атаки (угла, при котором происходит волный срыв потока) на  $6-8^\circ$ , и это необходимо учитывать в соответствующих расчетах. На докритических углах атаки с приближением крыла со щеткой к экрану происходит параллельное смещение кривой

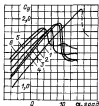


Рис. 28. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла с отклоненным шпангоутом от угла атаки и расстояния крыла до экрана.  
1— $\theta=0$ ; 2— $\theta=0,75$ ; 3— $\theta=0,50$ ; 4— $\theta=0,25$ ; 5— $\theta=0,125$ ; 6— $\theta=0,0625$ .

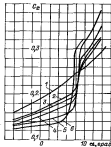


Рис. 29. Зависимость коэффициента лобового сопротивления крыла с отклоненным шпангоутом от угла атаки и расстояния крыла до экрана.  
1— $\theta=0$ ; 2— $\theta=0,75$ ; 3— $\theta=0,50$ ; 4— $\theta=0,25$ ; 5— $\theta=0,125$ ; 6— $\theta=0,0625$ .

$C_p$  влево, что характеризует рост подъемной силы крыла на сравнительно небольших углах атаки. Однако средний прирост значения коэффициента  $C_p$  у крыла со щеткой заметно меньше, чем у крыла без щетки.

Приближение крыла с отклоненным шпангоутом к экрану приводит к заметному уменьшению лобового сопротивления на докритических углах атаки по сравнению с сопротивлением крыла на тех же углах атаки в неограниченном потоке (рис. 39). При срыве потока происходит резкое увеличение сопротивления крыла.

Результаты исследований крыла со щитком свидетельствуют о значительном повышении аэродинамического качества крыла с приближением к экрану. Однако этот прирост качества заметно меньше, чем у крыла без щитка. Угол атаки, соответствующий максимальному качеству крыла, заметно уменьшается (на  $4-5^\circ$  и более). На докритических углах атаки с увеличением относительной толщины крыла, при постоянном расстоянии его до земли, лобовое сопротивление крыла со щитком снижается.

Приведенные крайние изменения коэффициента продольного момента крыла со щитком  $C_{m\alpha}$  во углу  $\alpha$  (рис. 40) показывают,

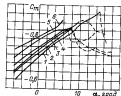


Рис. 40. Зависимость коэффициента продольного момента крыла с отклоняемым щитком (относительно передней кромки) от угла атаки и расстояния крыла до экрана.

1 -  $\delta=0$ ; 2 -  $\delta=10^\circ$ ; 3 -  $\delta=20^\circ$ ; 4 -  $\delta=30^\circ$   
 $\bar{h}=0,15$ ;  $\bar{h}=0,30$ ;  $\bar{h}=0,45$

Простые, шелевые и струйные закрылки. Эффективность применения закрылков для улучшения взлетно-посадочных качеств самолетов давно привлекала внимание ученых-аэродинамиков многих стран. Появление аппаратов, использующих благоприятное влияние экрана, способствовало интенсификации работ по изучению свойств закрылков. Результаты исследований показали, что влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыла с закрылками аналогично рассмотренному применительно к крылу со щитком. Однако существуют и некоторые отклонения от приведенных закономерностей.

Сравнительно недавно (1970 г.) весьма интересное теоретико-экспериментальное исследование аэродинамических характеристик крыла с простым закрылком абланк земли было выполнено советским специалистом В. М. Галецким. Это исследование позволило впервые обнаружить ряд практически важ-

ных закономерностей. Наиболее существенными из них являются уменьшение подъемной силы и смещение к передней кромке крыла аэродинамического фокуса.

В процессе экспериментов было установлено, что заметное уменьшение подъемной силы абланк земли происходит при коэффициенте подъемной силы  $C_{L_{max}} > 1,5-2$ , т. е. при углах отклонения закрылка  $\delta = 20-30^\circ$  (рис. 41). Эта особенность объясняется более интенсивным возрастанием давления на верхней поверхности крыла, чем на нижней, при приближении к экрану. Физически обнаруженное явление можно объяснить отклони-

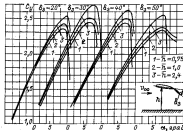


Рис. 41. Зависимость уменьшения подъемной силы крыла от относительной высоты его над экраном и угла атаки при различных отклонениях закрылка.

нием линий тока вверх абланк задней кромки закрылка, что вызывает увеличение давления на всей верхней поверхности как крыла, так и закрылка.

При больших углах отклонения закрылка давление на верхней поверхности увеличивается более интенсивно, чем на нижней; в результате с приближением к земле подъемная сила подобного крыла уменьшается. Подъемная сила неравномерно снижается по углам атаки: с увеличением  $\alpha$  она уменьшается более интенсивно. Уменьшение подъемной силы крыла с закрылком определяется значением коэффициента  $C_L$  в неограниченном потоке  $C_{L_{\infty}}$  и расстоянием до экрана  $\bar{h}$  и мало зависит от величин  $\alpha$  и  $\delta$ , а также от формы профиля и вида механизации.

У крыла с неотклоняемым закрылком  $C_{L_{max}}$  с приближением

к экрану изменяется незначительно. Однако по мере отклонения закрылка алиние обшивки поверхности становятся все существеннее. Как показывают эпюры распределения давлений, с приближением к экрану возрастают положительные градиенты давления на верхней поверхности крыла, что способствует более раннему отрыву потока. Поэтому с приближением к экрану крыла с отклонением закрылок происходит не только падение значения  $C_{x_{max}}$ , но и некоторое уменьшение критического угла атаки (см. рис. 41). Так, в одном из опытов при  $\delta_0 = 30^\circ$  величина  $C_{x_{max}}$  уменьшилась на 10% при изменении  $\bar{K}$  от 2,4 до 0,75.

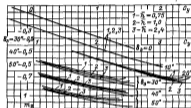


Рис. 42. Зависимость коэффициента подъемного момента крыла от угла атаки и относительного расстояния крыла до экрана при различных отклонениях закрылков.

Как уже отмечено, особенностью обтекания крыла с отклоненным закрылком вблизи земли является заметное смещение аэродинамического фокуса к передней кромке (рис. 42).

В одном из экспериментов было обнаружено, что такое смещение при изменении  $\bar{K}$  от 2,5 до 0,75 может достигать 4—5% хорды крыла ( $C_{x_{max}} = 2$ ). Это также объясняется ограниченными выше изменением в эпюрах давления над крылом и под ним, во главным образом в зоне разрежения.

Особенности аэродинамических характеристик крыла со щелевым закрылком вблизи экрана достаточно подробно были исследованы И. Реканто. В результате проведенных экспериментов он установил, что обтекание подобного крыла в ряде случаев отличается от обтекания крыла со щитком. Кривая  $C_y$  по углу  $\alpha$  с приближением крыла к экрану смещается влево и при значениях коэффициента  $C_y < 0,6$  ее наклон несколько уве-

личивается. Значение  $C_{y_{max}}$  при уменьшении  $\bar{K}$  падает заметно больше, чем у крыла со щитком, что, по-видимому, можно объяснить интенсивным перетеканием воздуха через щель из области повышенного давления под закрылок. Исследования показали также, что при наличии щелевого закрылка падение значения  $C_{y_{max}}$  с приближением к экрану у прямоугольного крыла больше, чем у трапециевидного. Впрочем, такая же особенность наблюдается и при использовании простых щитков.

Однако наиболее существенно то, что с приближением к экрану резко повышается аэродинамическое качество крыла, оборудованного щелевыми закрылками. Интересные результаты были получены фирмой «Локхид» в процессе продувки модели крыла ( $\lambda = 2$ ,  $c = 6\%$ ), оборудованного односторонними коническими щельями высотой  $H_{щ} = 0,1b$ , с отклоненными на угол  $\delta_0 = 15^\circ$  закрылками (рис. 43). На графике видно, что при  $C_y = 0,8$  снижение высоты над экраном с 0,4 до 0,04 приводит к увеличению аэродинамического качества крыла в 3,5 раза. Величине близости экрана на аэродинамиче крыла с закрылками проявляется в уменьшении пиковых моментов с приближением к земле, что происходит за счет соответствующего изменения кривой давления, обусловленного перетеканием воздуха из-под крыла через щель в районе закрылка.

Выше отмечалось, что струйные закрылки — достаточно мощное средство повышения несущих свойств крыла. Это обуславливало ряд зарубежных специалистов (Д. Дж. Хатчетта и др.) исследовать алиние струйных закрылков на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана. Результаты оказались неутешительными: при любой высоте крыла над экраном (но в пределах его влияния) и для всех практически осуществимых значений амплитуды струй закрылка (и ее наклона к горизонту) происходит весьма заметное падение подъемной силы крыла, достигающее 50% и более. Неблагоприятное алиние газовой струи закрылка объясняет ожесточением во потока воздуха под крылом, в результате чего увеличивается скорость потока, а следовательно, и падает давление под крылом (т. е. возникает присасывающая сила).

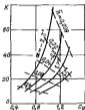


Рис. 43. Зависимость аэродинамического качества крыла с коническими щельями и отклоненными закрылками от коэффициента подъемной силы, высоты над экраном и угла атаки.

Таковы основные особенности различных видов механизации крыльев и устройств, применяемых на зарубежных экранопланах в целях повышения несущих свойств крыла и обеспечения выхода аппарата на расчетный режим околозвонного движения. Одновременно виды механизации, подобие штыкам и закрылкам, зачастую служат и в качестве средств продольной балансировки аппарата (например, на экраноплане Н. Дисконсона).

### § 7. Аэродинамика аппарата, движущегося вблизи экрана

Помимо теоретических и экспериментальных исследований особенностей околоэкранной аэродинамики крыла в последние годы за рубежом большое внимание уделяется изучению аэродинамики экранопланов, выполненных по различным схемам. Целью испытаний моделей, как правило, является определение значительных аэродинамических коэффициентов вариантов экраноплана ( $C_x$ ,  $C_z$ ,  $C_m$  и др.), его аэродинамического качества, степени продольной статической устойчивости и на этой основе выявление оптимальной аэродинамической компоновки аппарата. Обычно варьируются не только размеры и профиль несущего крыла, но и характеристики концевых шайб, размеры и расположение хвостового оперения и т. д. Чаще всего испытания носят комплексный характер, т. е. осуществляются в аэродинамической трубе, в опытовом бассейне, на трассе; нередко проводится эксперименты с хордовыми и радиуправляемыми моделями экранопланов. Приведем основные результаты некоторых из этих исследований.

В 1971 г. в США Р. Галлингомом и другими было проведено весьма обширное теоретико-экспериментальное исследование нескольких моделей экранопланов, выполненных по схеме «летающее крыло» с удлинением  $\lambda=0,67$  у модели I и  $\lambda=0,5$  у модели II. Размер моделей колебался от 10 до 50 см. ЦТ всех испытанных моделей находился в пределах 41—46% хорды крыла.

В соответствии с рекомендациями А. Липпица, площадь сечения воздушного канала, образованного нижней поверхностью крыла, концевыми шайбами и опорной поверхностью, на всех моделях уменьшали от носа к хвосту по линеарному закону, при расположении шайб параллельно экрану. Это, по мнению авторов, должно было создать восточное давление воздуха под крылом для обеспечения аппарата продольной устойчивости. Кстати, А. Липпиц и некоторые другие зарубежные специалисты в области экранопланостроения считают применение подобой конфигурации несущего крыла одним из путей решения проблемы устойчивости аппаратов.

Модели были снабжены весьма развитым Т- или П-образным хвостовым оперением, закрепленным соответственно на одной

или двух балках, в талие регулируемым закрылком. В целях снижения влияния на горизонтальный стабилизатор зрания воздушных вихрей, сбегających с несущего крыла, он был достаточно сильно приподнят вверх и удален от крыла. Оптимальное место расположения стабилизатора выбрано в результате специально проведенных трубных испытаний модели экраноплана, в процессе которых выявлена система вихрей, сбегających с крыла в зависимости от относительной высоты его расположения над опорной поверхностью.



Рис. 44. Зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от относительного расстояния аппарата до экрана. 1 — коэффициент  $C_y$  (модель I); 2 — коэффициент  $C_y$  (модель II); 3 — коэффициент  $C_x$  (модель I); 4 — коэффициент  $C_x$  (модель II); 5 — теоретические кривые.

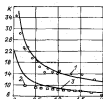


Рис. 45. Зависимость аэродинамического качества от относительного расстояния аппарата до экрана. 1 — модель I; 2 — модель II; 3 — теоретическая кривая.

Помимо экспериментальных исследований моделей экраноплана в аэродинамической трубе (методом зеркального отображения) и небольших самодельных моделей в свободном полете на трассе были выполнены математические зависимости, позволяющие определять приближенные теоретические значения коэффициентов  $C_x$  и  $C_z$ , а также аэродинамического качества в зависимости от относительной высоты полета модели над экраном.

Основные результаты исследования приведены на рис. 44. На графике показана зависимость коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  моделей I и II от безразмерного расстояния от концевой шайбы до экрана  $H=20 \frac{h}{l}$ . Значение коэффициента подъемной силы у модели I несколько выше, чем у модели II, что по-видимому, можно объяснить большим удлинением ее крыла и наличием

отклоненного закрылка. В то же время значение коэффициента  $C_x$  у модели II ниже, чем у модели I. Это скорее всего обусловлено ее лучшей аэродинамикой и отсутствием отклоненного закрылка.

Предложенные авторами исследования теоретические зависимости аэродинамических коэффициентов аппарата в функциях от относительной высоты полета довольно сильно расходятся с экспериментальными данными (особенно для модели I).

На рис. 45 приведена зависимость значения аэродинамического качества моделей от  $H$ . Как и следовало ожидать, с уменьшением относительной высоты полета аэродинамическое качество существенно повышается у обеих моделей (в 6—8 раз по сравнению с его значением вдали от экрана). Для модели II, имеющей лучшую аэродинамику, значение  $K$  в 2—3 раза выше соответствующих значений аэродинамического качества для модели I. Абсолютное значение  $K$  для модели I при  $H=5\%$  равно 10, а при  $H=1,8\%$  — 16,3.

В процессе продувок моделей было зафиксировано максимальное значение аэродинамического качества, превышающее  $K=34$ .

Как и для аэродинамических коэффициентов, полученные теоретические зависимости  $K$  от  $H$  довольно сильно отличаются от экспериментальных данных (см. рис. 45).

Испытания самоходных моделей в свободном полете, а затем и радиуправляемых моделей в целом подтверждали предварительные выводы, сделанные на основе продувок моделей. Выполненные исследования позволяют установить реальную возможность создания экраноплана по схеме «летающее крыло», обладающего вполне достаточной продольной устойчивостью во всем диапазоне значений высоты. Однако необходимым элементом этого аппарата должно быть развитое хвостовое оперение, достаточно удаленное от крыла по высоте и длине.

Представляет интерес также исследование аэродинамических характеристик модели экраноплана, выполненное самостоятельно Р. Галлингтоном вскоре после окончания предыдущей работы (1971 г.). Предполагалось, что и в натуре аппарат будет иметь массу 681 кг, крейсерскую скорость 130 км/ч при высоте волны до 0,3 м; мощность энергетической установки 30 л. с. Р. Галлингтон выбрал для экраноплана схему «летающее крыло» (рис. 46), имеющую, по его мнению, преимущество перед самолетной. Крыло аппарата с удлинением около  $\lambda=0,67$  оборудовано кодаками шайбами-поплавушками, фиксированным закрылком и развитым хвостовым оперением (на рис. 46 оно отсутствует). Отличительными особенностями экраноплана являются центральная глянцевитая полка, небольшая рубка, размещенная на верхней поверхности крыла, и реданы, которыми оборудованы центральная и боковые планки.

В экраноплане повторены и прежние решения: особая конфигурация крыла, обеспечивающая линейное изменение воздушного накала, сильно развитое Т-образное хвостовое оперение.

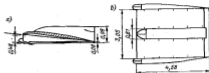


Рис. 46. Схема экраноплана: а — вид сбоку; б — вид сверху (размеры в метрах).

закрепленное на крыле с помощью балки вне зоны влияния экрана и крыла, и др.

Модель испытывал в аэродинамической трубе, на корде, в бассейне и на трезе. Р. Галлингтон открыто признается, что

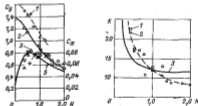


Рис. 47. Зависимость коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления от относительного расстояния аппарата до экрана.

1 — значение  $C_x$  для модели с оперением;  
2 — значение  $C_x$  для модели без оперения;  
3 — значение  $C_x$  для модели без оперения;  
4 — значение  $C_x$  для модели с оперением;  
5 — теоретическое крыло.



Рис. 48. Зависимость аэродинамического качества от относительного расстояния аппарата до экрана.  
1 — модель без оперения; 2 — модель с оперением; 3 — теоретическое крыло.

предусмотренная вначале глянцевитая поверхность в носовой части центральной полки оказалась совершенно недостаточной для прерывания вихревого момента, возникающего

при старте модели с воды. Поэтому в дальнейшем пришлось применять громоздкие, неестественные гидромодели.

Результаты исследования модели в аэродинамической трубе приведены на рис. 47, где представлены зависимости коэффициентов  $C_x$  и  $C_z$  модели с оперением и без него от относительной высоты концевой шайбы до зрачка  $H = 20 \frac{\lambda}{z}$ . Там же показаны и теоретические зависимости этих коэффициентов, рассчитанные по формулам, предложенным Р. Галлингтоном. Следует отметить заметное влияние горизонтального стабилизатора аппарата на увеличение значения коэффициента подъемной силы. В то же время на коэффициент лобового сопротивления он влияет незначительно.

Зависимость аэродинамического качества модели экраноплана в функции от  $H$  (рис. 48), сильно увеличивается по мере приближения модели к зрачку. Так, для  $H=2$   $K=7$ , а для  $H=0,4$  значение повышается до  $K=22,5$ , т. е. более чем в три раза.

Максимальное измеренное значение аэродинамического качества равно  $K=28,4$ , что несколько ниже полученного в предыдущем исследовании. В испытаниях не было обнаружено заметное влияние горизонтального оперения на значение аэродинамического качества (рис. 48).

Как видно из сопоставления рис. 45 и 48, результаты исследования достаточно близки, что, по-видимому, можно объяснить идентичностью аэродинамической компоновки испытанных моделей, характеристиками несущего крыла и однообразием методов испытаний.

Интересная проектно-исследовательская проработка экраноплана была выполнена в 1973 г. французскими специалистами М. Эберсальтом и Л. П. Унтерштеллером. Ценность их исследования заключается в оригинальности конструкции аппарата и в комплексном подходе к анализу его основных производных и технико-экономических характеристик.

Разработанный ими экраноплан типа «летающее крыло» с консолями (рис. 49) отличается от рассмотренных нами ранее главным образом формой несущего крыла, небольшими стабилизирующими воздушными крыльями (консолями) и двумя парами подводных крыльев, установленных в оконечностях поплавков аппарата. Дугообразная, с переменной кривизной форма несущего крыла заимствована у А. Липпица, как хорошо зарекомендовавшая себя на экранопланах X-112 и X-113. Подводные же крылья предназначены для того, чтобы существенно облегчить выход аппарата на расчетный режим злета.

В процессе проектной проработки были выбраны следующие значения основных технико-экономических характеристик экраноплана: длина — 31 м, размах — 20,2 м, масса — 33 т, полезная нагрузка — 8 т (50 пассажиров и 2,8 т топлива), мощность

энергетической установки — 2700 л. с., скорость полета — 210 км/ч; дальность полета — 1100 км.

Значительное влияние удалось экспериментально-теоретическим исследованиям летных характеристик аппарата. В аэродинамической трубе лаборатории Эйфеля была испытана упрощенная модель экраноплана с хордой крыла 0,74 м, размахом 0,9 м и относительной толщиной  $\bar{c}=7,3\%$ . На модели отсутствовали рубка, хвостовое оперение с шваторной группой и подводные крылья. В результате продувок модели были полу-

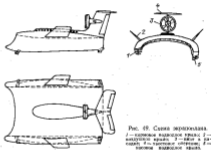


Рис. 49. Схема экраноплана. 1 — передний缘озлоное крыло; 2 — крыло и хвост; 3 — хвост; 4 — хвостовое оперение; 5 — задний缘озлоное крыло.

чены значения коэффициентов подъемной силы  $C_p$  и лобового сопротивления  $C_x$  в функции от угла атаки и относительной высоты аппарата над экраном. Результаты продувок модели были затем аппроксимированы следующими простейшими математическими зависимостями, в которых угол атаки выражен в радианах.

$$C_p = 0,264 - 3,16\alpha + 4,7\alpha^2;$$

$$C_x = 0,0085 + 0,056\alpha + 0,206\alpha^2.$$

Из приведенных в исследовании графиков  $C_p$  и  $C_x$  видно, что для легкой зависимости их от угла атаки и относительной высоты аппарата для  $C_p$  лишь в районе углов атаки 2, 1,5, 0 и  $-1^\circ$ , а для  $C_x$  в районе углов атаки 4, 5, 0 и  $-1^\circ$ . Построенный по результатам продувки модели график зависимости значения аэродинамического качества  $K$  от угла атаки для различных

относительных значений высоты крыла над экраном приведен на рис. 50. Особенностью этого графика, отличающей его от рассмотренных нами выше, является малая высота установки крыла над экраном, в диапазоне значений  $\delta = 0,003 - 0,05$ . Это обусловлено и необычно высоким аэродинамическим качеством модели ( $K=40-50$  и более).

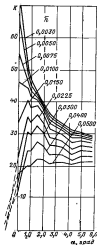


Рис. 50. Зависимость аэродинамического качества экраноплана от угла атаки и относительной высоты полета (без учета подводных крыльев).

бега, достигает максимального значения при скорости 40—45 км/ч (в районе «горба» на кривой сопротивления). При скорости около 60 км/ч поплавок полностью выходит из воды и аппарат продолжает движение на подводных крыльях до скоро-

сти 140 км/ч, когда заканчивается его разбег. Этой минимальной скорости полета, естественно, соответствует и минимальное значение потребной мощности.

На рис. 51 видно, что для исследуемого экраноплана отношение максимального аэродинамического сопротивления к лобовому сопротивлению и полете равно приблизительно 1,7. В то же время у экраноплана Липинца такое отношение дости-

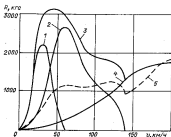


Рис. 51. Зависимость гидродинамического сопротивления экраноплана и потребной мощности его движения от скорости движения.

1 — гидродинамическое сопротивление корпуса; 2 — гидродинамическое сопротивление подводных крыльев; 3 — суммарное гидродинамическое сопротивление аппарата; 4 — аэродинамическое сопротивление аппарата; 5 — потребная мощность.

гает 2,5—3,5. По мнению авторов исследования, это объясняется прежде всего благоприятным влиянием на стартовые характеристики аппарата подводных крыльев. Последние имеют, как известно, заметно более высокое гидродинамическое качество, чем у глиссирующих лодок или поплавков. Значение этой характеристики для подводных крыльев составляет 12—14, а то время как у гансеров и гидросамолетов оно редко превышает 6—8.

Транспортная эффективность разработанного экраноплана будет описана в гл. VI.

Помимо рассмотренных за рубежом были выполнены и другие работы по изучению особенностей аэродинамики экранопланов. Однако поскольку они посвящены испытаниям моделей



последствии созданных аппаратов (А. Линниша, Ш. Эндо, В. Корнелла и др.), эти исследования отражены в разделах книги, посвященных описанию указанных экранопланов.

### § 8. Проблема устойчивости аппарата, движущегося вблизи экрана

Одной из важнейших и сложных проблем в создании экраноплана является проблема обеспечения устойчивости их полета. По мнению многих зарубежных специалистов, работающих в области экранопланостроения, данная проблема не может быть решена лишь выбором соответствующей аэродинамической компоновки аппарата, его центровки и т. п. Для этого должны быть использованы устройства, обеспечивающие постоянный контакт с опорной поверхностью. В качестве таких устройств различные конструкторы (Т. Каарво, Ш. Эндо и др.) предлагали гидродлижж, подводные крылья, водяной вант, хвостовые балки, скользящие по снежной поверхности.

Сложность рассматриваемой проблемы подтверждается и неудачами, с которыми встречались зарубежные создатели экранопланов (Х. Вейланда, Ш. Эндо и др.) и даже крупными авариями (гибель от потери устойчивости самоходной, пилотируемой модели Х. Вейланда).

К настоящему времени достаточно успешно решить проблему обеспечения устойчивости аппаратов за рубежом удалось, пожалуй, только А. Линнишу. Его экранопланы Х-112 и Х-113 благодаря удачно выбранной схеме расположения хвостового оперения и формы крыла демонстрируют надежную устойчивость полета независимо от расстояния до экрана.

Выше были кратко рассмотрены основные понятия устойчивости применительно к крылу и самолету. Для экраноплана при его движении вблизи опорной поверхности физическая сущность понятия продольной статической устойчивости и критерии ее оценки значительно меняются. Учитывая важность этого вопроса, изложим его подробнее.

При рассмотрении влияния близости экрана на аэродинамику крыла была показана зависимость продольной статической устойчивости крыла от расстояния до экрана. Известно, что крыло обладает продольной статической устойчивостью вдали от земли и в зоне ее влияния лишь при соответствующей центровке. Это нетрудно объяснить, если вспомнить изменение эпор давления на поверхности крыла при изменении его высоты над экраном и угла атаки (см. рис. 14 и 22). В случае изменения указанных параметров на крыле не всегда возникают силы и моменты, восстанавливающие (стабилизирующие) первоначальное положение крыла. Так, с приближением крыла к экрану повышается поворачивающий момент, стремящийся уменьшить его

угол атаки и, следовательно, способствующий дальнейшему уменьшению высоты над экраном.

Отмеченная особенность аэродинамики крыла — основная причина возникновения трудностей, которые встретились в свое время при решении проблемы создания «бесхвостых» самолетов по типу «летающее крыло». Учитывая, что большая часть построенных экранопланов также основана на этой схеме, рассмотрим некоторые особенности «бесхвостых» самолетов.

Одним из первых эксперименты по постройке «бесхвостых» самолетов начал известный авиаконструктор В. Н. Черавоский. Под его руководством еще в середине 30-х годов был построен опытный самолет по схеме «летающее крыло». Однако испытания самолета показали, что подобная схема имеет ряд принципиальных недостатков. Например, с целью обеспечения продольной устойчивости «бесхвостого» самолета для его крыла необходимо использовать специальный, так называемый S-образный профиль, не обладающий высокими аэродинамическими характеристиками.

Известно, что для снижения посадочной или палетной скорости коэффициент подъемной силы приходится увеличивать в момент посадки или взлета. С этой целью штыки над закрылками несущего крыла отклоняют вниз, а рулем высоты добиваются балансировки самолета на больших углах атаки, обеспечивая при взлете и посадке наиболее полное использование несущих свойств крыла. Однако с приближением крыла к земле, в связи с изменением эпор давления, возникают дополнительные поворачивающие моменты. Для балансировки на посадочных углах атаки «бесхвостых» самолетов, т. е. для создания необходимых кабрирующих моментов, требуется отклонение закрылков вверх, что вызывает резкое падение подъемной сил. В то же время именно в момент посадки для снижения посадочной скорости самолета необходимы максимально возможные значения подъемной силы  $C_{y_{max}}$ . Выход из этого противоречия можно найти в увеличении площади крыла, что, однако, приводит к снижению максимальной скорости полета самолета.

Среди требований и устойчивости экраноплана, по-видимому, важнейшее — обеспечение его статической устойчивости, а значительной степени определяющей в некоторые другие характеристики устойчивости аппарата. В последние годы советским ученым Р. Д. Иродомым выполнены фундаментальные теоретико-экспериментальные исследования, которые позволили получить зависимости, необходимые для оценки продольной статической устойчивости экранопланов. Основные результаты этих исследований сводятся к следующему.

Как уже было отмечено, критерием оценки продольной статической устойчивости самолета служит отношение аэродинамического коэффициента продольного момента к соответствующему

приращению коэффициента  $C_p$  (или угла  $\alpha$ ), т. е.  $\Delta m_{\Sigma}^2 / \Delta C_p$ . Запас продольной статической устойчивости самолета принято считать расстоянием между ЦТ и фокусом самолета, т. е.  $\alpha_{\Sigma} = -x_{\Sigma} - x_{\text{ЦТ}}$ . В отличие от самолета для экраноплана, у которого система аэродинамических сил зависит не только от угла атаки и скорости полета, но и от расстояния до опорной поверхности, указанный критерий оказывается недостаточным.

Расположение аэродинамического фокуса аппарата, в отличие от самолета, зависит от относительной высоты полета экраноплана. Именно это, как было установлено в последние годы, осложнило исследование и успешное решение проблемы устойчивости рассматриваемых аппаратов.

Р. Д. Иродов предлагает в качестве критериев продольной статической устойчивости экраноплана принять:

$$\bar{x}_{\text{ЦТ}} - \bar{x}_{\text{РФ}} = \frac{m_{\Sigma}^2}{C_p^2} - \text{запас продольной статической устойчивости по углу атаки, расстояние в долях САХ (средняя аэродинамическая хорда) от ЦТ экраноплана } x_{\text{ЦТ}} \text{ до точки приложения приращения подъемной силы за счет изменения угла атаки}$$

$\bar{x}_{\text{РФ}}$ ;  $\bar{x}_{\text{ЦТ}} - \bar{x}_{\text{РВ}} = \frac{m_{\Sigma}^2 v}{C_p^2} - \text{запас продольной статической}$

устойчивости по высоте над экраном — расстояние в долях САХ от ЦТ экраноплана  $x_{\text{ЦТ}}$  до точки приложения приращения подъемной силы за счет изменения высоты полета  $x_{\text{РВ}}$ .

Чтобы добиться статической устойчивости экраноплана, необходимо выбором аэродинамической компоновки обеспечить положение фокуса по высоте над экраном  $x_{\text{РВ}}$  впереди фокуса по углу атаки  $x_{\text{РФ}}$ , т. е. обеспечить существование неравенства  $\bar{x}_{\text{РВ}} - \bar{x}_{\text{РФ}} < 0$ .

Если какая-либо сила (например, порыв ветра) приближает экраноплан к опорной поверхности, приращение его подъемной силы, приложенное в фокусе по высоте, создает вращающий момент (относительно ЦТ), уменьшающий угол атаки. Однако отрицательное приращение подъемной силы, приложенное в фокусе по углу атаки, вызывает кабрирующий момент, восстанавливающий первоначальный режим полета аппарата.

Следовательно, в отличие от самолета, продольная статическая устойчивость которого всегда, при любой аэродинамической компоновке, обеспечивается выбором центровки, продольная статическая устойчивость экраноплана может быть достигнута только в случае определенным образом выбранной аэродинамической компоновки. Если аэродинамическая компоновка экраноплана такова, что фокус по высоте над экраном расположен позади фокуса по углу атаки, то выбором положения его ЦТ продольную статическую устойчивость обеспечить нельзя.

В качестве примера, иллюстрирующего предложенный способ оценки продольной статической устойчивости экраноплана, автор исследовал Р. Д. Иродов проанализировал устойчивость при полете вблизи экрана самолета с треугольным крылом и расположенным на фюзеляже горизонтальным оперением, аэродинамические характеристики которого приведены на рис. 52. На рис. 53 те же характеристики перестроены в зависимости от  $m_{\Sigma}(C_p)$  при  $\bar{H} = \text{const}$  и  $\alpha = \text{const}$  ( $\bar{H} = \frac{H}{b}$ ;  $H$  — расстояние от ЦТ модели до экрана,  $b$  — хорда крыла). Тангенсы углов наклона

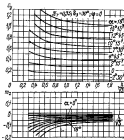


Рис. 52. Зависимость коэффициентов приращения силы и продольного момента самолета от относительного расстояния его до экрана. 2 — хорда крыла.

этих кривых являются соответственно запасами устойчивости по углу атаки  $m_{\Sigma}^2(\alpha) = \bar{x}_{\text{ЦТ}} - \bar{x}_{\text{РФ}}$  и по высоте полета над экраном

$$m_{\Sigma}^2(H) = \bar{x}_{\text{ЦТ}} - \bar{x}_{\text{РВ}} \text{ при центровке } \bar{x}_{\text{ЦТ}} = 0,35.$$

Из графика видно, что на любой высоте в пределах влияния экрана и при всех углах атаки отрицательный наклон кривой  $\alpha = \text{const}$  больше наклона кривой  $\bar{H} = \text{const}$ . Следовательно, фокус по углу атаки самолета расположен впереди фокуса по высоте. Это свидетельствует о продольной статической неустойчивости такого самолета при полете вблизи экрана.

Фокус по углу атаки крыльев малой удлиненности с приближением к экрану лишь немного смещается назад, в результате и изолированное крыло можно считать нейтральным по высоте над экраном или слабо неустойчивым. Значительная неустойчивость самолета, созданного по нормальной схеме, с широко расположенным

горизонтальным оперением объясняется тем, что при установившемся горизонтальном оперении в нижнем положении фокус по высоте над экраном сдвигается назад больше, чем фокус по углу атаки.

Установка оперения на фюзеляже вперед крыла (схема «утка»), очевидно, приводит к сдвигу фокуса по углу атаки вперед и практически не изменит положение фокуса по высоте над экраном, поскольку оперение будет подвергаться значительно меньшему влиянию земли, так как оно лежит выше крыла при положительных углах атаки и его площадь значительно меньше площади крыла. Отсюда следует, что самолет, спланированный

во схеме «утка», будет статически неустойчив при полете абдан экрана.

Таким образом, для обеспечения продольной статической устойчивости при полете абдан экраном поверхность экрановлап должна иметь специальную аэродинамическую компоновку, отличную от компоновок, характерных для самолетов с кромкой изогнутого удлинителя.

Одна из возможных аэродинамических компоновок экрановлап, предложенная А. Лианшином, имеет высоко расположенное и сильно развитое горизонтальное оперение. Такое оперение сдвигает фокус по углу атаки назад значительно больше, чем по высоте над экраном, поскольку оно находится в зоне слабого влияния экрана (по крайней мере на малых углах атаки). Эта схема обеспечивает положение фокуса по углу атаки позади фокуса по высоте над экраном в режиме максимального аэродинамического качества.

Другой схемой может являться «обесцукость» с панамом в кормовой части (тип принятой на самолете «Дракон» Т-35). С приближением к экрану панамы незначительно изменяет положение фокуса по углу атаки  $\bar{x}_{f\alpha}$ , но заметно сдвигает вперед фокус по высоте полета  $\bar{x}_{fH}$  за счет уменьшения относительного расстояния от экрана центральной части крыла с панамом вперед.

Для практических задач оценки статической устойчивости экрановлап по результатам испытаний его модели в аэродинамической трубе автор исследований рекомендует устойчивость аппарата оценивать по одной только производной, определенной как наклон экспериментальной кривой, полученной в результате

испытаний модели. В этом случае критерии устойчивости могут быть записаны в виде

$$\left. \frac{d\bar{m}_2}{d\alpha} \right|_{C_p=C_{p_0}, \alpha} < 0 \quad \text{или} \quad \left. \frac{d\bar{m}_2}{dH} \right|_{C_p=C_{p_0}, \alpha} < 0$$

(здесь  $C_{x_{в.н}}$  — коэффициент подъемной силы в горизонтальном установившемся полете). При  $\bar{m}_2^0 < 0$  может быть использован критерий

$$\left. \frac{dC_p}{dH} \right|_{\alpha, \beta=0} < 0.$$

Производные могут быть найдены как наклоны кривых  $\bar{m}_2$  (а) при  $C_p = \text{const}$ ,  $\bar{m}_2(\bar{H})$  при  $C_p = \text{const}$  или  $C_p(\bar{H})$  при  $\bar{m}_2 = 0$ . Анализировать устойчивость самолета, обычно допускают, что отклонение поверхности управления не изменяет положение фокуса по углу атаки, или, другими словами, наклона кривых  $\bar{m}_2$  (а). Принимая это допущение и для экрановлап и предполагая дополнительно, что отклонение органов управления не изменяет и положение фокуса по высоте над экраном, автор исследований рекомендует оценивать устойчивость по наклону соответствующей кривой  $\bar{m}_2(\alpha)$  или  $\bar{m}_2(\bar{H})$  при  $C_p = C_{p_0}$  и произвольному значению продольного момента.

В предыдущем параграфе были кратко рассмотрены основные результаты исследований летных характеристик двухместного экрановлап, выполненных группой американских специалистов под руководством Р. Галлингтона. Определенный интерес представляет и изучение устойчивости этого аппарата.

Авторы проекта экрановлап, в отличие от большинства зарубежных специалистов, считают, что необходимую устойчивость аппарата можно обеспечить правильным выбором аэродинамической компоновки в основных характеристиках горизонтального стабилизатора (его размаха и хорды, отстояния от ЦТ аппарата, расположения по высоте и т. д.). Их точка зрения совпадает с приведенным выше мнением А. Липшица. В результате уже первых испытаний модели своего экрановлап в аэродинамической трубе, в корде, и опытовом бассейне и в свободном полете (радиуправляемой модели) авторы установили следующее. Горизонтальный стабилизатор аппарата, выполненного по схеме «летающее крыло», должен иметь значительный размах (близкий к размаху корпуса — крыла). Кроме того, он должен быть установлен как можно выше над крылом (в соответствующем плане от ЦТ аппарата и ближе к его бортам (в случае установки непосредственно на крыле). Это позволяет избежать нежелательного влияния на работу стабилизатора близости экрана и вихревого следа крыла.

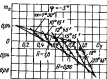


Рис. 53. Зависимость коэффициента продольного момента экрановлап от коэффициента подъемной силы при  $H = \text{const}$  и  $\alpha = \text{const}$  ( $\bar{H}$  — расстояние от ЦТ экрановлап до центра).

Пути решения проблемы устойчивости экранопланов, выбранные А. Липпишем и специалистами фирмы «Капасаки», полностью подтверждают данный вывод. Как уже отмечалось, исследовался экраноплан типа «летающее крыло», с фиксированным закрылком, кошкевыми шайбами и Т- или П-образным хвостовым оперением, закрепляемым на одной или двух хвостовых балках соответственно. В обоих вариантах модель стабилизатор был достаточно удален от крыла (по высоте и длине).

Эксперименты охватывали широкий круг вопросов, касающихся дальности на поверхности крыла и его аэродинамических характеристик.

Из полученных результатов, кроме уже рассмотренных выше, заслуживают внимания зависимости коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы, приведенные на рис. 54. Момент измеряли относительно точки, расположенной на хорде крыла, отстоящей от передней кромки на 50% длины хорды.

Наклон кривых зависимости коэффициента продольного момента от  $C_p$  равенный около 0,016 для модели I и около 0,1 для модели II (рис. 54), показывает, что значение этого коэффициента мало зависит от коэффициента подъемной силы крыла. Аэродинамический фокус аппарата удален от передней кромки крыла на 48,4% длины хорды

Рис. 54. Зависимость коэффициента продольного момента модели экраноплана от коэффициента подъемной силы.

$\Gamma$  — модель II;  $\Delta$  — модель I.

у модели I, а у модели II — на 40%. Более быстрое изменение продольного момента в функции  $C_p$  для модели II является следствием главным образом более быстрого роста давления около задней кромки крыла.

На основании своих исследований Р. Галлингтон и другие специалисты делают вывод о возможности успешного решения проблемы продольной устойчивости экраноплана, выполненного по схеме «летающее крыло» с развитым хвостовым стабилизатором.

Кратко остановимся на некоторых отличительных особенностях исследования Р. Галлингтона. Испытанные им модели экраноплана были выполнены по схеме «летающее крыло» (см. рис. 46) с удлинением около 0,66, имели кошкевые шайбы-полыны и развитый горизонтальный хвостовой стабилизатор (на рисунке не показан). Крыло имело закрылок, который фиксировался в аужком положении.

На экранопlane предусмотрены достаточно широкие шайбы-полыны, снабженные для снижения сопротивления при газировании аппарата реданом. Необычно в его конструкции также устройство в середине крыла центрального воллана.

На рис. 55 приведены зависимости коэффициента продольного момента (идаль от экрана) без оперения и с оперением от коэффициента подъемной силы, пересчитанного относительно точки, удаленной от передней кромки крыла на 40% длины хорды. Конечные шайбы были расположены параллельно экрану. Коэффициент продольного момента для модели без стабилизатора зависит от  $C_p$ . Значение его заметно падает при возрастании  $C_p$ , что свидетельствует об увеличении вихревого момента. Установка оперения весьма эффективно способствует стабилизации аппарата. Это приводит к выравниванию кривой  $C_m = f(C_p)$ .

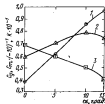


Рис. 55. Зависимость коэффициента подъемной силы и продольного момента, а также аэродинамического качества модели экраноплана от угла атаки при полете шайбы от экрана.

1 — коэффициент  $C_p$ ; 2 — коэффициент  $C_m$ ; 3 — аэродинамическое качество.

Продулкины модели установило также, что фокус крыла, соответствующий данному участку кривой коэффициента продольного момента, удален от передней кромки крыла на 48% длины хорды.



Рис. 56. Зависимость коэффициента продольного момента экраноплана без оперения (1) и с оперением (2) от коэффициента подъемной силы.

Интересные данные получены также в результате исследований Р. Галлингтона аэродинамических характеристик модели экраноплана при полете адала от экрана и зависимости от угла атаки, измеренного относительно основной линии концевой шайбы (рис. 56).

Коэффициент продольного момента рассчитывали относительно точки, удаленной от передней кромки крыла на 40% длины хорды.

Из графика видно, в частности, что экраноплан обладает продольной устойчивостью при углах атаки вплоть до  $\alpha = 10^\circ$  (до начала «ложки»).

По мнению автора исследования, для безопасной акцентуации экраноплана, особенно при вынужденном уходе его за пределы впадины земной, указанной выше продольной устойчивости недостаточно. Одни из наиболее эффективных путей ее дальнейшего повышения — увеличение размеров горизонтального стабилизатора аппарата. Высоко оценивается Р. Галлингтоном обеспечение безопасного отрыва аппарата от экрана.

### § 9. Современные методы экспериментальных исследований крыла и аппарата вблизи экрана

Несмотря на широкий размах теоретических исследований влияния близости экрана на аэродинамику крыла, основным и наиболее надежным методом изучения этой проблемы, по мнению зарубежных специалистов (Т. Казиро, А. Лаппин, Р. Галлингтон и др.), является эксперимент. К подобному выводу они пришли прежде всего вследствие сложности указанной проблемы, трудно разрешимой только теоретическим путем и при ограниченном объеме систематических (параметрических) опытных данных для их обобщения.

Как известно, одна из особенностей рассматриваемых здесь аппаратов — применение самых различных режимов движения: «ползания» по суше (по снегу и т. п.), плавание, глиссирование, околоскронное полета и полета за пределами впадины земной. Далеко не все современные экранопланы способны использовать все эти режимы движения. Необычайно широкий диапазон режимов движения экранопланов усложняет экспериментальные исследования данных аппаратов, потому что им соответствуют принципиально различные законы изменения действующих на них сил и законы подобия каленей. Еще более сложны для изучения переходные процессы при изменении режимов движения. В соответствии с указанными режимами весьма разнообразны и методы экспериментального исследования характеристик данных аппаратов (испытания моделей в гидроканалах и аэродинамических трубах, катапультируемых и буксирных, хордовых и радиуправляемых самоходных и пилотируемых моделей, натурные испытания востроенных аппаратов). По мнению ряда зарубежных специалистов (Х. Вейланд, А. Линнинг), только применение моделей различного масштаба — от продуваемых в аэротрубах до многотонных самоходных пилотируемых — обеспечивает получение необходимых данных для достаточно надежного представления об описанных качествах экраноплана.

Исследования в аэродинамических трубах. Экспериментальные исследования с помощью аэродинамических труб наиболее широко применяются в зарубежной практике. К настоящему времени этот метод определения аэродинамических характеристик элементов летательного аппарата (крыла, корпуса и т. д.) и в целом экраноплана хорошо отработан и достиг высокого со-

вершенства. Целью испытаний может являться определение сил и моментов, действующих на модель крыла или всего аппарата, определение влияния тех или иных конструктивных элементов крыла или аппарата (удлинения крыла, его толщины и т. д.) на аэродинамические коэффициенты путем так называемых параметрических испытаний. Довольно часто трубы применяют и для изучения того или иного явления лишь с качественной стороны путем визуализации потока. Например, Ш. Эндо использовал их для выбора оптимального расположения стабилизатора с учетом воздушных вихрей, стекающих с несущего крыла аппарата КАГ-3.

Не останавливаясь подробно на устройстве аэродинамических труб различного типа, укажем основные особенности их применения.

Выполненная в определенном масштабе модель исследуемого аппарата (или его элемента) закрепляется с помощью держав (обычно тонких стальных проволоок) на аэродинамических весах в рабочей части аэродинамической трубы.

В зависимости от числа измеряемых компонентов, полной аэродинамической силы и полного аэродинамического момента весы могут быть от однокомпонентных до шестикомпонентных. Наиболее широко распространены трех- и четырехкомпонентные весы. Первые из них позволяют решать простую задачу, т. е. измерять подъемную силу, лобовое сопротивление и момент тангажа.

Скорость воздуха в рабочей части зарубежных труб, используемых для изучения экранного эффекта, составляет 30—50 м/с.

По замерам на весках ускорения и моментам обычно для удобства их использования в расчетах определяют безразмерные коэффициенты  $C_x$ ,  $C_y$  и др.

Следует подчеркнуть важное обстоятельство, что для пересчета полученных в результате продувок данных на натуру необходимо выдержать равенство чисел Рейнольдса модели и натуре, определяющее подобие явления по силам вязкости, т. е.

$$Re_m = Re_n \text{ или } \frac{\rho v_m L_m}{\mu} = \frac{\rho v_n L_n}{\mu},$$

где  $v_m$  и  $v_n$  — скорость движения воздуха в трубе соответственно у модели и натуре, м/с;  $L_m$  и  $L_n$  — характерный размер модели и натуре (обычно хорда крыла  $b$ ), м;  $\mu = \frac{\rho}{\rho}$  — коэффициент кинематической вязкости (для нормальных условий:  $t = 15^\circ \text{C}$ ,  $\rho = 0,125 \text{ кг-с}^2/\text{м}^3$ ;  $\mu = 1,45 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$ ).

Скорость движения модели (или потока), исходя из равенства чисел Рейнольдса модели и натуре, должна быть

$$v_n = v_m \pi,$$

где  $\pi = \frac{L_m}{L_n}$  — масштаб модели.

В случае равенства этих чисел для натуре и модели соответствующие аэродинамические силы, действующие на них при масштабе модели  $m$ , будут определяться простым соотношением:

$$P_n = m^2 P_m.$$

Эксперименты с моделированием земли. При экспериментальных исследованиях особенностей околосредной аэродинамики крыла, а также аппарата основные трудности заключались в создании в трубе условий, аналогичных условиям полета аппарата в неподвижном потоке обтекания земли. Исследования законов аэродинамики в неограниченном потоке базируются на известном принципе обратности, согласно которому обтекание неподвижного тела в подвижном потоке (модель) принимают идентичным обтеканию его при движении в неподвижном воздухе (натура). В случае движения аппарата вблизи земли обтекание зависит от того, что находится в движении — аппарат или воздух. Поэтому исследования, основанные на принципе обратности, могут привести к недопустимым погрешностям.

Одна из основных причин искажения погрешностей — возникновение пограничного слоя у щитка, замкнутого в трубе земной. Этот пограничный слой, нарастая по толщине вдоль щитка, образует над моделью зону заторможенного воздуха (в виде вихря), вызывающую сужение жидкого сечения между моделью и экраном. В действительности же при полете экраноплана вблизи земли вихревой впадин заторможенного воздуха нет.

Имитация земли зарубежными специалистами осуществляется с помощью неподвижного зеркала, подвижного зеркала и двух моделей, представляющих собой как бы зеркальное отображение. Несмотря на указанный недостаток, отечественные и зарубежные специалисты (Д. Бялей, И. Рикант, Ш. Эндо и др.) широко применяют методику моделирования в аэродинамических трубах вблизи зеркала для исследования особенностей околосредной аэродинамики крыла.

Стремление устранить отмеченный выше недостаток экспериментов с неподвижным экраном побудило исследователей применить конструкцию зеркала, движущегося со скоростью, равной (или близкой) к скорости воздушного потока в рабочей части трубы (30—40 м/с). Впервые этот метод был предложен Эйфелем более 80 лет назад, а затем использовался в Нью-Йоркском университете (1934 г.) и в Германии (1936 г.).

Одним из наиболее успешно поставленных и весьма обширных экспериментальных исследований особенностей аэродинамики крыла вблизи земли с помощью движущегося зеркала являются опыты С. Н. Насикова (1935—1937). Им были созданы две специальные установки со скоростью движения зеркала соответственно 20 и 40 м/с.

Применяемый метод обладает наиболее полной образностью явления: в натуре движется самолет относительно неподвижной земли и воздуха (при штиле), в трубе — поток и экран (земля) с одинаковой скоростью относительно неподвижной модели. Этот метод имеет и другие достоинства, однако из-за значительной сложности установки с движущимся экраном он редко применяется в современной экспериментальной аэродинамике.

За рубежом наиболее распространена имитация земли методом продувки двух моделей (например, крыла), зеркально отражающих одна другую. Одно крыло (обычно верхнее) подвешивается к аэродинамическим весам, а другое крепится к устройству, допускающему необходимые изменения расстояния от него до первого крыла и углов атаки. В этом случае обтекание крыла весьма близко к движению вблизи земли.

Впервые рассматриваемый метод для исследований аэродинамики крыла вблизи земли был предложен и применен еще в 1918 г. Л. Прадделом, затем его использовали многие отечественные и зарубежные исследователи (Я. М. Серебрянский, С. Девальер, Р. Галлингтон и др.).

К наиболее существенным недостаткам подобной имитации земли следует отнести необходимость изготовления двух моделей и специального устройства в рабочей части трубы для их строго симметричного крепления. Кроме того, этот метод не может правильно передать спектр скоростей под моделью при небольшом расстоянии ее от земли.

Подробных данных о точности различных способов имитации земли при опытах в аэротрубах не опубликовано.

Исследования в опытовых бассейнах. Одним из наиболее важных и сложных вопросов проектирования экранопланов, по мнению зарубежных специалистов, является достаточно полное и точное определение их стартовых характеристик, т. е. режимов, обеспечивающих отрыв аппарата от воды (для земли). Особенно, как и в гидросамолетостроении, глубоко и полно эти параметры экраноплана могут быть изучены в результате испытания моделей в опытовых бассейнах (гидроканалах). Некоторые исследователи (например, А. Картер) успешно применили данный метод и для изучения особенностей аэродинамики крыла при движении вблизи экрана.

С помощью буксировки модели экраноплана в гидроканале можно исследовать самые различные режимы движения аппарата, которые он проходит в процессе плавания, глиссирования, отрыва от воды и полета вблизи экрана. Как и в аэродинамической трубе, в бассейне и процессе буксировки модели (обычно специальной буксировочной тележкой) замеряют и фиксируют действующие на модель гидродинамические силы (силы гидродинамического сопротивления и гидродинамической подъемной силы) и положение модели (угол дифферента, осадка носа и кормы). Чтобы исключить влияние аэродинамической подъем-

ной силы крыла аппарата, перед моделью устанавливают специальную аэродинамическую щит. Поскольку положение модели в процессе ее разбега, а следовательно, и углы атаки определяют в бассейне, подъемную силу крыла и его аэродинамическое сопротивление учитывают по данным продувок модели в аэротрубе.

Для правильного учета сил веса, играющих важную роль при испытаниях в воде, необходимо равенство чисел Фруда модели и натуре, т. е.

$$Fr_m = Fr_n$$

или

$$\frac{v_m^2}{gL_m} = \frac{v_n^2}{gL_n},$$

где  $g$  — ускорение силы тяжести ( $g = 9.81 \text{ м/с}^2$ ).

В случае равенства этих чисел для натуре и модели соответствующие силы при масштабе модели  $M$  будут определяться простым соотношением

$$P_m = n^3 P_n.$$

Таким образом, для пересчета гидродинамических сил модели на натуре скорость модели должна быть равна

$$v_m = v_n \sqrt{\frac{L_m}{L_n}},$$

т. е. уменьшена втрое натуре в  $\sqrt{M}$  раз.

Подобие по силам тяжести практически осуществляется значительно проще, чем подобие по силам вязкости (равенство чисел Рейнольдса). Сочетание обоих законов подобия, т. е. одновременное выполнение их в одном эксперименте, невозможно, поскольку для равенства  $Re$  необходимо увеличение скорости обдува модели в  $n$  раз, а для равенства  $Fr$  — уменьшение ее в  $\sqrt{M}$  раз.

Отменное обстоятельство подчеркивает всю сложность экспериментального исследования летательных характеристик рассматриваемых здесь аппаратов.

Для определения мощности в режиме плавания и глиссирования, т. е. когда аэродинамическими силами можно пренебречь, сопротивление движению экраноплана обычно определяют методами, широко применяемыми судостроителями, т. е. по Фруду. Напомним общую схему этого расчета. Из замеренного в бассейне сопротивления движению модели вычитают силы трения, зависящие от  $Re$ , определяемого по формулам, и рассчитывают потребляемую мощность энергетической установки судна. При расчете сопротивления экраноплана, движущегося в режиме глиссирования, значение его полного сопротивления

может быть в первом приближении определено также простым пересчетом с модели пропорционально кубу линейного масштаба.

Значительно сложнее определить сопротивление экраноплана в процессе его разбега, преодоление «горба» сопротивления и входа на расчетный режим околокранного полета. Трудности расчета обусловлены главным образом тем, что приходится учитывать одновременно действие на аппарат гидродинамические и аэродинамические силы, имеющие значения одного порядка. Поэтому, как и в гидросамолетостроении, при создании экранопланов испытание проводят в два этапа.

В процессе трубных испытаний модели замеряют значительные коэффициенты  $C_d$  модели, которое позволяет определить аэродинамическое сопротивление аппарата. В результате буксировочных испытаний модели находят ее полное гидродинамическое сопротивление, вычитая из которого аэродинамическое, нетрудно получить гидродинамическую составляющую. Далее, измеренное в трубе аэродинамическое, а в бассейне гидродинамическое сопротивление модели пересчитывают на натуре, как это было рассмотрено выше, для определения полного сопротивления движению аппарата и потребной мощности в функции от скорости его движения. Потребную мощность, необходимую для преодоления гидродинамических сил, обычно определяют пересчетом с модели по кубу линейного масштаба (т. е. как для гидросамолетов).

Выше были рассмотрены результаты обширных экспериментальных исследований основных характеристик экраноплана (см. рис. 46), выполняемые Р. Галдингоном. В процессе этой работы в аэродинамической трубе и бассейне проводились замеры характеристик, необходимых для последующих расчетов потребной мощности энергетической установки радиоуправляемой модели аппарата. Эти расчеты выполнялись приближенно по только что рассмотренной схеме. Результаты расчетов аэродинамического сопротивления модели в зависимости от скорости ее движения приведены на рис. 57. Там же показаны и кривые расчетаемой тяги двигателя модели. На графике видно, в частности, что двигатель обеспечивает запас по тяге на скорости, соответствующей «горбу» сопротивления около



Рис. 57. Зависимость аэродинамического сопротивления и тяги двигателя  $P$  модели экраноплана от скорости его движения. 1 — тяга двигателя; 2 — аэродинамическое сопротивление; 3 — гидродинамическое сопротивление; 4 — полное сопротивление модели по тяге.

2 кгс, а отрыва модели от воды происходит при скорости приблизительно 11,5 м/с.

Изучение морозодности аппарата, т. е. его поведения на взволнованной поверхности с замером параметров килевой и вертикальной качки, заливаемости и забрызгиваемости, а иногда и ускорений, производится в процессе проведения так называемых морозодных испытаний модели в опытовом бассейне на различном волнении и при заданной скорости.

**Другие методы исследования.** В зарубежной практике, особенно в последние годы, находят широкое применение и такие методы экспериментальных исследований аэродинамических характеристик экраноплана, как катаультирование маломасштабных моделей на специальных треках, испытание кордовых и радиоуправляемых моделей, буксировка моделей с помощью специальных катеров или тележек и, наконец, испытание крупных, пилотируемых моделей, иногда оборудуемых для этих целей килевыми дисками. Не рассматривая все эти методы подробно, кратко остановимся на некоторых их особенностях.

Как правило, все указанные методы (исключая испытания пилотируемых моделей) преследуют цель изучить влияние аэродинамической и конструктивной компоновки аппарата, т. е. расположение его ЦТ, размеров и осевых элементов (корпуса, крыла, хвостового оперения и др.), на характеристики продольной статической устойчивости (взвода и поперечной). Наряду с помощью некоторых из этих методов, например испытания самолетных радиоуправляемых и буксируемых моделей, изучают стартовые характеристики экраноплана.

Чаще всего исследователи, проводя серию испытаний, стремятся выявить оптимальные в отношении устойчивости аппарата размеры и расположение его элементов, а также ЦТ. При этом размеры и расположение изучаемого элемента, например, горизонтального стабилизатора, варьируются по определенной схеме.

В 1963 г. Х. Вейлянд успешно исследовал устойчивость экраноплана по различным схемам с помощью маломасштабных катаультируемых моделей. Для изучения устойчивости модели в сложных гидрометеорологических условиях на треке искусственно создавались порывы ветра и морские волны. С целью имитации волнения по волу трека были установлены деревянные рейки.

В последние годы ряд зарубежных исследователей (например, Р. Галликетто) успешно применяли испытания кордовых моделей для изучения устойчивости экраноплана и влияния на нее типа и расположения горизонтального стабилизатора, двигателя и ЦТ аппарата. Как известно, кордовые модели самолетов давно и весьма широко используются авиамоделюстами всего мира. Они представляют собой небольшие самолетные модели, закрепленные на корде (обычно капроновой жилке),

конец которого держит экспериментатор в центре ровной площадки. Испытания отличаются простотой и сравнительно большими возможностями для изучения ряда летных характеристик экраноплана.

Буксировка модели аппарата с помощью специального катера-буксировщика в открытом водоеме чаще всего применяется для изучения режимов глиссирования, взлета и посадки, а также устойчивости и морозодности экраноплана. В процессе этих испытаний, как и в опытовом бассейне, измеряют и фиксируют силы и моменты, действующие на испытываемую модель, а также ее положение относительно поверхности воды (рис. 58). Американская фирма «Локхид» в качестве катера-буксировщика применяет быстрозначный катер на подводных крыльях, оборудованный мощными турбореактивными двигателями.



Рис. 58. Испытание модели экраноплана с помощью катера-буксировщика.

Как уже отмечено, для изучения устойчивости и управляемости рассматриваемых аппаратов все чаще применяют большие радиоуправляемые модели, несмотря на сложность их создания и фиксации полученных результатов. Этот метод изучения указанных характеристик экраноплана, выполненного по аэродинамической схеме «стак», был, в частности, использован английской фирмой «Коллинг», а в 1971 г. американскими специалистами Р. Галликеттоном, М. Маллером и др.

Иногда с целью всестороннего исследования всего комплекса вопросов аэродинамики экраноплана экспериментаторы последовательно применяют ряд методов. Например, в конце 70-х годов Р. Галликетто со своим коллегами для изучения аэродинамики экраноплана, выполненного по новой схеме и с несколькими вариантами хвостового оперения, провел помимо трубных испытаний кордовых и радиоуправляемых моделей. Только такое комплексное изучение аэродинамики аппарата позволило получить ценную всестороннюю информацию о всех особенностях новой схемы экраноплана.

Во многом зарубежными специалистами, одним из последних этапов проектирования крупных экранопланов должно быть



создание полнатурных, самоходных пилотируемых моделей этих аппаратов. Совершенно очевидно, возможности для выполнения самых различных исследований с помощью пилотируемых моделей, хорошо оборудованных измерительной и фиксирующей аппаратурой, неизмеримо выше, чем у любого из рассмотренных нами методов.

Полученные данные будут отличаться высокой точностью, обеспечивающей необходимую достоверность при последующем переносе их на натуру.

Считается, что также важнее, но не поддающиеся достаточно точным расчетам и плохо моделируемые качества модели, как морфологичность, устойчивость, управляемость, ряд переходных процессов (валет, посадка и др.), правильность выбранной аэродинамической компоновки и эффективность различных стартовых устройств, могут быть изучены только с помощью пилотируемых моделей.

В зарубежной практике известны всего два случая создания подобных моделей экранопланов. Это построены в 1963 г. Х. Вейландом самоходная модель «Малый Вейланддрафт» массой 4,3 т, которая, как уже отмечалось, разбилась во время первого летного испытания, и построенная фирмой «Винк Рэсер Корпорейшн» большая пилотируемая модель экраноплана «Колумбия». Значительную часть созданных в настоящее время за рубежом опытных экранопланов (А. Линнша, В. Корнежа и др.) можно рассматривать в качестве полнатурных пилотируемых моделей. Их целевое назначение — исследование возможности создания подобных достаточно крупных транспортных экранопланов. Правда, эти модели не совсем подобны будующим экранопланам, в их аэродинамическая и конструктивная компоновка обычно выполнена довольно грубо (модели В. Корнежа, KAG-3 и др.).

Основными недостатками проведения экспериментальных исследований с помощью пилотируемых моделей является сложность, дороговизна и продолжительность постройки моделей и проведения экспериментов.

Для исследования влияния земли на аэродинамические характеристики крыла за рубежом неоднократно применялись и натурные испытания самолетов-моделей в момент их предполетного полета у самой земли. Замеренные значения высоты полета, тяги винта и скорости позволяли в этом случае определять аэродинамические характеристики самолета ( $C_p$ ,  $C_x$ ,  $C_m$  и др.) и сравнивать их с соответствующими значениями, снятыми при полете вдали от земли.

Испытание построенных за рубежом опытных экранопланов также следует отнести к натурным исследованиям, позволяющим получать ценный экспериментальный материал, как это будет показано на примере испытаний японского экраноплана KAG-3.

За рубежом построено около 25 небольших опытных экранопланов, выполненных по различным аэродинамическим и конструктивным схемам. Известны также десятки предложений, патентов, проработок и проектов экранопланов, которые не удалось осуществить. Несмотря на обилие материала, в настоящее время еще невозможно отметить какие-либо общие тенденции в конструктивном оформлении этих аппаратов. Различные экраноплановые характеризуется широким поиском оптимальных технических решений.

Ниже кратко описаны основные конструктивные особенности конкретных аппаратов. Наибольшее внимание уделено построенным экранопланам, а также интересным и оригинальным несуществующим проектам.

Рассмотрены особенности судов, использующих аэродинамические силы поддержания, т. е. судов с воздушной разгрузкой.

#### § 10. Первые проекты экранопланов

Экранопланом Т. Каарно. Первый аппарат, использующий благоприятное влияние близости экрана на несущую способность крыла, был построен финским специалистом Т. Каарно. В начале 30-х годов Т. Каарно провел первые эксперименты с различными моделями экранопланов и затем более 30 лет работал над усовершенствованием подобных аппаратов. Первую довольно крупную, но буксируемую модель аэросаней-экреноплана он испытал зимой 1935 г. над замерзшей поверхностью озера. Этот аппарат представлял собой поставленное на лыжи крыло малого удлинения (размером  $2 \times 2,6$  м) с массой примерно 50 кг. Для снижения лобового сопротивления аппарата водитель размещался в кабине крыла лежа. В качестве буксировщика использовались специально оборудованные аэросани. При полете вблизи поверхности снега и льда лобовое сопротивление аппарата составляло 5,9 кгс при затрачиваемой мощности 1,5 л. с. Значение аэродинамического качества аппарата на расчетном режиме достигало 15.

Несмотря на то что модель, буксируемая аэросанями, выходила на расчетный режим околосреднего полета, обнаруженную во время испытаний продолжительную неустойчивость изобретатель устранить так и не удалось. К счастью сказать, аэросани устойчивости экраноплана, по мнению зарубежных специалистов (Ш. Эндо и др.), в настоящее время не может считаться окончательно решенной.

В 1935—1936 гг. Т. Каарно оборудовал свой аппарат двигателями мощностью 16 л. с. (с воздушным винтом), установив

Основные технико-экономические характеристики

Страна	Тип самолета/мотор	Аэродинамические данные	Год постройки	
			Первый	Последний
Финляндия	Т. Каллио, № 2 «Ароскан» № 50, Т. Каллио	«Летающее крыло»	1925	1
			1942	2
Швеция	Н. Тронг «Аробота», Н. Тронг	«Летающее крыло»	1928	4
			1939	1
США	«Арсонтер», GEM-1, У. Бертольдсон	Близкие к классическому крылу»	1930	1
			1961	1
	«Арсонтер», GEM-2, У. Бертольдсон	Близкие к классическому крылу»	1962	4
			1963	2
	В. Б. Коратик (фирма «Локхид»)	Близкие к самолетной	1965	2
			1965	2
	Н. Дюкиссон	«Летающее крыло»	1963	2
	Полостарумова модель «Малый Вейланд-крант», Х. Вейланд (фирма «Эвер Карст»)	Близкие к самолетной (форма тандем)	1964	1
VRC-1, С. Ретарет (фирма «Вокс Ретарет»)	«Летающее крыло»	1964	2	
X-112, А. Липшиц (фирма «Коллиер Риддинг»)	Самолетная	1964	1-2	
ФРГ	X-113, «Аэрофобота», А. Липшиц (фирма «Рейффлюкс-турбу») X-114, А. Липшиц (фирма «Рейффлюкс-турбу»)»	Самолетная	1970	1
			1976	1
Япония	KAG-3 (фирма «Кавасуки»)	«Летающее крыло»	1963	2

параметры, построенных за рубежом

Таблица 1

Масса, килограммы, кг			Размеры, м			Максимальная скорость, км/ч	Тип двигателя	Средняя скорость, км/ч
полная	взлетная	состояние на взлете	длина	высота (размах)	крыла			
440-500	240	80 100-160	2,44 8,0	1,83 3,0	— 1,7	1×16 1×30	Воздушный винт	22,4 80
3000	—	—	—	—	—	2×100		
600	580	100	—	—	—	1×60	Гребной винт	—
410	330	80	4,27	2,63	—	1×65	Воздушный винт	60-85 129 130
640	520	120	5,73	2,33	—	1×115		
1140	820	320	7,33	2,38	1,68	1×180		
630	430	200	3,95	4,75	—	1×50	Гребной винт	83 -110
440	240	200	~5,7	4,0	~1,5	1×75		
500	300	200	7,95	—	—	1×190	Воздушный винт	130 148
4300	—	150	15,8	9,5	—	2×200		
2300	—	200	7,3	—	—	ГТД	Воздушный винт	137 143
300	170	160	7,7	4,26	1,93	1×35		
345	255	90	8,43	5,83	2,07	1×50	Воздушный винт	220 200
1350	—	430 (или 5 чел.)	—	9,0	—	1×205		
600	-400	-200	6,25	5,26	1,63	80	Гребной винт	110

его за кабиной водителя. Во время первого же испытания над поверхностью замерзшего озера аппарат развил скорость 22 км/ч. Однако проблема устойчивости, как и в первом случае, не была решена. Основные технические характеристики данного аппарата и других построенных за рубежом аппаратов приведены в табл. 1.

В январе 1935 г. Т. Карно запатентовал свое изобретение, назвав такой тип аппарата «крыло-таран».

**Проект Д. Уорнера.** С 1928 г. экспериментами по снижению сопротивления быстроточных катеров занимался американский инженер Д. Уорнер. Он пришел к выводу, что одним из наиболее эффективных путей решения проблемы повышения скорости на воде является использование привода «воздушной смазки» или воздушной подушки.

Как уже отмечалось, в 1929 г. Д. Уорнер на оз. Комплуз в США испытал свой первый катер со смазкой. Второй катер, весьма сложный по своей конструкции с первым, он представил для испытаний ВМС США. Во время испытаний оба катера теряли ход на волнении вследствие вытеснения волной воздуха из-под корпуса. С целью устранения этого недостатка автор переработал свой проект. В 1930 г. Д. Уорнер на р. Коннектикут во время гонок испытал свой новый катер. На этом катере, как и на двух предыдущих, для образования под днищем воздушной подушки (или «воздушной смазки») использовались только скоростной напор встречного потока воздуха. Чтобы воздух не вытекал из-под днища, катер имел skeg и подруливающие штыки (в носу и корме). Кормовой штык регулировался в зависимости от состояния волнения. Для отрыва катера от воды во время старта (до разгнания необходимой скорости) использовались выхлопные газы двигателей. Движителем служил гребной винт.

Во время гонок задний штык катера, который был выполнен из полота и отгибался стальными шариками, вышел из строя. На половине дистанции катер внезапно взмыл на высоту до 4,5 м. Д. Уорнер был выброшен из кабины. Однако это же охладило затуманенные изобретателя, и он в том же году разработал новый катер со skegami.

Опыт над катерами привел Д. Уорнера к созданию проекта аппарата, названного им «компрессорным самолетом» (1939—1940).

Как видно из рис. 59, аппарат выполнен по четкой выраженной самолетной схеме типа «утка» с весьма сложной системой крыльев. Он оборудован системой поддува с двумя мощными вентиляторами, поддувшими воздух под широкое куполообразное днище аппарата и тем самым облегчающим выход экраноплана на расчетный режим.

В качестве маршевых двигателей на экраноплане предполагалось установить два авиационных двигателя (с воздушными

винтами), размещенными на основном несущем крыле. Таким образом, в этом проекте впервые было предложено разделение энергетической установки на группы стартовых (поддувных) и маршевых двигателей, обеспечивающих крейсерские режимы движения аппарата.

Организм устойчивости и управления экранопланом должны были служить развитые предкрылки и рули поворота, установленные на основном несущем крыле.

Впоследствии Д. Уорнер продолжал свои работы по дальнейшему совершенствованию систем старта и устойчивости экранопланов — сложнейших проблем создания рассматриваемых аппаратов. В середине 40-х годов он построил ряд самоходных (непilotируемых) моделей экранопланов, которые в основном подтвердили его расчетные данные.

**Экраноплан И. Тронга.** В конце 30-х годов, после длительных исследований моделей, шведским инженером И. Тронгом были построены для самоходных пилотируемых экранопланов. Оба аппарата были сконструированы по схеме «летающее крыло» с двумя плавниками-шайбами по бортам.

Вначале был построен катер массой 3 т. До создания аппарата Х. Вейланда (1964 г.) он был наиболее крупным аппаратом данного типа. Экраноплан представлял собой крыло малого удлинения с относительной толщиной около 20%, установленное на два ползавка (рис. 60). В остекленной кабине корпуса размещались водитель и пассажиры. В качестве энергетической установки на аппарате были применены два авиационных двигателя с воздушными винтами (мощностью по 100 л. с.). Двигатели должны были обеспечивать катеру скорость движения до 110 км/ч. Для управления аппаратом во курс служили два воздушных руля, установленные в хвостовой части ползавков. Предполагалось, что продольная стабильность аппарата будет обеспечиваться с помощью развитых ползавков. Для этого центр аэродинамического давления был расположен позади ЦТ катера, а центр гидродинамического давления впереди ЦТ. С увеличением угла

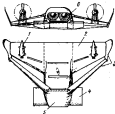


Рис. 60. Схема аппарата Д. Уорнера (проект).

1 — маршевые двигатели; 2 — носовый винт; 3 — стабилизаторы и управление аппаратом; 4 — носовые крылья; 5 — хвостовые экранопланы.

атаки крыла ЦД перемещался в корму и повлиять на вращающийся момент, который парировался поплавками.

Катер отличался также и тем, что носовая часть поплавков была оснащена стабилизирующими килем, которые закрепляла



Рис. 60. Троиховый зевроплан Н. Троица.

катер внутрь шаркуляции и препятствовали его скользянию.

Подробных сведений об испытании аппарата в печати не появлялось. Вероятно, они не были очень успешными, что в ка-



Рис. 61. Зевроплан Н. Троица «Азробот».

кой-то мере подтверждается постройкой Н. Троицом второго катера под названием «Азробот» (рис. 61), весьма напоминавшего первый, но массой всего 0,6 т. «Азробот» отличался от первой модификации лишь открытой односторонней кабиной, размещенной непосредственно на верхней части крыла, гребным

винтом с приводом от четырехцилиндрового двигателя и небольшим подводным крылом, установленным в районе задней кромки носового крыла. Это подводное крыло предназначалось, по-видимому, для обеспечения продольной устойчивости движения аппарата на расчетном режиме.

Для управления по курсу на зевропланах была предусмотрена два размещенных на поплавках хвостовых оперения, аналогично управляющим поверхностям у аппарата первой модификации.

Позднее Н. Троицом был разработан проект военного катера по той же схеме («летающее крыло»). По-видимому, не совсем удачные испытания первых катеров в какой-то степени объясняют отказ военного командования от его строительства.

## § 11. Зарубежные зевропланы послевоенной постройки

Зевропланы Т. Каарно. В первые послевоенные годы за рубежом интенсивные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию судов на воздушной подушке и зевропланов не проводились. Все работы в области околосредной аэродинамики осуществлялись главным образом в целях повышения взлетно-посадочных характеристик самолетов.

Несмотря на это и на ряд неудач, Т. Каарно настойчиво продолжает совершенствовать свои аппараты. В 1949 г. он построил новый зевроплан с двигателем мощностью 20 л. с., который во время испытаний валил на воздушной подушке над сушей и водной поверхностью с четырьмя пассажирами на борту. Однако мощности двигателя оказалось недостаточно для выхода на расчетный режим околосредного полета.

Затем Т. Каарно строит еще ряд зевропланов. Последний из них («Азоробот № 8»), испытанный уже в 1963—1964 гг., сильно отличался от всех предыдущих модификаций. Он представлял собой несущее крыло малого удлинения, опирающееся на два боковых поплавка-лампы (рис. 62). На крыле установлены довольно развитый корпус с кабиной водителя, хвостовое оперение и специальное стартовое устройство из двух небольших крыльев, соединенных шарнирами. Поворотное крыло позволяло в момент старта направлять струю воздуха от винта под главное несущее крыло и создавать таким образом необходимый подъем (т. е. обычную статическую воздушную подушку). По замыслу автора, это устройство оказалось достаточно эффективным. Для лучшей стабилизации и управления аппаратом по курсу служило вертикальное оперение, размещенное по бортам аппарата. Продольная и поперечная управляемость обеспечивалась аэродинамическими, смонтированными на основном крыле.

Одной из особенностей аппарата являлись хвостовые балки с небольшими стабилизирующими поверхностями на концах.

предназначенные для повышения продольной устойчивости. Экранолан был оборудован лопками поршневым двигателем «Фольксваген» с воздушным винтом.

Т. Каарно построил около восьми различных модификаций экранопланов, прежде чем ему удалось достаточно близко подойти к практическому осуществлению своей идеи.

Катер Х. Зундштедта. В 1948 г. американский специалист Х. Зундштедт построил шестиместный катер-экраноплан, выполненный по схеме «летающее крыло». Катер представлял собой толстое крыло весьма малого удлинения ( $\lambda=0,3$ ), установлен-

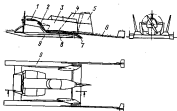


Рис. 62. Схема экраноплана Т. Каарно «Аэроскан № 8». 1 — носовое крыло; 2 — заднее надкрылье; 3 — корпус; 4 — носовая подставка; 5 — винт; 6 — стабилизатор; 7 — руль; 8 — хвостовая стабилизаторная балка; 9 — носостопка; 10 — заднее крыло; 11 — лопка.

ное на два поплавка. «Водитель и пассажиры размещались в закрытой кабине в носовой части корпуса-крыла. Поплавки в средней части имели redan для облегчения выхода катера на расчетный режим.

Энергетическая установка аппарата, в качестве которой был использован авиационный двигатель, размещалась в кормовой части катера за пилоне. Двигителем служил двухтактный воздушный винт в носадле.

Продольная стабилизация катера обеспечивалась кормовым поворотным закрылком, установленным за винтом между поплавками. В качестве органов управления служили два водонепроницаемых, смонтированных в кормовых частях поплавков.

Во время испытаний катера было установлено, что, несмотря на скорость глиссирования более 74 км/ч, подъемной силы корпуса-крыла оказалось недостаточно для полного отрыва аппарата от воды и выхода его на режим околокрылатого полета.

Особенности архитектуры катера дают основание предполагать, что послужило основой причиной неудачи автора: вследствие очень малого удлинения корпуса-крыла его верхняя поверхность в создании подъемной силы участия практически не принимала. В то же время известно, что у экранопланов доля зоны разрежения над крылом в создании подъемной силы весьма значительна. Помимо этого площадь зоны повышенного давления под крылом была недостаточной для развития необходимой подъемной силы.

Размещение воздушного винта за крылом и доволнительный отсос воздуха с его верхней поверхности лишь незначительно улучшали аэродинамическую компоновку аппарата.

Аппараты У. Бертельсона. Одним из первых и последними годами в США начал свои работы в области создания аппаратов, использующих благоприятное влияние близости земли, У. Бертельсон. Он поставил перед собой цель построить легкую амфибию для личного пользования, которая могла бы заменить и автомобиль и прогулочный катер.

Начиная с 1958 г. У. Бертельсон создал три аппарата: GEM-1, GEM-2 и GEM-3\*, — сложив в решении основных конструктивных вопросов. Эти аппараты построены по принципу образования подъемной силы, в известной мере аналогичному идее Т. Каарно, осуществленной в аппарате «Аэроскан № 8».

Рассматривая аэродинамическую компоновку экранопланов У. Бертельсона, нетрудно убедиться, что этим аппаратам присущи черты и судов на воздушной подушке и экранопланов. Эта особенность наиболее заметна на первом экраноплане, представлявшем собой одноместный аппарат массой 0,44 т с жестким крылом, огражденным с боков высокими стенками (рис. 63). Открытая кабина водителя размещалась непосредственно в крыле. В качестве энергетической установки на аппарате был использован двигатель мощностью 65 л. с. с воздушным винтом, обеспечивающий скорость движения до 74 км/ч. Все три аппарата У. Бертельсона, впрочем, как и экранопланы Т. Каарно, были оборудованы одним двигателем и для старта и для полета на расчетном режиме. Высота подъема аппарата (при массе 408 кг) составляла всего около 5 см. Старт аппарата осуществлялся за счет создания воздушной подушки путем подачи под несущее крыло струи воздуха от винта с помощью системы направленных заслонок (дефлекторов). Стабилизация аппарата и его управляемость в разных плоскостях обеспечивались рядом стабилизирующих и управляющих элементов: асбальнитных предкрылков, установленных непосредственно за воздушным винтом, высококорсажленного стабилизатора

\* GEM — Ground Effect Machine — аппарат, использующий влияние близости земли.

и разнесенных по бокам рулей направления. Во время испытаний GEM-1 преодолевал 20-градусный склон.

Следующий аппарат GEM-2 массой около 0,5 т У. Бертельсон построил двухместным. Он отличался от прототипа главным

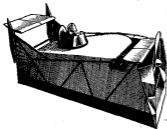


Рис. 63. Аппарат У. Бертельсона GEM-1.

образом довольно развитым корпусом, в котором размещалась закрытая кабина, и однокильным вертикальным оперением, установленным в струе воздушного вихря (рис. 64). В качестве



Рис. 64. Аппарат У. Бертельсона GEM-2.

энергетической установки на аппарате был использован двигатель мощностью 72 л. с., обеспечивавший скорость полета до 82 км/ч при высоте подъема до 10 см. Расположение дви-

гателя перед основным кормовым крылом обуславливало интенсивный обдув его верхней поверхности струей воздуха, отбрасываемого вихрем. Одновременно под крылом, ограниченном с боков шайбами, создавалась зона повышенного давления, что также способствовало подъему аппарата при его старте. Горизонтальное оперение на аппарате отсутствовало; продольная устойчивость и управляемость обеспечивались с помощью поперечных управляющих плоскостей, установленных за воздушным вихрем.

В 1963 г. У. Бертельсон испытал свой третий, самый крупный четырехместный аппарат GEM-3 («Аркоптер»). Несмотря на то что этот аппарат являлся лишь дальнейшим развитием идеи автора, его компоновка резко отличалась от компоновки пре-



Рис. 65. Аппарат У. Бертельсона GEM-3 («Аркоптер»).

дыущих аппаратов. В основе аппарата лежали два несущих крыла, установленные на различной высоте и ограниченные с боков высокими стенками (рис. 65). Четырехместная кабина размещалась на переднем крыле. Двигатель был установлен за кабиной перед кормовым крылом. Подобное расположение двигателя-двигательной установки обеспечивало интенсивный отсос воздуха с верхней поверхности крылообразной кабины аппарата и способствовало увеличению подъемной силы. Благодаря повышенной мощности энергетической установки до 150 л. с. максимальная скорость аэроплана повысилась до 176 км/ч при крейсерской скорости 130 км/ч. Высота подъема аппарата составила около 45 см.

Стабилизацию аэроплана и его управляемость осуществляли рулем высоты (закрылок), установленным на кормовом крыле, и вертикальным оперением, расположенным в струе вихря. В целях улучшения стартовых характеристик под передним крылом предусматривали управляемую захлопку, препятствующую вытеканию воздуха из-под крыла в начале движения и образующую контргити. Кроме того, аппарат был оборудован

четырёхколесным шасси. В конструктивном отношении этот аппарат имел общие черты с двумя предыдущими.

Все аппараты У. Бертелсона успешно прошли испытания, показав довольно высокие маневренные и амфибийные качества. Они могли передвигаться над водой, сушей, снегом и болотом.

Экраноплан Н. Дискансона. Почти одновременно с У. Бертелсоном в США начал эксперименты и строительство опытного самолётного пилотируемого катера-экраноплана инженер-физик Н. Дискансон. Построенный им в 1962 г. двухместный аппарат массой 0,5 т выполнял по схеме «летающее крыло» (рис. 66). Несущее крыло малого удлинения установлено по дну поплавка с реданами.



Рис. 66. Экраноплан Н. Дискансона.

Даже среди рассматриваемых экспериментальных экранопланов, как правило, с плохой аэродинамикой, аппарат Н. Дискансона отличается весьма несовершенной аэродинамической компоновкой. Так, водителю и пассажиру размещаются в краслах, установленных непосредственно на поплавках, и тем самым создают большое аэродинамическое сопротивление (я следовательно, снижают аэродинамическое качество аппарата).

Одна из особенностей аппарата — применение аэопланта как основного материала. В качестве энергетической установки на аппарате смонтирован реакционный двигатель мощностью 190 л. с., вращающий воздушный винт. На полной мощности экраноплан развивал скорость более 140 км/ч. Кормовые внешние прожекторы поплавков отстояли от поверхности воды всего на 13 см. В процессе испытаний экраноплана было замечено, что при скорости 116 км/ч поджимающая сила крыла составляла около 227 кгс, а при скорости 112 км/ч катер полностью поднимался из воды. В целях облегчения старта и выхода аппарата на

расчетный режим выхлопные газы двигателя в момент разбега подавались по специальному трубопроводу под днище поплавка (за реданами). Для управления по курсу было предусмотрено довольно развитое вертикальное оперение, установленное за двигателем в струе воздушного потока, отбрасываемого винтом.

Во время испытаний в 1963 г. экраноплан показал достаточно хорошие мореходные качества, в частности, выходил на расчетный режим движения при высоте воды до 0,25 м. В течение ряда лет он эксплуатировался на реках и озерах США.

Экранопланы фирмы «Локхид». С 1960 г. разработкой и постройкой опытных экранопланов в США занимается американская фирма «Локхид». Здесь в 1963 г. под руководством В. Б. Коринга на базе небольшого катера была построена двухместная летающая лодка с крылом, оборудованная конце-



Рис. 67. Катер-экраноплан фирмы «Локхид» при движении на расчетном режиме.

выми шайбами (рис. 67). После переоборудования полная масса катера с экипажем из двух человек составила 0,63 т.

Установленное на палубе катера крыло с удлинением 4,75 и площадью около 18,3 м<sup>2</sup> имело профиль NASA 66206 с относительной толщиной 6%. Открытая кабина для экипажа находилась в корпусе катера перед несущим крылом. Корпус катера выполнен в основном из алюминия фирмы; лодковый двигатель мощностью 50 л. с. обеспечивал скорость до 83 км/ч. Интересно отметить, что до переоборудования катер развивал скорость лишь около 57 км/ч. Таким образом, только за счет установки на катере крыла скорость повысилась примерно на 50%. Заметно улучшились и мореходные качества катера. Для продольной устойчивости были предусмотрены две небольшие носовые гидрорыбки. Управление по курсу осуществлялось обычным водным рулем.

В результате всесторонних испытаний катера получены ценные данные. Так, аэродинамическое качество достигало 14, т. е. почти удвоилось по сравнению с гидродинамическим качеством исходного (гидроциклового) катера. Кроме того, установлено, что аэродинамический фокус крыла катера с приближением к жару смешался с 25% САХ при продувке модели

ктера являл от поверхности экрана до 40—50% САХ на расчетном режиме околоранного полета.

Катер экранолан «Клипер», востроенный в 1965 г., резко отличается от предыдущего (рис. 68). Это двухместный турбулентный катер с крылом малого удлинения. При массе катера 0,44 т и длине корпуса около 5,7 м размах крыла составляет 4 м ( $S_{\text{кр}}=11,5 \text{ м}^2$ ). Крыло оборудовано односторонними коцевыми шайбами и закрылками, которые, по-видимому, могут работать и в режиме элеронов.

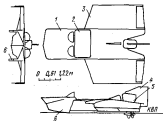


Рис. 68. Схема двухместного экранолана В. Б. Коржиня «Клипер» (фото «Лоскал»).

1 — корпус; 2 — секция кабины; 3 — носовое крыло с аilerонами шайбы; 4 — передний край; 5 — задний край; 6 — носовые шайбы (айлероны) крыла.

Одной из особенностей этого аппарата были носовые бортовые стенки (шайбы), установленные на корпусе и предназначенные для улучшения подвода встречного потока воздуха под днище катера с целью использования его в качестве «поддушки смазки». Подвесной двигатель мощностью 75 л. с. обеспечивал скорость движения до 110 км/ч. Для управления катером по курсу на полной скорости служил воздушный руд. В процессе ходовых испытаний катера-эканолана его аэродинамическое качество при скорости 110 км/ч составило около 19.

В последнее время под руководством В. Б. Коржиня был разработан проект военно-транспортного экранолана массой 18,1 т.

Эканоланы Х. Вейланда. В 60-е годы ряд экспериментов проводит швейцарский инженер Х. Вейланд, известный до этого как конструктор скоростных катеров на воздушной подушке.

В 1963 г. Х. Вейланд заключил контракт с американской фирмой «Уэст Коуст» на совместную разработку и постройку экранолана.

Разработанные в США Х. Вейландом проекты экраноланов резко отличаются по компоновке от всех известных аппаратов данного типа. Они представляют собой двухкорпусную конструкцию с двумя крыльями так же относительно большого удлинения ( $\lambda=5$ ). В хвостовой части между разнесенными на оба корпуса вертикалями оперением установлен стабилизатор с рулем высоты. По замыслу автора, подобное расположение крыльев в хвостовой оперении должно было обеспечить высокую продольную устойчивость аппарата во всех режимах его полета.

После обширных модельных исследований, включавших продувки модели в аэротрубах, испытания самоходных моделей на треке и пр., в 1964 г. Х. Вейланд построил самоходную вилотурную модель массой 4,3 т, названную им «Малым Вейландкрафтом» (рис. 69). Она в значительной степени нарисовала проект транспортного экранолана «Большой Вейландкрафт» и предназначалась для окончательной проверки результатов, полученных в процессе испытаний маломасштабных моделей. При длине 15,8 м эта модель имела размах крыльев 9,5 м. Энергетическая установка — два авиационных двигателя мощностью по 260 л. с., размещенные на носовых в носовой части корпусов аппарата. Движителями служили трехлопастные ВРШ. Они обеспечивали аппарату скорость движения на расчетном режиме околоранного полета до 148 км/ч.

Она в значительной степени нарисовала проект транспортного экранолана «Большой Вейландкрафт» и предназначалась для окончательной проверки результатов, полученных в процессе испытаний маломасштабных моделей. При длине 15,8 м эта модель имела размах крыльев 9,5 м. Энергетическая установка — два авиационных двигателя мощностью по 260 л. с., размещенные на носовых в носовой части корпусов аппарата. Движителями служили трехлопастные ВРШ. Они обеспечивали аппарату скорость движения на расчетном режиме околоранного полета до 148 км/ч.

Она в значительной степени нарисовала проект транспортного экранолана «Большой Вейландкрафт» и предназначалась для окончательной проверки результатов, полученных в процессе испытаний маломасштабных моделей. При длине 15,8 м эта модель имела размах крыльев 9,5 м. Энергетическая установка — два авиационных двигателя мощностью по 260 л. с., размещенные на носовых в носовой части корпусов аппарата. Движителями служили трехлопастные ВРШ. Они обеспечивали аппарату скорость движения на расчетном режиме околоранного полета до 148 км/ч.

Она в значительной степени нарисовала проект транспортного экранолана «Большой Вейландкрафт» и предназначалась для окончательной проверки результатов, полученных в процессе испытаний маломасштабных моделей. При длине 15,8 м эта модель имела размах крыльев 9,5 м. Энергетическая установка — два авиационных двигателя мощностью по 260 л. с., размещенные на носовых в носовой части корпусов аппарата. Движителями служили трехлопастные ВРШ. Они обеспечивали аппарату скорость движения на расчетном режиме околоранного полета до 148 км/ч.

\* В соответствии с принятой в СССР системой балластировки моря этой моделью при предельной обеспеченности соответствует предельное волнение.

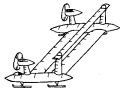


Рис. 69. Схема вилотурной самоходной модели Х. Вейланда («Малый Вейландкрафт»).



В марте 1964 г. во время первых же летных испытаний на оз. Солтон в Калифорнии модель разбилась. Как показали исследования, снятые с вертолета, машина легко поднималась над водой и довольно уверенно летела на расчетном режиме на высоте примерно 1 м над водой. Затем неожиданно поплыла на высоту около 7,5 м, ялёт сбросил газ, аппарат с креном упал на воду и разбился. Причину аварии окончательно установить не удалось.



Рис. 70. Экранолан А. Липпина X-112 («Аэроfoil-буль») при движении на расчетном режиме.

**Экраноланы А. Липпина.** Примерно в начале тех же 60-х годов исследования в области создания экраноланов в США проводил А. Липпин — известный немецкий авиаконструктор, создатель ряда гражданских и военных самолетов, в том числе и первых немецких бесхвостых самолетов. Им, в частности, был спроектирован первый за рубежом реактивный истребитель Me-163, состоявший в конце войны на вооружении гитлеровской авиации.

Свой аппарат «Аэроfoilбуль» — X-112 А. Липпин построил, работая в форме «Коллинз Райдло» над проблемами повышения скорости глиссирующих катеров. По заданию автора проекта, основной целью создания экспериментального экранолана было решение проблемы устойчивости подобных аппаратов. Экранолан X-112 является единственным аппаратом, построенным по четко выраженной «самолетной» (однофюзеляжной)

схеме, и весьма напоминает обычный легкий повлазковый гидросамолет (рис. 70 и 71).

Экранолан одноместный, при полной массе 0,33 т полная нагрузка его достигает 160 кг. Корпус аппарата длиной 7,6 м имеет хорошо обтекаемую форму. В районе передней кромки крыла размещается открытая одноместная кабина водителя. Крыло общей площадью 10,22 м<sup>2</sup> и размахом 4,3 м выполнено дельтавидным с удлинением 1,7. Благодаря обратной V-образности крыла конструктору удалось добиться более высокого размещения корпуса над водной поверхностью. Спозни

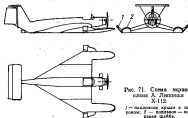


Рис. 71. Схема экранолана А. Липпина X-112.

1 — задний край с закруткой; 2 — киль — носовая часть.

концами крыло опирается на повлазки, одновременно играющие роль кильевых шпиль. С внешней стороны повлазков установлены небольшие управляющие поверхности — элероны.

В качестве энергетической установки на аппарате применен двухцилиндровый двухтактный двигатель воздушного охлаждения мощностью 25 л. с., обеспечивающий скорость полета (с винтом фиксированного шага) до 120 км/ч. Аппарат имеет развент T-образное оперение самолетного типа.

Площадь руля поворотов выбрана несколько большей, чем принимается обычно, с целью повышения эффективности руля при работе в условиях закрученного воздушного потока. Управляемость аппарата на малых скоростях в режиме планания обеспечивается небольшим, убирающимся в полете водным рулем, установленным под килем.

Экранолан был успешно испытан с экипажем из двух человек на борту и при полной массе 0,322 т. Испытания показали вполне удовлетворительные скорости и маневренные характеристики, а также хорошую устойчивость аппарата при полете на различной высоте от водной поверхности.

Наряду с разработкой достаточно крупных многосместных экранопланов А. Ливини в 1970 г. строит свой второй небольшой одноместный аппарат X-113 «Аэрофлайбо» (фирма «Рейнфлюгтеубау», ФРГ), представляющий дальнейшее развитие экраноплана X-112.

Аппарат выполнен по чистой самолетной схеме и напоминает легкий полетающий гидросамолет (рис. 72).

При полной массе 345 кг его масса в порожнем состоянии равна 256 кг. Размах крыла 5,9 м, общая длина 8,4 м и высота 2,1 м.

На аппарате установлена четырехцилиндровый двухтактный двигатель типа «Нельсон» H63-CP мощностью 68 л. с., ара-

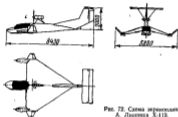


Рис. 72. Схема экраноплана А. Ливини X-113.

вующий двухлопастный воздушный винт. Двигатель обеспечивает аппарату скорость полета до 250 км/ч.

Как видно на рис. 71 и 72, экраноплан X-113 отличается от первой модификации в основном размещением двигателя на ферме над корпусом и закрытой кабиной пилота. Оба эти новые решения легко объяснимы: перенос двигателя вызван стремлением уменьшить забрызганность двигательного комплекса при старте на волнении, а закрытая кабина обусловлена улучшением аэродинамики аппарата и условий работы пилота.

Одной из интересных особенностей рассматриваемого экраноплана является материал его планера: корпус выполнен из слоистого фиброгласа, усиленного трубчатой конструкцией или пеноалюстом; кивкас хвостового оперения изготовлен из дерева, обшивка — полотняная; поплавки — из стирофома.

Первые испытания нового аппарата были проведены в октябре 1970 г. совместно фирмами «Рейнфлюгтеубау» (ФРГ) и «Ливини Рисерч» (США). Они показали, что экраноплан

наряду с высоким аэродинамическим качеством обладает и хорошей летными данными: высокой устойчивостью и безопасностью полета как вблизи экрана, так и вдали от земли, легкостью управления, удовлетворительными взлетно-посадочными характеристиками (рис. 73).

По мнению конструктора, усиленное решение весьма сложной для экранопланов проблемы устойчивости было обусловлено аэродинамической компоновкой аппарата, отличающейся следующими особенностями: чисто самолетной схемой, туннельным дельтавидным крылом, развернутым к хвосту аппарата, и высоко поставленным, разбитым по размаху горизонтальным оперением.



Рис. 73. Экраноплан А. Ливини X-113 в полете.

В процессе испытаний было установлено, в частности, что при скорости 15 км/ч аппарат движется, как обычное водоплавающее судно; с увеличением скорости экраноплан выходит на режим глиссирования, и наконец, при скорости 50 км/ч он отрывается от воды и переходит на расчетный режим околованного полета. При скорости полета 120—140 км/ч аппарат может лететь вдали от экрана, преодолевая встречавшиеся препятствия. Во время испытаний он поднимался на высоту до 800 м. Было замечено, что отрыв от экрана приводит к резкому падению аэродинамического качества и соответствующему увеличению необходимой мощности двигателя, а следовательно, и к повышенному расходу топлива.

В ходе последующих испытаний экраноплана, проведенных на р. Везер в ноябре — декабре 1972 г., аппарат проявил хорошие мореходные качества. Он совершил взлет и посадку при волне около 0,75 м и при ветре до 12,5 м/с. По утверждению автора проекта, аппарат в режиме околованного полета потребляет мощность на 30% меньшую, чем адвандсходящее судно аналогичной массы. Испытания показали также, что в случае полета на расчетном режиме расход горючего при скорости 80—90 км/ч составлял около 4 л и на 50 тонн-миль,

Это на 50% меньше, чем при полете за пределами благоприятного влияния экрана. А. Ливини считает, что оптимальным режимом движения данного аппарата является полет на высоте, равной половине его размаха (около 3 м). Его шнур сильно расходится с дельтами других зарубежных специалистов (Т. Каарю, Ш. Эндо, В. Корягина и др.), которые проектируют свои аппараты для движения на высоте, равной 0,1—0,3 хорды крыла.

А. Ливини продолжал совершенствовать свой экраноплан, в частности, он изменил его двигательный-двигательный комплекс. С целью уменьшения шума в кабине пилота и защиты шнута от брызг тнущей воды был заменен на толкающий.

Позже кратко рассмотренных аппаратов под руководством А. Ливини в 1976 г. построен военно-транспортный экраноплан X-114.



Рис. 74. Общий вид экраноплана модели VRC-1 (фирма «Виккс Ресерч Корпорейшн»).

**Экраноплан VRC-1.** Одновременно с другими американскими организациями созданием экранопланов с начала 60-х годов интенсивно занимается фирма «Виккс Ресерч Корпорейшн». В январе 1961 г. она вышла победителем в конкурсе на разработку проекта большого транспортного экраноплана, который обильно участвовал в военно-морских операциях ВМС США.

В августе 1961 г. министерство торговли США выдало фирме заказ на разработку проекта военно-транспортного экраноплана массой 100 т. В процессе разработки проекта этого экраноплана помимо экспериментальных исследований на маломасштабных моделях фирмой под руководством С. Ретворста в 1961 г. была построена полнатурная двухместная самоходная модель VRC-1 массой 2,3 т и длиной 6,3 м (рис. 74).

Модель представляет собой аппарат, выполненный по схеме «летающее крыло» с двумя развитыми поплавками. Закртыя крыла экипажа размещены в центральной части несущего крыла. Вертикальное двухплечное хвостовое оперение, установленное в кормовой части поплавков, соединяется сверху горизонтальным стабилизатором с рулем высоты. Аэродинамическая компоновка аппарата отличается обилием поплавковых шайб, которые с бортов имеют аэродинамически обтекаемый профиль. По мнению автора проекта, это должно создавать

в полете с бортов зону разрежения, препятствующую протеканию воздуха на верхнюю поверхность крыла и тем самым повышающую его несущие способности.

В качестве энергетической установки на аппарате применен газотурбинный двигатель, приводящий во вращение два двухплечных воздушных винта и два вентилятора. Воздушные винты установлены на вертикальных килев хвостового оперения. Одной из особенностей экраноплана является его стартовое устройство, облегчающее выход на расчетный режим движения. Оно представляет собой саморегулирующую двухструйную сопловую систему образования воздушной подушки. Модель может совершать полет и под действием тяги одних реактивных сопел системы старта. Таким образом, аппарат позволяет себе судить как воздушной подушке и экраноплан.

В 1964 г. модель входила весторонние испытания в испытательном центре Эдвардс (Калифорния). При этом была зафиксирована скорость полета 96 км/ч в режиме на воздушной подушке, создаваемой сопловой системой, а в режиме околоэкранного полета — 137 км/ч.

**Экранопланы фирмы «Каласанн».** С начала 60-х годов ведут эксперименты в области создания экранопланов японская авиационная и ракетостроительная фирма «Каласанн». После весьма обширных модельных испытаний в аэротрубе и гидротанке под руководством Ш. Эндо были разработаны два проекта экранопланов KAG-1 и KAG-2, выполненные по схеме «летающее крыло». Однако подробные сведения об этих аппаратах опубликованы не были.

Впоследствии японская фирма построила аппарат KAG-3 (рис. 75). От предшествовавших проектов он отличается лишь формой хвостового оперения, которое помимо боковых наклонных стабилизаторов (с рулями), установленных на поплавках, включает и внутренний стабилизатор, размещенный между поплавками. Однако впоследствии, при создании новой модификации экраноплана KAG-3, от этого внутреннего стабилизатора авторы проекта отказались. Аппарат имел весьма разные поплавки, агроэроэро одновременно роль концевых шайб, и открытую кабину для экипажа из двух человек, размещенную в специальной gondole на несущем крыле экраноплана. Подвесной двигатель «Мерседес» мощностью 80 л. с. обеспечивал аппарату скорость движения до 110 км/ч.

В дальнейшем аппарат подвергся переделке. Создано новой модификации аппарата KAG-3 предпринимались экспериментальные исследования, в процессе которых выявлялись оптимальные технические решения, касающиеся аэродинамической компоновки и устойчивости аппарата, а также определялись необходимые зависимости аэродинамических характеристик от конструктивных параметров аппарата. Построенная с этой целью в масштабе 1:10 модель испыта-

калась в аэротрубе при скорости потока до 40 м/с и в опытовом бассейне при скорости до 6 м/с. В аэродинамической трубе были испытаны четыре различных типа крыла, отличающихся удлинением и кривизной, два варианта кабины с размещением сидений экипажа рядом и одно за другим, несколько вариантов концевых шпангоу (воплощенного типа и тонких), два варианта хвостового оперения (V-образное и вертикальное) и др. На рис. 76 показана зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления модели от конструктивного оформления аппарата. Как видно из графика, по мере

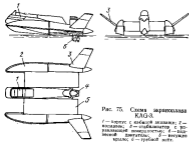


Рис. 75. Схема самолета KAG-3.

1 — корпус с кабиной экипажа; 2 — крыло; 3 — стабилизатор; 4 — фюзеляж; 5 — двигатель; 6 — вертикальный оперение.

установки на модель кабины экипажа, поплавков, двигателя и пр. ее лобовое сопротивление, как правило, повышается при сравнительно небольших колебаниях подъемной силы.

В опытовом бассейне способом буксировочных испытаний моделей были исследованы различные варианты гидродинамической компоновки аппарата, в частности, несколько вариантов обводов поплавков (их размеры, угол килеватости и др.). Большое внимание при создании новой модификации аппарата KAG-3 уделялось вопросам мореходности и особенно решению проблемы устойчивости.

Зераноплан KAG-3 при полной массе 0,69 т (масса в порожнем состоянии 0,54 т) имеет длину 5,88 м, ширину (включая стабилизаторы) 6,14 м и высоту 1,65 м при ширине поплавков 0,5 м. Гондola экипажа с открытой кабиной для двух человек и поплавок достаточно обтекаемой формы. Новая форма была придана аппарату уже в процессе испытаний. До этого

аппарат имел более грубые в аэродинамическом отношении обводы.

В качестве несущего крыла выбран профиль NASA 5409 с относительной толщиной  $c=9\%$  и кривизной  $\bar{f}=6\%$ . Площадь крыла 96 м<sup>2</sup> (3,58×2,68 м) при удлинении 0,76. На расчетном режиме движения угол атаки крыла  $\alpha=6^\circ$ .

Хвостовые стабилизаторы набраны из профилей NASA 0009; их суммарная площадь 3,2 м<sup>2</sup>. Стабилизаторы установлены под углом  $35^\circ$  к горизонту. Управление аппаратом по курсу осуществляется водным рулем. Однако на большой скорости с этой целью можно использовать и воздушные рули хвостового оперения.

В качестве энергетической установки из аэроплана применен американский подвесной двигатель «Меркурий 800» мощностью 80 л. с., работающий на гребной винт с шагом 584 мм. Энергетическая установка обеспечивает скорость максимальную скорость движения на расчетном режиме 85 км/ч. Запасов топлива (27,2 л) достаточно на 40 мин работы двигателя.

Конструкция корпуса, поплавков и хвостового оперения выполнена в соответствии с принципами гидродинамики. В качестве основного материала применены легкие авиационные сплавы. Обшивка поплавков, включая днище, сделана из стеклоткань. Движущие части изготовлены из сплавов трехслойных панелей с пенопластовым наполнителем. По мнению авторов проекта, аппарат оказался сильно утяжеленным, что они объясняют главным образом применением для изготовления поплавков стеклоткань. В результате массовая отдача аппарата при взлетной нагрузке  $G_0, k=150$  кг составила всего около 22%. При выполнении поплавков из обычных легких сплавов можно было бы увеличить массовую отдачу до 30%.

Как уже упоминалось, модифицированный аппарат имел улучшенную аэродинамику (был установлен обтекатель фонаря кабины экипажа, обтекатели поплавков и стойки гребного винта). Поэтому на испытаниях в мае 1963 г. зераноплан тока-

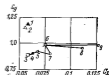


Рис. 76. Зависимость коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления модели самолета KAG-3 от конструктивного оформления аппарата.

1 — исходное крыло с относительной толщиной и кривизной; 2 — исходное крыло с повышенной кривизной (27%), обтекаваемое в нижней части аэродинамическим ребром; 3 — воздушное крыло с тонким лобком; 4 — воздушное крыло с боковыми лопастями шарнирно-соединенности; 5 — воздушное крыло с замкнутыми лопастями в кабине; 6 — крыло с подлеском (без кривизны), обтекаемое лопастями в кабине; 7 — крыло с подлеском без кривизны; 8 — крыло в осевом положении с выключенным рас-положением олов за другим; 9 — крыло в осевом положении с выключенным расположением олов.

зал заметно лучьше давшие, чем ранее, несмотря на некоторое падение тяги.

В результате замеров его центровки оказалось, что она изменилась с 40% САХ при экипаже из двух человек, до 42,5% САХ при экипаже из одного человека. Представителя фирмы «Кавасаки» ознакомили вполне удовлетворительными результатами испытаний. Авторы проекта KAG-3 работают над проблемами дальнейшего совершенствования аэропланов, в частности, над проблемами устойчивости и маневренности.

Катер Д. Коксиджа. В 1963 г. канадским специалистом Д. Коксиджем был построен двухместный катер-аэроплан



Рис. 77. Схема катера-аэроплана Д. Коксиджа.  
1 — корпус полноразмерный, 2 — винт-пропеллер.

массой 360 кг. Катер по принципу движения и общей компоновке больше напоминает СВП, чем рассматриваемые нами аппараты (рис. 77).

Корпус катера длиной 4,2 м и шириной 2 м выполнен в виде хорошо обтекаемого тримарана с кабиной, установленной на три поплавка. Пространство над днищем катера между поплавками спереди и в корме обрамлено управляемыми из кабины штыками. В носовой части корпуса перед кабиной установлен двигатель мощностью 25 л. с., приводящий в движение наклонно расположенный вентилятор. Специальные дефлекторы направляют отбрасываемый вентилятором поток воздуха под днище катера. Движ. управление по курсу на аппарате применены водные руды.

Во время испытаний катер развил скорость 37 км/ч, однако полуголо отрыв его от воды не произошло — катер продолжал глиссировать. Установлено, что 20 л. с. используются на образование воздушной подушки и около 5 л. с. на поступательное движение аппарата.

Неудачу автора, по-видимому, можно объяснить несколькими причинами: неправильной аэродинамической компоновкой, не-

большой площадью и формой воздушных поверхностей (верхняя и нижняя части корпуса), отсутствием на корпусе бортовых шпангоу, затрудняющих перетекание воздуха на верхнюю поверхность корпуса катера и, наконец, недостаточной мощностью двигателя катера.

Помимо кратко рассмотренных аэропланов и иностранной печати иногда публикуются данные о создании и испытании новых образцов этих аппаратов. Например, сообщалось о постройке английской фирмой «Эйр Райдер Ресерч Лимитед» опытного аэроплана, испытания которого были начаты весной 1974 г., о создании австралийской фирмой «Столкрафт Пропрайети Лимитед» катера с воздушной подушкой «Нисентор» и др. Однако анализ особенностей их конструкции и принципа движения позволяет считать, что они ближе стоят к судам на воздушной подушке того либо иного типа или к судам типа «морских саней», чем к рассматриваемым нами аэропланам.

## § 12. Неосуществленные проекты аэропланов<sup>1</sup>

В посленоевечное время за рубежом было разработано большое количество проектов и сделано значительное число патентных заявок на аппараты, которые не были осуществлены. Некоторые из этих проектов вызывают определенный интерес, поскольку позволяют представить по некоторой степени пути проектно-конструкторских исследований зарубежных аэропланостроителей.

К настоящему времени известны десятки проектных разработок и патентных описаний на рассматриваемые аппараты или на новые решения их узлов. Анализ особенностей всех этих проектов выводит за рамки настоящего обзора, поэтому ниже кратко описаны лишь те из них, которые являются характерными для того или иного направления либо, по крайней мере, существенно отличаются конструктивными решениями основных элементов аппарата.

**Проекты Д. Уорнера.** Как уже отмечалось, американский специалист Д. Уорнер, до второй мировой войны занимавшийся созданием быстродвижных катеров на воздушной подушке, с начала 40-х годов переквалифицировался на разработку проектов аэропланов и их элементов. Он запатентовал несколько конструкций аппаратов, систем их старта и тактических решений проблемы устойчивости движения. Характерной особенностью всех предложенных Д. Уорнером является подробная проработка комплекса устройств и систем, обеспечивающих повышение стартовых

<sup>1</sup> В настоящем параграфе, а также в § 13 и в гл. V широко использованы материалы советской литературы, опубликованные в восточных изданиях Польше, Германии, США, Франции, ФРГ, Японии и других странах за 1945—1970 гг.

характеристик экраноплана, т. е. значения гидродинамического качества в момент взлета и выхода аппарата на расчетный режим полета экраноплана. В основе этого комплекса, как правило, лежит вентиляторная установка или поддувные двигатели и система управляемых заслонок (дефлекторов).

Не останавливаясь подробно на всех предложениях автора, приведем лишь краткое описание его последнего патента, разработанного в 1964 г.

В проекте экраноплана, выполненного по схеме «летающее крыло» (рис. 78), большое внимание уделено разработке си-

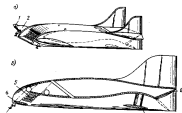


Рис. 78. Схема экраноплана Д. Уорнера (левая): а — общий вид; б — продольный разрез.

1 — двигатель; 2 — крыло; 3 — носовая часть; 4 — носовый корпус; 5 — стартовая (поддувная) заслонка; 6 — носовая заслонка; 7 — бортовое крыло.

стемы старта и устройств, обеспечивающих стабилизацию полета аппарата.

Корпус экраноплана крылового профиля с боков имеет тонкие сканн или кощение плавки, переходящие в хвостовой части в развитое двухклевное хвостовое оперение. Таким образом, под днищем аппарата образован открытый с носа и кормы туннель.

Поступательное движение экраноплана обеспечивается энергетической установкой, расположенной над его хвостовой частью между диллом (на рисунке не показано).

В качестве стартовых устройств на аппарате применен комплект жидкостных ракетных двигателей, установленных в носовой части его корпуса. Эти двигатели, использующие в качестве окислителя жидкий кислород, в момент старта подуют воздух под днище аппарата, приподнимая его из воды и снижая

тем самым сопротивление движению. Для повышения эффективности системы поддува в хвостовой части экраноплана предусмотрена управляемая заслонка. После выхода аппарата на расчетный режим эта заслонка устанавливается в оптимальное положение, обеспечивающее устойчивый полет экраноплана. Повышению стартовых характеристик аппарата должны способствовать также и подводящие крылья, расположенные под днищем экраноплана. Кроме этого, они должны улучшить мореходные качества аппарата, смягчать его удары о гребни волн (особенно при взлете и посадке).

В качестве основных средств продольной стабилизации на аппарате применены небольшие воздушные крылья, расположенные по борту в носовой части корпуса (по схеме «утка»). Кроме своего основного назначения они, по расчетам Д. Уорнера, будут увеличивать и подъемную силу основного несущего крыла. Помимо небольших закрылков, играющих роль элеронов, крыло несет снизу на стойке с каждого борта по два небольших крыла, одно из которых постоянно погружено в воду, и второе, как правило, движется над водной поверхностью. Эти крылья, обеспечивающие аппарату устойчивость, выполнены клиновидными, суперквантирующими и вентилируемыми. Для их вентиляции автор предполагает использовать скоростной напор набегающего потока воздуха.

Рассмотренный проект — один из первых зарубежных разработок экраноплана, в которой предполагается использовать в качестве стартового устройства реактивные двигатели. Обращает на себя внимание сложная конструкция системы старта и устройств, обеспечивающих устойчивость движения аппарата, что косвенно подтверждает трудность решения этой проблемы.

**Проект И. Хуарда.** Как уже отмечалось, одним из предшественников современных экранопланов является проект быстродвижущих катеров с палубой, выполненной в виде верхней поверхности крыла для образования аэродинамической подъемной силы. К группе подобных катеров должен быть отнесен и проект одноместного гоночного катера американского специалиста И. Хуарда (1943 г.). Корпус его катера представляет каллеобразное в плане, хорошо обтекаемое крыло с удлинением около 0,3 и сравнительно небольшой толщиной.

В качестве энергетической установки на катере был использован мощный подводный мотор, движитель — гребной винт.

Одна из особенностей проекта — бортовые поворотные спонсоны, которые, вращаясь вокруг продольных осей, становятся из циркуляции катера в перпендикулярное положение, резко снижая его скольжение и повышая маневренность.

**Проект Д. Мартина.** В 1961 г. американцем Д. Мартином запатентована конструкция тяжелого экраноплана, выполненного в виде двухкорпусной летающей лодки с весьма развитым воздушным крылом и двухклевным хвостовым оперением.

В качестве энергетической установки в проекте использованы семь мощных плавационных двигателей воздушного охлаждения, установленных в носовой части крыла.

Одной из отличительных черт данного проекта являются отбрасываемые коконы крыла, которые в зависимости от гидрометеорологических условий старта и полета могут быть в покое специальное привода устанавливаемы в оптимальное положение. По мнению автора проекта, двухкорпусная конструкция аппарата имеет ряд существенных преимуществ перед однокорпусной, поскольку позволяет более эффективно использовать для создания подъемной силы среднюю часть крыла.

**Проект О. Мартина.** В 1958 г. американским инженером О. Мартином был разработан проект экраноплана в виде крыла весьма малого удлиненья. По своей аэродинамической и конструктивной компоновке его аппарат имеет много общего с проектами У. Бергелсона и Х. Зундштедта, рассмотренными выше.

Толстое крыло-корпус, в котором размещена кабина, с боков ограждено высокими шайбами. Они образуют в хвостовой части корпуса как бы канал, в конце которого работает толкающий воздушный винт, приводимый во вращение двигателем, установленным на крыше корпуса аппарата. По мнению автора проекта, отсос воздуха винтом с верхней поверхности корпуса-крыла должен способствовать заметному повышению его несущих способностей.

В качестве органов стабилизации полета и управления на аппарате применены хвостовой закрылок и воздушные рули; последние установлены на хвостовых частях кожаных шайб.

Одной из основных особенностей рассматриваемого экраноплана, отличающей его от многих подобных аппаратов, являются четырехколесные убирающиеся шасси, обеспечивающие возможность старта как с воды, так и с суши.

В других модификациях своего аппарата автор предлагает новые технические решения, в частности, складывающиеся вдоль корпуса (в горизонтальной плоскости) воздушные крылья и новое размещение двигателя-двигательного комплекса.

**Проект Н. Чаплина.** Восьмаю напомним по своей схеме общего расположения некоторые из рассмотренных выше аппаратов проект американского конструктора Н. Чаплина, разработанный им в 1962 г.

Его аппарат выполнен по схеме «летающее крыло» с трехбалочной хвостовой рамой, несущей горизонтальное и вертикальное хвостовое оперение. Двигательно-двигательный комплекс включает три двигателя, расположенные на пилонгах над несущим крылом и вращающие вентиляторы. От вентиляторов воздух по специальным каналам подается под крыло через шелевые сопла с управляемыми дефлекторами. На передней и задней кромках крыла имеются управляемые щетки в целях

ограждения зоны повышенного давления в момент старта аппарата. По мере увеличения скорости и образования на крыле аэродинамической подъемной силы сошловые дефлекторы среднего двигателя отклоняются назад и направляют поток воздуха от вентиляторов в корпус аппарата для создания необходимой тяги. В то же время потоки воздуха, отбрасываемые боковыми вентиляторами в режиме околосреднего полета аппарата, используются для создания струйной завесы с торцов корпуса-крыла, играющей роль концевых шайб.

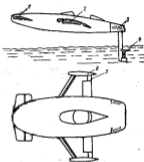


Рис. 78. Схема катеро-экраноплана М. Хакина (проект).

1 — носовое крыло с закрылками; 2 — носовой двигатель крыла с передним и задним экраном; 3 — двигатель; 4 — хвостово-двигательный комплекс; 5 — шасси; 6 — доводка катящихся щеточек.

Струйные концевые шайбы — основная особенность рассматриваемого аппарата. По мнению автора предложения, они имеют то преимущество перед обычными жесткими конструктивными шайб, что исключают возможность опасного удара концами крыла о волны, особенно в момент взлета и посадки экраноплана в тяжелых гидрометеорологических условиях.

**Проект М. Хакина.** Несколько вариантов небольших катеро-экранопланов, выполненных, за исключением одного, по самолетной схеме типа «утян», предложил в 1963 г. французский специалист М. Хакин.

Характерными особенностями компоновочной схемы почти всех его катеров является наличие широкой корпус с открытой кабиной и сравнительно небольшое несущее крыло, ограниченное шайбами-поплавками (рис. 79).

В качестве двигателя-двигательного комплекса на катаграх применены мощные подвесные моторы с высокой вертикальной колонкой и гребные винты. Устойчивость околоскоростного полета обеспечивается большим воздушным давлением крылом с управляемым закрылком. Помимо него, в целях улучшения стартовых характеристик экраноплана и управляемости, за его основным крылом предусмотрены закрылки, предкрылки и элероны; для управления катером в водоизмещающем режиме служит водная руль.

**Проекты Х. Вейланда.** Одновременно с проведением исследований и строительством рассмотренной выше полнатурной модели Х. Вейланд работал над проектом громадного транспортного экраноплана массой 1000 т, рассчитанного на перевозку 3000 пассажиров (рис. 80).



Рис. 80. Проект транспортного экраноплана Х. Вейланда («Большой Вейландкрафт»)

«Большой Вейландкрафт» предполагалось выполнить двухкорпусным с крыльями, расположенными тандем. При длине 213,6 м и размахе крыльев 152,4 м сечение корпусов аппарата достигало 7,6×6 м. Предполагалось, что толщина крыльев в 3 м позволит разместить в них грузовые помещения, в то время как пассажирские салоны будут расположены непосредственно в корпусах этого гиганта.

В качестве энергетической установки планировалось установить до десяти газотурбинных двигателей по 20 тыс. л. с. каждый. При этом, согласно расчетам, крейсерский режим околоскоростного полета обеспечивался работой лишь четырех турбовинтовых двигателей, установленных по два на каждом крыле аппарата (на пилонах). Предполагалось, что группа стартовых двигателей (6 шт.) после взлета будет убираться в крылья экраноплана. Крейсерская скорость аппарата должна была достигать 185 км/ч на высоте полета около 6 м над поверхностью воды.

Большое внимание в проектах Х. Вейланда уделял разработке стартовых устройств своих экранопланов, считая, что от их эффективности в значительной степени зависит и массовая отдача аппарата.

В 1963 г. им было предложено в качестве стартового устройства экраноплана, выполненного по характерной для автора компоновке (с крыльями тандем), использовать воздушную подушку (рис. 81). Для этого на обоих крыльях должны быть установлены мощные вентиляторы, загнетающие воздух под плоскость крыльев, огражденную с передней и задней кромок управляемыми заслонками.

В другом своем предложении автор рекомендует использовать в качестве стартового устройства экраноплана, выполненного в виде катамарана, надувные оболочки, закрепленные на

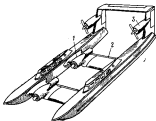


Рис. 81. Схема транспортного экраноплана Х. Вейланда (поперек).  
1 — стартовый (подушечный) двигатель; 2 — закрылок; 3 — корпусный двигатель.

двух корпусах лодок. При старте эти оболочки надуваются, в результате чего корпусы приподнимаются из воды, смягчая тем самым удары крыльями аппарата о волны. После выхода экраноплана на расчетный режим полета воздух из оболочек στραивается, и они под действием набегающего потока воздуха прижимаются к днищу лодок, не создавая дополнительного сопротивления.

**Проекты фирмы «Кавасаки».** Помимо рассмотренных выше аппаратов фирмы «Кавасаки» под руководством А. Сигенри в 1963 г. был разработан проект тяжелого экраноплана, выполненного по схеме «летающее крыло». Энергетическая установка аппарата состоит из четырех авиационных двигателей, установленных на высоких пилонах в задней части крыла. Эти пилоны одновременно служат и вертикальными стабилизаторами, несущими горизонтальное оперение.



Одной из особенностей проекта являются продольные перегородки на нижней поверхности крыла, которые, во замыслу автора проекта, должны снижать перетекание воздуха вдоль размаха крыла.

В другом проекте А. Сигора разработал экраноплан также по схеме «летающее крыло», но снабженный специальной системой старта. Эта система включает дополнительное носовое поворотное крыло, установленное значительно выше основного, с размещенными на нем двумя двигателями, прашающими воздушные винты.

В момент старта носовое крыло поворачивается так, чтобы отбрасываемый им поток воздуха направлялся под основное

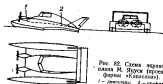


Рис. 82. Схема экраноплана М. Януса (проект фирмы «Кавказ»).  
1 — двигатели; 2 — профиль носового крыла.

несущее крыло, приподнимая экраноплан из воды. По мнению автора проекта, этот поддув воздуха должен значительно снизить гидродинамическое сопротивление и повысить качество аппарата в районе «горба» сопротивления. После выхода экраноплана на расчетный режим носовое крыло с двигателями должно устанавливаться в наимыгоднейшее положение в зависимости от гидрометeorологических условий и загрузки аппарата.

В 1962 г. фирмой «Кавказ» под руководством М. Януса был разработан проект экраноплана, весьма напоминающий только что рассмотренные предложения. Характерная особенность его, помимо компоновки, — размещение двух двигателей на неподвижно закрепленном носовом крыле (рис. 82). Для направления потока воздуха, отбрасываемого воздушными винтами под основное несущее крыло, двигатели устанавливаем под углом к горизонту и сильно выдвинуты вперед с помощью обтекателей выносов.

Проекты Д. Коксаджа. Выше была кратко рассмотрена небольшая катер, созданный казахским специалистом Д. Коксажем. Впоследствии Д. Коксажем была разработана модифицированная рассмотренного катера, более напоминающая экраноплан, чем прототип. Несмотря на то что этот аппарат был выполнен

по самолетной схеме (рис. 83), в нем повторяются многие решения предыдущего: трехмарный корпус, снеговая схема обрассования воздушной подушки для старта экраноплана и др. Для облегчения выхода аппарата на расчетный режим на нем применены закрылки.

В качестве органов стабилизации и управления на экраноплане предусмотрены самолетное хвостовое оперение и аilerоны.

В одном из своих проектов катеров на воздушной подушке — экранопланов автор в качестве органов продольной и поперечной стабилизации рекомендует применять подвижные носовые винты. Перемещением их вдоль длины катера между поплавками (по воздушным каналам) можно изменять положение ЦД воздушной подушки, а следовательно, дифферент и крен катера.

Проект Г. Эберхарда.

Проект принципиально нового типа аппарата был разработан в 1965 г. специалистом из ФРГ Г. Эберхардом. Он состоит из крылообразного корпуса с кабиной в средней части, реактивного двигателя, приводящего во вращение промежуточные роторы, и сложного соплового устройства.

Концентрично расположенные горизонтальные роторы служат для создания воздушной подушки (внутренний ротор) и кольцевой струйной завесы, огибающей воздушную подушку (внешний ротор). Лопатки роторов разделены и устанавливаются в требуемое положение водителем аппарата. В режиме старта лопатки роторов переводятся в положение, обеспечивающее наиболее эффективное образование воздушной подушки. При этом поступательное движение создается вследствие реакции воздушных струй двигателя, отбрасываемых через сопла в хвостовой части корпуса. После выхода аппарата на расчетный режим околокранового полета лопатки соплового устройства переводятся в горизонтальное положение, подъемная сила образуется почти исключительно за счет набегавшего потока воздуха на крылообразный корпус аппарата, а поступательное движение обеспечивается благодаря тяге двигателя.

Из приведенного описания видно, что рассмотренный аппарат также имеет признаки судна на воздушной подушке и экраноплана. Система образования воздушной подушки Ш. Чалана, как и в проектах «Колумбия», используется в качестве старто-

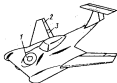


Рис. 83. Схема экраноплана Д. Коксаджа (проект).  
1 — поплавки; 2 — винты; 3 — закрылки.

ного устройства, облегчающего выход аппарата из расчетный режим движения.

**Проект П. Мантля.** Весьма интенсивные работы в области экранопланостроения ведет известная американская фирма «Дженерал Дайвинкс». Одним из проектов этой фирмы является экраноплан, разработанный в 1969 г. специалистами фирмы П. Мантлем. Аппарат, выполненный по схеме «летающее крыло», как и рассмотренный выше экраноплан, имеет отчетливо выраженные черты судна на воздушной подушке и экраноплана.

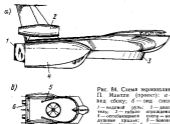


Рис. 84. Схема экраноплана П. Мантля (проект): а — вид сверху; б — вид снизу. 1 — воздушный винт; 2 — двигатель; 3 — гибкое ограждение; 4 — обтекатель крыла; 5 — боковые крылья (панель); 6 — шарнир.

Из рис. 84 видно, что несущие крыло-корпус аппарата вперед имеет весьма выраженную обтекаемую застекленную кабину. На днище экраноплана (в носовой его части) установлено гибкое ограждение, переходящее в районе миделя в шпиги. Ограждение состоит из системы гибких управляемых стоек, которые могут устанавливаться под нужным углом к горизонту. В кормовой части корпуса предусмотрены поворотные бортовые скелы, являющиеся одной из отличительных особенностей аппарата. В предельном положении они представляют небольшие боковые крылья, плавно переходящие в корпус катера.

В качестве энергетической установки на экраноплане применены два турбореактивных или турбовинтовых двигателя, смонтированные в корме на верхней поверхности корпуса. Специальный двигатель, расположенный в центральной части корпуса, служит для привода вентилятора, всасывающего воздух под днище аппарата для образования воздушной подушки.

Режим плавания аппарата обеспечивается небольшим вспомогательным двигателем, вращающим гребной винт, который убирается в полете.

Для ограждения воздушной подушки с кормы на задней кромке крыла установлены управляемый закрылок. Помимо своего основного назначения — ограждения с бортов воздушной подушки — скелы в этом режиме выполняют функцию стабилизаторов движения (по курсу).

По мере увеличения скорости движения и подъемной силы корпуса-крыла бортовые скелы с помощью специального привода переводят в наклонное положение и тем самым увеличивают несущую площадь корпуса крыла. Гибкое ограждение также с помощью привода постепенно прижимается к днищу аппарата, снижая аэродинамическое сопротивление. Автор проекта считает, что выбор оптимального положения скелов, гибкого ограждения, кормового шпига, а также режима работы всех двигателей аппарата может быть осуществлен благодаря специальной автоматической системе, учитывающей загрузку экраноплана и гидрометеорологические условия полета.

**Проект Л. Клауда.** В 1968 г. французский специалист Л. Клауд предложил конструкцию аппарата, отличительной чертой которого является стартовое и стабилизирующее устройство в виде подкильной гидродюзы.

Аппарат выполнен по самолетной схеме с крыльями, оборудованными концевыми шпигами-поплавками и закрылками. Энергетическая установка катера размещена из пилоне в хвостовой части корпуса между двухкильным оперением; двигатель — воздушный винт. Постоянно контактирующая с водной поверхностью гидродюза закреплена шарнирно под днищем корпуса в районе миделя. Помимо стартового устройства и редана в режиме глиссирования она должна будет служить и в качестве устройства, обеспечивающего продольную стабилизацию катера на режиме околоскоростного полета. Этот катер, имеющий элемент, постоянно контактирующий с водной поверхностью, может быть отнесен к группе судов с воздушной разгрузкой.

Автор проекта в пояснительной записке отмечает, что добиться необходимой устойчивости экраноплана в режиме полета с помощью только аэродинамической компоновки весьма трудно. Поэтому он ищет решение проблемы в применении указанной гидродюзы, глиссирующей по поверхности воды. Л. Клауд высоко оценивает эффективность гидродюзы как стартового средства и способа повышения морозности экраноплана (благодаря амортизирующему действию лишь при ударе катера о волну).

**Проект Д. Томпсона.** Представляет определенный интерес проект однодвигательного спортивного экраноплана, разработанный в 1968 г. американским специалистом Д. Томпсоном. Аппарат выполнен по самолетной схеме и состоит из небольшого, но шк-

рогого корпуса с открытой кабиной, двигателя, длинной хвостовой балки и прямоугольного крыла, шарнирно закрепленного на стойках над кабиной (рис. 85).

В качестве энергетической установки на аппарате применен мощный подвесной мотор, закрепленный на гидромолке, которой балансируется хвостовая балка. Продольная балансировка аппарата (по тангажу) осуществляется поворотом основного крыла и руля высоты, закрепленного на задней кромке крыла. Автор проекта считает, что выбором надложащего угла атаки крыла можно обеспечить оптимальное положение аппарата относительно водной поверхности

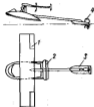


Рис. 85. Схема аппарата-амфибиолана Д. Томпсона (проект).

1 — мотор; 2 — стабилизатор с рулем высоты; 3 — гидромолка; 4 — двигатель.

амфибиоланов, построенных под руководством В. Коряткина фирмой «Лонжид», ему принадлежит также проект крупного амфибиолана, вымышленного по самолетной схеме в виде двухлопастного летающего катмарана (рис. 86). Консоли крыльев снабжены концевыми шибками. Для стабилизации полета и управления на амфибиолане предусмотрены хвостовое оперение, состоящее из вертикальных и горизонтальных рулей, и элероны.

Энергетическая установка аппарата включает 8 маршевых турбовитовых двигателей, размещенных на пилонках на верхней поверхности крыла, и 8 стартовых двигателей, установленных парами в хвостовой части корпусов лодок.

Перевозимый груз размещается в лодках и в крыле амфибиолана. Для его выгрузки в носовой части лодок и в передней части крыла предусмотрены большие люки и выдвижные аппарели.

Проект А. Липинца. Кроме небольших аппаратов X-112 и X-113 А. Липинц в 1968 г. спроектировал новый аппарат

(рис. 87), в котором несколько отступил от решений, характерных для амфибиолана X-112. Так, хвостовое оперение применено двухлопастное с П-образным горизонтальным стабилизатором.

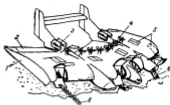


Рис. 86. Схема транспортного амфибиолана В. Коряткина (проект фирмы «Лонжид»).

1 — крыло; 2 — шибки; 3 — элероны; 4 — стартовый двигатель; 5 — маршевый двигатель; 6 — гидромолка; 7 — стабилизатор.

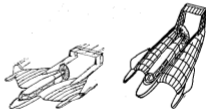


Рис. 87. Схема транспортного амфибиолана А. Липинца (проект).

Рис. 88. Модификация проекта амфибиолана А. Липинца (см. рис. 87).

Укороченный корпус для размещения экипажа и пассажиров заканчивается дальноотливной установкой с воздушным винтом. С целью обеспечения малых лодок в водонезащищенном режиме предусмотрен специальный двигатель с водяным винтом, убирающимся в режиме полета.

Такие характерные для всех проектов автора решения, как трапециевидное (дельтоидное) крыло переменной кривизны, закатывающиеся поплавики, небольшие дополнительные наклонные крылья с элеронами и некоторые другие, были использованы им в этом предложении.

Своеобразной модификацией рассмотренного экраноплана является аппарат, показанный на рис. 88. Он отличается от предыдущего лишь формой носового крыла, выполняемого в виде двух тузовел — «спутель», по терминологии автора, на которых и размещено П-образное хвостовое оперение.

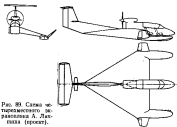


Рис. 88. Схема четырехмоторного экраноплана А. Липкина (проект).

Удачной технической находкой, обусловившей успешное решение таких сложных проблем в создании экранопланов, как обеспечение продольной устойчивости полета и получение высоких значений аэродинамического качества, является предложение применить для этих аппаратов трапециевидное крыло переменной кривизны.

В зарубежной печати сообщалось, что результаты испытаний экраноплана X-113 будут использованы А. Липкиным при проектировании более тяжелых транспортных аппаратов подобного типа, например, для создания четырехмоторного спортивно-туристского экраноплана (рис. 89). По своей компоновке он напоминает аппарат X-113, но в отличие от него, помимо увеличенных размеров, имеет по-прежнему размещенный двигатель и небольшой дополнительный горизонтальный стабилизатор (возможно, управляемый), расположенный перед рулем поворота в струе потока воздуха, отбрасываемого винтом.

В ФРГ под руководством А. Липкина ведется также разработка шестимоторного двухмоторного экраноплана (рис. 90). Предполагается, что он будет использован для перевозок пассажиров по рекам страны. Аппарат выполнен по традиционной для автора часто самолетной схеме с низкорасположенным крылом разветвленной кривизны. Экипаж и пассажиры размещаются в корпусе экраноплана, надомыкающем фюзеляж небольшого самолета.

Энергетическая установка состоит из двух авиационных двигателей, размещенных на высоких пилонах в хвостовой части крыла.

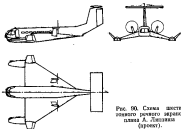


Рис. 90. Схема шестимоторного речного экраноплана А. Липкина (проект).

Органами управления аппарата, как и в предыдущих проектах автора, служат воздушные рули и элероны. Последние размещены на небольших дополнительных крыльях, установленных под углом за поплавками экраноплана.

В одном из интервью А. Липкин сообщил, что им выполнена проектная проработка тяжелого 200-тонного экраноплана (рис. 91). Он считает, что подобные аппараты могут найти различное применение, в том числе и для военно-транспортных перевозок.

Экраноплан, в отличие от всех предыдущих проектов автора, выполнен по схеме «летающее крыло» в виде катамарана. Впрочем, в нем использованы и некоторые решения, во-первых, оправдавшие себя на испытанных аппаратах X-112 и X-113: дельтоидное крыло переменной кривизны, небольшие наклонные дополнительные крылья с элеронами, высоко поставленное горизонтальное оперение и др.

В качестве энергетической установки на экраноплане предполагается использовать 6 двигателей, установленных парно (таблем) на несущем крыле. Суммарная мощность установки 50 тыс. л. с., согласно расчетам, обеспечит аппарату скорость

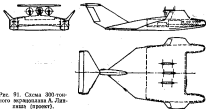


Рис. 91. Схема 300-тонного экраноплана А. Липкина (проект).

полета 200—300 км/ч. Для движения на малом ходу в водонесущем положении предусмотрена специальная энергетическая установка с гребным винтом.

Экраноплан может перевозить 200—300 пассажиров. По мнению автора проекта, его рентабельность будет достаточно высокой. Так, при скорости полета, превышающей в 4—5 раз скорость океанского лайнера, расходы на его создание и эксплуатацию будут больше соответствующих расходов на судно всего в два раза. По остальным своим технико-эксплуатационным характеристикам он будет превосходить обычные водонесущие суда. Например, экраноплан, используя значительную скорость полета и возможность летать в отрыве от экрана, может уклониться от встречи с ураганом или обойти район штормовой погоды, увеличив высоту полета.

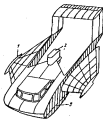


Рис. 92. Схема экраноплана А. Липкина с водным винтом (проект).  
1 — водный винт; 2 — водный реактор.

В 1972 г. А. Липкин запатентовал в Англии конструкцию экраноплана, приведенную на рис. 92.

В то же время, как это видно из рис. 92, аэродинамическая и конструктивная компоновка экраноплана отличаются от традиционных для автора схем широким корпусом с выгнутым днищем (типа «морских саблей») и двигателем (гребной винт). Корпус аппарата заканчивается двумя поплавками, плавно переходящими в хвостовые балки, на которых закреплено П-образное оперение. Основные несущие трапециевидные крылья закреплены на этих балках. Кормье заканчиваются небольшими поплавками.

Таким образом, в данном проекте А. Липкин впервые отказался от возможности полета своего аппарата в отрыве от экрана. Это решение он объясняет известными преимуществами водного винта перед воздушным, в частности, более высокой к. п. д. на умеренных скоростях движения и меньшей шумностью. Выгнутая форма дна корпуса, по его мнению, должна обеспечить при движении аппарата создание дополнительной аэродинамической подъемной силы за счет набегавшего потока воздуха и одновременно повысить мореходность экраноплана. К подобным же выводам, как мы уже отмечали, пришли и другие зарубежные специалисты (Ш. Эдд, В. Коржик).

Проектно-конструкторские разработки экранопланов А. Липкина — одного из ведущих за рубежом экранопланостроителей привлекают большое внимание потому, что характеризуются широким поиском оптимальных технических решений.

Проект NASA. Вестеронские испытания модели тяжелого экраноплана типа SETOL \* были проведены в 1975 г. в научно-исследовательском центре NASA им. Лэнгли (США).

Экраноплан выполнен по самолетной схеме (рис. 93). При полной массе около 1130 т его полезная нагрузка составляет более 450 т. Аппарат предназначен для эксплуатации в водной среде и рассчитан для перевозки главным образом контейнеров.

Аэродинамическая компоновка экраноплана отличается удлиненным корпусом, большими размерами несущего крыла и Т-образным хвостовым оперением. Крыло, имеющее удлинение, равное двум-четырем, оборудовано симметричными концевыми шайбами. Горизонтальный стабилизатор (с рулями) установлен на вертикальном киле с целью повышения продольной устойчивости аппарата.

Одной из основных особенностей рассматриваемого экраноплана является его энергетическая установка. Эта установка состоит из двух групп турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД): восьми носовых стартовых ТРДД, установленных

\* Surface Effect Tole off and Landing — аппарат, использующий для полета и посадки эффект экрана.

ных на специальном пилоне перед носовым крылом, и четырех маршевых ТРДД, размещенных на вертикальном киле под стабилизатором. Суммарная тяга всех двигателей установлена сравнима с общей тягой четырех двигателей самолета «Бинг-747», у которого она равна около 80 тс.

С целью повышения эффективности подъема и облегчения старта аппарата газовой поток стартовых двигателей специальными дефлекторами направляется под несущее крыло.

Помимо исследований летно-технических характеристик ракетоплана NASA изучала также вопрос о целесообразности ис-

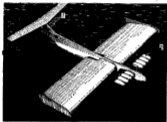


Рис. 51. Модель ракетоплана NASA.

1 — основные двигатели турбореактивные; 2 — стартовые (подъемные) двигатели турбореактивные.

пользования на аппарате для работы двигателей жидкого водорода, теплоотводная способность которого примерно в 2,5 раза выше, чем авиационного топлива.

Особенностью рассматриваемого аппарата является также его способность совершать полеты не только вблизи опорной поверхности, но и на высотах, равных длине его корпуса.

Помимо весьма кратко рассмотренных проектных разработок некоторых зарубежных ракетопланов известны многочисленные изобретения, касающиеся усовершенствования отдельных узлов этих аппаратов. Так, имеются патентные заявки на конструкцию поворотных крыльев, сменные шайбы, гибкие концевые шайбы, прививальную схему «воздушной смазки» (Брунта) и т. д. Однако описание всех этих предложений выходит за рамки настоящего обзора.

### § 13. Катера с воздушной разгрузкой

Достаточно близки к рассматриваемым нами экранопланам глиссерирующие катера либо суда на подводных крыльях, оборудованные воздушным крылом (аэрокрылом). Как уже отмечалось, эти катера с воздушной разгрузкой в определенной степени объединяют в себе достоинства судов на подводных крыльях (или глиссеров) и экранопланов.

Авторы проектов катеров на подводных крыльях с воздушной разгрузкой (М. Тешалла, Д. Лерой, Д. Велли и др.) видят их преимущество перед обычными СПК в возможности снижения нагрузки на подводные крылья, чтобы избежать появления кавитации крыльев и, как следствие, падения гидродинамического качества и др.

Совершенно очевидно, применение разгрузочного воздушного крыла целесообразно лишь при достаточно большой скорости, когда, с одной стороны, кавитация подводных крыльев недопустима, а с другой стороны, и это главное, когда аэродинамические силы становятся сравнимыми с гидродинамическими. Применение разгрузочного крыла оправдано, если скорость катера равна не менее 150—200 км/ч (см. рис. 5). При меньшей скорости размеры воздушного крыла для аэрированной разгрузки подводных крыльев (хотя бы 20—30%) будут столь значительны, что получить на катере необходимую массовую отдачу уже не представится возможным.

Напомним, что площадь воздушного крыла для создания заданной подъемной силы при одинаковых скоростях движения и значениях коэффициента  $C_L$  должна быть в 800 раз больше, чем подводного.

Преимуществом СПК с воздушной разгрузкой перед экранопланом считается также относительная простота решения двух весьма сложных технических проблем: обеспечения старта и устойчивости движения судна. Действительно, применение подводных крыльев обеспечивает получение значения гидродинамического качества в момент старта  $K=6-8$  вместо  $K=4-5$ , характерного для глиссирующих судов при высокой скорости ( $Fr_k=4-5$ ).

Проблема устойчивости с помощью подводных крыльев решается значительно проще (это будет рассмотрено ниже). По существу, катера на подводных крыльях с воздушной разгрузкой можно рассматривать в качестве экранопланов, у которых проблема устойчивости решается с помощью подводных крыльев, постоянно контактирующих с водой (т. е. эти катера являются экранопланом с гидродинамической стабилизацией). Впрочем, идея использования подводного крыла для обеспечения устойчивости движения экраноплана не нова: еще в 1939 г. И. Троег на своем «Аэроботе» применял для этих целей кормовое подводное крыло (см. рис. 61).

По оценке зарубежных специалистов, катерам с воздушной разгрузкой свойственны и существенные недостатки, ограничивающие их широкое распространение. К основным из них прежде всего относят небольшие значения аэрогидродинамического качества, обычно лежащие в тех же пределах, что и у обычных крылатых судов ( $K=10-14$ ), правда, в случае существенно больших скоростей. Для сравнения напомним, что у экранопланов при полете над тихой водой с близкими скоростями  $K=20-25$  ( $X-112$ ). В отличие от экранопланов скорость СПК с воздушной разгрузкой в связи с появлением кавитации подводных крыльев ограничена указанным выше пределом. Вследствие постоянного контакта с водой поверхностью и значительных перегрузок при движении на кавитационном море необходимость соответствующего упрочнения корпуса и механизмов, а следовательно, приводит к снижению технико-экономических характеристик катера.

Для иллюстрации основных путей создания за рубежом судов с воздушной разгрузкой рассмотрим кратко наиболее характерные проекты.

**Проект М. Тенакля.** Одним из первых проектов катеров с воздушной разгрузкой является предложение швейцарского специалиста М. Тенакля, разработанное им еще в 1929 г. Следует подчеркнуть, что использование катером благоприятного явления близости экрана автором проекта не предполагалось, хотя оно и должно было проявиться.

Катер представляет несомкнутое судно, снабженное по бортам поплавками, закрепленными на корпусе с помощью проштейнов (рис. 94). Над корпусом катера на сравнительно невысоких стойках смонтировано достаточно развитое воздушное крыло. Для повышения устойчивости по курсу и боковой устойчивости галссер снабжен подводным килем. На судне был применен мощный подвесной мотор, вращающий гребной винт с помощью высокой колонки.

**Проект Д. Лероя.** В 1934 г. галссирующий катер с оригинальной системой воздушной разгрузки разработал американский конструктор Д. Лерой. Его катер представляет гондолообразный корпус, наполненный легким газом, со скелетом под давлением. Для воздушной разгрузки служит весьма сложная система решетчатых крыльев, установленных в средней части корпуса. Энергетическая установка аппарата с помощью вентилятора подает воздух под его днище. Реакция вытекающего в кормовой части аппарата потока воздуха обеспечивает его поступательное движение.

По мнению автора предложения, использование в проекте для разгрузки катера аэроэластических и аэродинамических сил, а также воздушной подушки должно способствовать резкому снижению сопротивления катера и повышению его скорости.

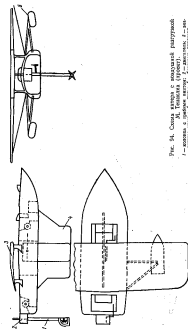


Рис. 94. Схема катера с воздушной разгрузкой М. Тенакля (проект).  
1 — носовая и кормовая стойки; 2 — двигатель; 3 — вентиляционная труба; 4 — киль; 5 — гребной винт.

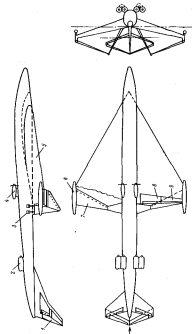


Рис. 95. Схема трансформации судна на подводных крыльях с воздушной разгрузкой Д. Велли (проект).

1 — носовая система крыла; 2 — стартовый двигатель; 3 — акселерометр; 4 — гидравлический датчик; 5 — датчик температуры; 6 — датчик скорости; 7 — датчик давления; 8 — датчик температуры; 9 — датчик скорости; 10 — датчик температуры; 11 — датчик скорости; 12 — датчик температуры; 13 — датчик скорости; 14 — датчик температуры; 15 — датчик скорости; 16 — датчик температуры; 17 — датчик скорости; 18 — датчик температуры; 19 — датчик скорости; 20 — датчик температуры; 21 — датчик скорости; 22 — датчик температуры; 23 — датчик скорости; 24 — датчик температуры; 25 — датчик скорости; 26 — датчик температуры; 27 — датчик скорости; 28 — датчик температуры; 29 — датчик скорости; 30 — датчик температуры; 31 — датчик скорости; 32 — датчик температуры; 33 — датчик скорости; 34 — датчик температуры; 35 — датчик скорости; 36 — датчик температуры; 37 — датчик скорости; 38 — датчик температуры; 39 — датчик скорости; 40 — датчик температуры; 41 — датчик скорости; 42 — датчик температуры; 43 — датчик скорости; 44 — датчик температуры; 45 — датчик скорости; 46 — датчик температуры; 47 — датчик скорости; 48 — датчик температуры; 49 — датчик скорости; 50 — датчик температуры; 51 — датчик скорости; 52 — датчик температуры; 53 — датчик скорости; 54 — датчик температуры; 55 — датчик скорости; 56 — датчик температуры; 57 — датчик скорости; 58 — датчик температуры; 59 — датчик скорости; 60 — датчик температуры; 61 — датчик скорости; 62 — датчик температуры; 63 — датчик скорости; 64 — датчик температуры; 65 — датчик скорости; 66 — датчик температуры; 67 — датчик скорости; 68 — датчик температуры; 69 — датчик скорости; 70 — датчик температуры; 71 — датчик скорости; 72 — датчик температуры; 73 — датчик скорости; 74 — датчик температуры; 75 — датчик скорости; 76 — датчик температуры; 77 — датчик скорости; 78 — датчик температуры; 79 — датчик скорости; 80 — датчик температуры; 81 — датчик скорости; 82 — датчик температуры; 83 — датчик скорости; 84 — датчик температуры; 85 — датчик скорости; 86 — датчик температуры; 87 — датчик скорости; 88 — датчик температуры; 89 — датчик скорости; 90 — датчик температуры; 91 — датчик скорости; 92 — датчик температуры; 93 — датчик скорости; 94 — датчик температуры; 95 — датчик скорости; 96 — датчик температуры; 97 — датчик скорости; 98 — датчик температуры; 99 — датчик скорости; 100 — датчик температуры.

Как и М. Тевяляна, Д. Лерей не предполагал использовать в своем проекте благоприятные условия близости экрана.

**Проект У. Харрисона.** Сложными проблемами в создании акробатизированных аппаратов являются проблемы старта и стабилизации движения. В последние годы за рубежом запатентованы десятки технических решений этих проблем. В 1966 г. американский специалист У. Харрисон разработал проект небольшого двухместного катера на гидрорыльках и с воздушной разгрузкой, выполняемого по схеме «сдвигающее крыло», с открытой кабиной в его средней части. На катере применен мощный подводный мотор; движитель — гребной винт.

Основной отличительной особенностью катера являются его гидрорыльки, устойчивые под днищем аппарата. По расчетам автора проекта, гидрорыльки должны существенно облегчать выход катера на расчетный режим, когда эффективность воздушного крыла еще недостаточна. Снизу лыжи имеют пропильные килы для стабилизации движения в момент разбега.

В проекте обращает на себя внимание то, что на крыле отсутствуют концевые шайбы, как известно, существенно повышающие несущие свойства крыла.

**Проект Д. Велли.** В 1959 г. специалист из ФРГ Д. Велли разработал проект судна на подводных крыльях с воздушной разгрузкой, напоминающий по внешнему виду тяжелый реактивный гидросамолет (рис. 96). Судно оборудовано весьма сложной крылевой системой, включающей основные крылья, расположенные в районе миделя, и кормовые. Одной из основных особенностей системы крыльев является то, что верхние сильно разбитые крылья судна участвуют в обеспечении плавучести. В этих же целях на носовых крыльях предусмотрены специальные хорошо обтекаемые гондолы.

Крылевая система судна отличается также и тем, что ее элементы соединены шарнирно, а в узлах их крепления к корпусу имеются амортизаторы, которые, по расчетам автора проекта, должны смягчать удары крыльев о волны, повышая тем самым мореходность судна.

Энергетическая установка судна включает две группы двигателей: 4 стартовых турбореактивных двигателя, смонтированных по два с каждого борта в кормовой части корпуса, и 2 маршевых турбовитковых двигателя, устанавливаемые на мачтах на верхней палубе судна в районе его миделя.

Продольная устойчивость аппарата обеспечивается главным образом шквными крыльями (основным и кормовым), постоянно контактирующими с водой; управляемость — вертикальными и горизонтальными рулями кормовой системы крыльев. Помимо этого для управляемости судна и повышения стартовых характеристик на нем предусмотрены развитые закрылки и элероны, а также система управления пограничным слоем основного крыла.



В режиме плавания судно, погруженное в воду по верхней катеранию, движется под тягой турбовинтовых двигателей (см. рис. 95). В момент разбега включаются стартовые двигатели, и судно под действием гидродинамической подъемной силы, развиваемой на крыльях, выходит из воды. По мере увеличения скорости аэродинамическая подъемная сила на верхних элементах крыльевой системы возрастает и затем становится решающей силой, поддерживающей судно при движении на расчетном режиме.

Основное преимущество судна автор проекта видит в возможности за воздушное разгрузочное крыло функций обеспечения плавучести, благодаря чему полагается возможность заметно уменьшить размеры корпуса, снизить его сопротивление движению. В то же время, по известным причинам, Д. Велли не слова не говорит о возможности использования благоприятного влияния близости экрана для уменьшения несущих свойств крыла.

Рассмотрение же схемы общего вида судна дает все основания считать, что это влияние будет весьма заметным.

**Проект Е. Хинфорта.** Приблизительно в одно время с Д. Велли (1959 г.) конструкцию сравнительно большого пассажирского катера с воздушной разгрузкой запатентовал американский специалист Е. Хинфорд. Его судно напоминает летающую лодку с подводными крыльями, расположенными по самолетной схеме (два побортово у миделя и один в носу) на высоких стойках (рис. 96). Воздушное крыло значительных размеров закреплено на уровне верхней палубы катера.

Энергетическая установка судна включает два авиационных двигателя с толкающими воздушными винтами, размещенные на пилонках в центральной части крыла.

Устойчивость и управляемость катера в различных плоскостях обеспечиваются закрылками, расположенными на подводных и воздушных крыльях, элеронами и водным рулем. В целях облегчения старта, т. е. преодоления «горба» сопротивления на сравнительно невысокой скорости, воздушное крыло катера оборудовано системой управления пограничным слоем (отсос воздуха).

Одна из особенностей судна — отгибание с помощью специального привода консоли воздушного крыла. Это дает возможность устанавливать их в необходимом положении в зависимости от условий старта и полета. На расчетном режиме они играют роль концевых шайб, препятствующих протеканию воздуха из-под крыла вверх.

Автор проекта считал необходимым специально подчеркнуть, что подводные крылья на его катере применены главным образом с целью облегчения старта судна, поскольку на расчетном режиме большая часть подъемной силы создается воздушным крылом.

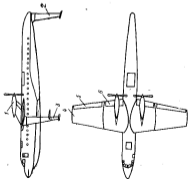
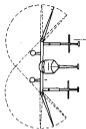


Рис. 96. Схема судна на подводных крыльях с воздушной разгрузкой Е. Хинфорда (проект).  
 1 — двигатель; 2 — корпус; 3 — подводные крылья; 4 — воздушное крыло; 5 — пилонки; 6 — отсос воздуха; 7 — руль; 8 — винт; 9 — пилонки.

**Проект У. Крейга.** В 1963 г. американец У. Крейг разработал проект небольшого катера, напоминающего летающую лодку с довольно сложной системой подводных крыльев, включающей два основных крыла, установленных на миделе, и два меньших крыла в носу и корме. Характерной особенностью катера является конструкция его воздушного (разгрузочного) крыла. Последнее с помощью специального привода может быть установлено под углом к горизонту. Это, в частности, иногда необходимо во время переходных режимов движения.

Энергетическая установка состоит из двух двигателей, установленных в кормовой части катера, которые с помощью длинной валиковой передачи приводят воздушные винты, заключенные в пасады. Подобное высокое размещение винтов должно,

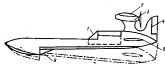


Рис. 97. Схема катера с воздушной разгрузкой У. Э. Крейга (проект).

1 — валица; 2 — носовые крылья; 3 — двигатель с воздушным винтом; 4 — вертикальное оперение; 5 — горизонтальный разгрузочный стабилизатор; 6 — редеа.

во мнении автора изобретения, способствовать снижению их эрозии, возникающей от попадания на винты водных брызг.

Продольная стабилизация движения катера обеспечивается с помощью управляемых подводных крыльев. На расчетном режиме основную часть поддерживающей силы катера составляет аэродинамическая подъемная сила воздушного крыла.

**Проект У. Э. Уолледжа.** В 1972 г. английский специалист У. Э. Уолледж запатентовал оригинальную конструкцию катера с воздушной разгрузкой, несколько напоминающую рассмотренное выше предложение француза М. Хакакса и особенно американского специалиста Д. Томпсона.

Из рис. 97 видно, что аэродинамическая и конструктивная компоновка катера заметно отличается от компоновки всех рассмотренных ранее экранопланов и СПК с воздушной разгрузкой. В кормовой части обтекаемого корпуса катера на высоте выложа закреплены несущее крыло и энергетическая установка, движитель — воздушный винт. Хвостовое оперение — обычного самолетного типа. Для продольной балансировки катера (по дифференту) предусмотрен управляемый стабилизатор, для поперечной — злерона.

Основной особенностью катера является размещение несущего крыла далеко в хвост от ЦТ судна. Это должно обеспечить, во мнении автора проекта, автоматическую продольную устойчивость глиссирования катера на редеах и поддержание угла атаки несущего крыла в заданных пределах (около 6°). Действительно, при увеличении скорости подъемная сила крыла возрастает, что приводит к подъему кормовой части катера, а следовательно, и к уменьшению угла атаки крыла. Последнее вызывает падение подъемной силы и, как следствие, опускание кормовой части катера. К сожалению, в патентной заявке не приводится оценка мореходности судна, которая едва ли может

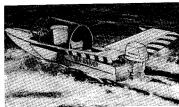


Рис. 98. Японский катер с воздушной разгрузкой «Си Рейдер».

быть высокой при подобной аэродинамической компоновке катера.

Рассмотренный проект отнесен нами к группе судов с воздушной разгрузкой, поскольку при высоте расположения над водой несущим крылом весьма большого удлинения (около 10—12), к тому же не оборудованном конными шпациями, использовать благоприятное влияние эффекта экрана, по-видимому, не удастся.

**Катер «Си Рейдер».** Выше были приведены некоторые несущественные проекты катеров на подводных крыльях с воздушной разгрузкой. Известны и уже построенные за рубежом катера подобного типа. В Японии в последние годы создан катер «Си Рейдер» (рис. 98). Этот катер, в отличие от рассмотренных нами ранее, не имеет подводных крыльев и по своему внешнему виду напоминает обычную глиссирующую моторную лодку, оборудованную воздушным крылом. Корпус катера длиной 4,7 м и шириной 0,9 м — стеклопластиковый. Кокпит катера, расче-

танный на трех человек, закрыт складным колпаком из плексигласа. Воздушное крыло с размахом 3,2 м закреплено на уровне палубы в кормовой части корпуса.

Благодаря V-образной форме крыла снижается опасность касания крылом поверхности воды. На концах крыла установлены небольшие поплавки, предназначенные, по-видимому, для предохранения катера от перевертывания при резком маневрировании. Кроме этого, крыло снабжено управляемым закрылком, угол атаки которого позволяет поддерживать оптимальный дифферент в зависимости от нагрузки катера, скорости и состояния моря.

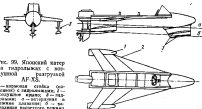


Рис. 99. Японский катер на гидрореакции с воздушной разгрузкой AF-XS.

1 — крыло; 2 — воздушное крыло; 3 — гидрореакция; 4 — гидрореакция в режиме взлета; 5 — гидрореакция в режиме полета

Учитывая весьма ограниченные размеры хорды крыла и его высокое расположение над водой, можно предположить, что благоприятное влияние взрыва на повышение несущих свойств крыла в данном случае используется лишь незначительно. В качестве энергетической установки на катере служит подвесной мотор (с удельной колонкой) мощностью от 15 до 25 л. с. Катер обладает неплохими ходовыми качествами и выпускается серийно.

Катер AF-XS. Специальность японской фирмы «Сэймэйвако-гекосукэи» приваают, что идея создания катера на гидрореакции с воздушной разгрузкой возникла у них после успешных испытаний А. Лявнинцем зериоплана Х-112 и Х-113.

Катер AF-XS востроен в 1972 г. Он представляет собой двухмоторную лодку с сигарообразным четырехметровым корпусом, оборудованную стреловидным крылом с размахом около 3 м (рис. 99). В носовой части корпуса и на концах воздушного крыла закреплены стойки (поплавки). С боковых сторон стоек установлены двухплоскостные узкие глассирующие пластины — гидрореакция. Экрани катера размещены в открытой кабине, защищенной спереди стеклом. Корпус катера, воз-

душное крыло и стойки с гидрореакциями выполнены из легких сплавов. Масса порожнего катера равна 100 кг при полной массе около 300 кг. В качестве энергетической установки на катере применен серийный подвесной мотор «Ямахо» мощностью 25 л. с.

В январе 1973 г. были проведены обширные ходовые и мореходные испытания катера, в том числе и сопоставительные испытания серийного глассирующего 12-футового катера, оборудованного таким же двигателем «Ямахо». Помимо самоходных проводимых буксировочных испытаний катера с помощью быстрходной моторной яхты. Испытания подтвердили ожидаемые характеристики катера. Так, в результате благоприятного влияния воздушного крыла и гидрореакции аэродинамическое качество на расчетном режиме было заметно выше, чем у обычных глассирующих катеров. Это выразилось в том, что максимальная скорость рассматриваемого катера с одним пассажиром достигала 53 км/ч против 43 км/ч у обычного катера, т. е. оказалась выше примерно на 24%. Установлены значительные резервы мощности двигателя, не реализованные из-за неоптимальных характеристик гребного вала.

Сопоставительные мореходные испытания обоих катеров, проведенные одновременно в одинаковых условиях, также показали весьма существенные преимущества рассматриваемого катера. Авторы проекта объясняют это благоприятным амортизирующим влиянием гидрореакции и воздушного крыла. Так, испытания позволили установить, что на этом катере при движении на волнении с высотой волн 0,3—0,5 м и скорости более 30 км/ч катаная качка и удары о волны почти не ощущались, в то время как на обычном катере в подобных условиях возникающие перегрузки достигали больших значений. При высоте волн 0,5 м и скорости 40 км/ч обычный катер считался опасным для его прочности удары о гребки волн. Рассматриваемый же катер был испытан при высоте волн 0,5 м и скорости 55 км/ч; перегрузки не считались опасными и легко переносились экипажем.

На неоптимальных технических решениях в конструкции катера, выявленных в процессе его испытаний, специалисты фирмы отмечают прежде всего сигарообразную форму корпуса, весьма затрудняющую выход катера на расчетный режим движения (на гидрореакциях). Кроме того, не удалось до конца решить проблему устойчивости катера, особенно при движении на волнении. Катер склонен был раскачиваться по курсу, совершать колебания в продольном и поперечном направлениях, чему способствовал подсос воздуха к венту. Неудовлетворительной оказалась и возвратность катера, проявлявшаяся в недостатке большой циркуляции.

Как и у катера «Сей Рейдера», на катере AF-XS благоприятное влияние близости экрана на повышение несущих свойств воздушного крыла, по-видимому, использовалось весьма неоп-

чительно. Этот вывод напрашивается в результате рассмотрения компоновочной схемы катера, из которой видно, что его воздушное крыло при движении на расчетном режиме отстоит от поверхности воды на высоте, практически исключаящей указанное влияние.

#### Глава IV. ПРОЕКТЫ БОЕВЫХ КОРАБЛЕЙ-ЭКРАНОПЛАНОВ

Достаточно бросить беглый взгляд на историю создания за рубежом быстроходных судов, чтобы заметить пристальное внимание военных ведомств к лондонскому работам в этой области.

Первый проект глиссирующего микроскопа разработан в 1870 г. известным английским кораблестроителем К. Рамусом. В 1897 г. перед официальными представителями военного ведомства демонстрировал свой катер на воздушной смазке «Ланос-3» французский инженер К. Адер. В 1916 г. австрийский специалист Д. Томанкул построил первый в мире торпедный катер переходного типа от «воздушной смазки» к воздушной подушке. В конце 30-х годов шведский инженер Н. Тронг разработал для военного министерства проект первого в мире боевого экраноплана и т. д.

Особенно широко работы по созданию быстроходных боевых катеров с динамическими принципами поддержания были развернуты за рубежом и последние годы. В целях координации усилий различных фирм в решении основных проблем, возникающих при проектировании и постройке таких судов, создаются специальные организации.

Так, в США для комплексного исследования и координации всех работ в области кораблестроения в 1967 г. был образован центр кораблестроительных исследований и разработок ВМС. Крупная лаборатория аэродинамики этого центра является головной организацией в системе ВМС по созданию кораблей с динамическими принципами поддержания. Кроме того, в США имеется специальный консультативный комитет при техническом консультативном совете Министерства торговли. Он создан для выявления основных технических проблем в области создания СВП и экранопланов.

В 1976 г. в ФРГ по заданию военного ведомства построен один небольшой транспортный экраноплан X-114.

Опубликовано уже более 20 проектов кораблей — экранопланов различного боевого предназначения: авианосцы, ударные, противолодочные, патрульные, десантные, транспортные. Этими проектами занимаются главным образом крупные авиационные и ракетостроительные фирмы США. Так, фирма «Дженерал Дайнамикс» («Грумман») разработала проект экрано-

плана-ракетоносца, фирма «Боинг» — проект противолодочного экраноплана, фирмы «Локхид» и «Винкс Рисерч Корпорейшн» спроектировали военно-транспортные экранопланы, фирма «Рисерч Аффайлэйтс Интернарейтс» — противолодочный и транспортно-десантный аппараты и т. д.

#### § 14. Взгляды зарубежных специалистов на боевые экранопланы

Высказывания ряда зарубежных специалистов (А. Лаппина, В. Корриана, Д. Мак-Мастера), а также направленность и характер разработок боевых экранопланов позволяют составить достаточно полное представление об оперативно-тактических особенностях экранопланов и их преимуществах перед кораблями других типов (водоизмещающими, глиссирующими, КПК и КВП).

Основными достоинствами экранопланов являются: значительно более высокая скорость движения; амфибийность, т. е. возможность передвигаться не только по воде, но и по суше;

неуязвимость от минно-торпедного оружия; полет в отрыве от основной поверхности и на очень малой высоте (вблизи водной поверхности).

По мнению (зарубежных) специалистов, экранопланы могут достичь скорости 370—500 км/ч, т. е. быть на порядок выше скорости водоизмещающих судов, в 4—5 раз превзойти скорость глиссирующих катеров и кораблей на подводных крыльях (КПК) и в 3—4 раза скорость верескитных кораблей на воздушной подушке (КВП). Преимущество кораблей-экранопланов в скорости является важным оперативно-тактическим достоинством их, причем, как и любого носителя оружия или боевой техники (самолета, танка и т. д.), независимо от боевого предназначения.

Высоко оцениваются (зарубежными) специалистами амфибийные качества экранопланов, которыми помимо них обладают лишь КВП с полным отрывом от воды (т. е. с оплывом или камерной схемой образования подушки).

Учитывая весьма высокую скорость движения экраноплана на расчетном режиме околокраноплана полета и сравнительно небольшие возмущения, передаваемые им в толщу воды, считают, что вероятность его поражения минно-торпедным оружием пренебрежимо мала. Подобным качеством помимо экранопланов из известных типов кораблей обладают лишь КВП с полным отрывом от воды, правда, в значительно меньшей степени.

По мнению зарубежных военных специалистов, трудно переоценить такое качество экранопланов, как их способность лететь в отрыве от воды и суши. Оно существенно расширяет бое-

выс возможности этих аппаратов для нанесения удара по цели, при передислокации, облегчает решение проблемы тылового обеспечения (ремонт, снабжение) и т. д.

Не менее важным тактическим свойством рассматриваемых аппаратов считается полет на предельно малой высоте, который затрудняет своевременное обнаружение их корабельными средствами (в том числе и РЛС) для приведения в состояние боевой готовности огневых средств ПВО и отражения удара.

Отмеченные преимущества кораблей-экранопланов перед другими типами кораблей, по мнению зарубежных специалистов, могут быть наиболее полно использованы при создании авианосцев, ударных, противолодочных, патрульных и транспортно-десантных кораблей.

В зарубежной печати подчеркивалось, что создание кораблей указанных классов в виде экранопланов резко повысит их боевую эффективность и существенно расширит круг решаемых задач. Это в свою очередь повлияет на оперативно-тактическое использование кораблей упомянутых классов в реального вида операциях.

#### § 15. Авианосцы и ударные экранопланы

**Экраноплан-авианосец.** В конце 50-х и начале 60-х годов английский специалист А. Педрик, работавший в области проектирования экранопланов, предложил оригинальные аэродинамические схемы аппаратов. Одним из его патентов является проект экраноплана-авианосца, разработанный в конце 1962 г.

Внося свое предложение, автор считал, что значительная скорость авианосца-экраноплана, близкая ко ваletно-посадочной скорости современных боевых самолетов (200—300 км/ч), позволит существенно облегчить выполнение взлета и посадки самолетов на палубу этого авианосца. Кроме того, отсутствие качки экраноплана-авианосца на расчетном режиме околокромного полета будет способствовать повышению мореходности подобного корабля, а следовательно, и эффективному использованию оружия в условиях волнения. Автор предложения отмечает такое преимущество корабля, как его неуязвимость под воздействием кинжо-торпедного оружия.

Разработанный А. Педриком экраноплан-авианосец предназначен для базирования 20—30 легких боевых самолетов (по-видимому, истребителей и истребителей-штурмовиков). Экраноплан выполнен по схеме «летающее крыло» с толстыми концевыми шпангоутом (рис. 100). В носу на верхней палубе расположено хорошо обтекаемая надстройка с боевыми постами управления кораблем и оружием (самолетами). Хвостовое отверстие включает два развитых вертикальных килей с воздушными рулями надвратками.

Энергетическая установка корабля состоит из десяти газотурбинных двигателей, размещенных в кормовой части корпуса.

Воздухозаборники турбин, предназначенные для отсоса воздуха, в целях повышения несущих свойств корпуса-крыла расположены на верхней палубе. Для движения авианосца в водозащитном режиме предусмотрены два гребных вала.

Авиационные технические средства включают обширный одноуровневый ангар, занимающий большую часть корпуса корабля, и три самолетоподъемника, два из которых подают самолеты из ангара на палубу и один убирает их после посадки.

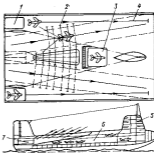


Рис. 100. Схема экраноплана-авианосца А. Педрика (проект).

1 — кормовой авиационный ангар; 2 — взлётно-посадочная полоса; 3 — корпус; 4 — надстройка (посты управления кораблем и оружием); 5 — два вертикальных килей с развитыми надвратками; 6 — два гребных вала; 7 — энергетическая установка.

Предполагается, что взлет самолеты будут осуществлять, как правило, с помощью двух катапульт, для посадки предусмотрен профинишер.

Помимо экраноплана-авианосца Педрика известен проект подобного корабля американца Д. Уорнера, который предложил его еще в 1939 г., руководствуясь приблизительно теми же соображениями, что и английский специалист.

**Экраноплан-ракетноосец.** Проект 300-тонного экраноплана-ракетноосца разработан фирмой «Грумман» в 1956 г. на базе ряда исследовательских работ в области создания кораблей с динамическими процессами движения. Из рис. 101 видно, что эк-

эраноплан выполнен по схеме летающее крыло. Корабль отличается возмещаемой в полете геометрией крыла. Это достигается за счет особой конструкции шасси-подплыва. Последние с помощью специального привода могут отблаться вверх и занимать оптимальное положение в зависимости от условий полета (высота полета, состояние моря и т. д.). Опыт создания подобных устройств фирма приобрела в процессе разработки ряда проектов истребителей, в частности, истребителя типа F-111.

С целью снижения возмущения потока воздуха над крылом кабина экипажа экраноплана установлена на обтекаемых стой-

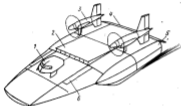


Рис. 101. Схема экраноплана-ракетоносца фирмы «Грумман» (проект).

1 — носовая рубка; 2 — воздуховодные тоннели стартовых двигателей; 3 — носовые аэлокрылья; 4 — аэлокрылья; 5 — стабилизирующие боковые шпангоуты (шпангоут); 6 — крылья лодки плавным утолщением растоятого скелета.

ках. Крыло заканчивается мощным закрылком, используемым, по-видимому, в системе старта для создания статической воздушной подушки. Маршевые двигатели установлены на высоких плавниках над крылом; на них же смонтированы и рули направления.

Одной из особенностей корабля является то, что воздуховодники стартовых двигателей расположены на верхней палубе; при полете на расчетном режиме они закрываются специальными крышками.

Вооружение корабля состоит из ракет, по-видимому, класса «корабль — корабль» для универсальных ЗУР. Их пусковые установки скрыты в крыле, и пуск ракет производится через люки, открываемые в момент пуска. В крыле размещены и погреба боезапаса.

RAM-1. Фирма «Рисерч Аффайлэйтс Интернарейтс», организованная в 1961 г., выполняет для ВМС США опытно-конструкторские и научно-исследовательские работы по созданию КВП и экранопланов. Фирма широко практикует строительство моделей и опытных образцов кораблей, а также привлекает другие американские фирмы в качестве контрагентов.

В последнее время фирмой под руководством В. Дагема разработаны два проекта боевых кораблей-эранопланов RAM-1 и RAM-2, которые весьма сильно различаются по своему назначению и основным характеристикам. Одна из особенностей обоих вариантов экраноплана фирмы — возможность использования их для полетов на значительной высоте от земли (более 2000 м).

Противолодочный экраноплан RAM-1 предназначен для поиска, обнаружения и поражения подводных лодок; он может быть также использован для переброски грузов и десанта.

Аппарат при полной массе около 80—90 т выполнен по схеме летающего крыла с двумя носовыми развитыми консолями для обеспечения высоких значений аэродинамического качества и нужных характеристик поперечной устойчивости.

Вооружение корабля состоит из новых средств обнаружения подводных лодок и их поражения (общей массой около 11 т). Все вооружение катера размещено в основном крыле в помещениях объемом около 85 м<sup>3</sup>.

Энергетическая установка аппарата состоит из двух или четырех двигателей, размещенных в консолях крыльев. Их мощность превышает 8000 л. с., что обеспечивает кораблю скорость полета 185—240 км/ч; посадочная скорость составляет около 30 км/ч, т. е. приблизительно в два раза превышает ее значение у современных зарубежных противолодочных кораблей. Запасы топлива обеспечивают аппарату дальность полета около 3000 км при скорости 160 км/ч.

Катер оборудован стартовым устройством, включающим образованную статической воздушной подушкой по солевой схеме. Кроме того, кормовые сопла могут быть направлены вниз для образования струйного закрылка, что также должно способствовать повышению несущих свойств крыла при выполнении экранопланом взлетно-посадочных операций. Наконец, в системе старта предусмотрено и специальное устройство для обдува верхней поверхности крыла. Как известно, благодаря этому затихивается вихрь срыва забегавшего потока воздуха.

По мнению автора проекта, отличительная особенность аппарата — возможность эффективно использовать указанную систему старта на режимах полета экраноплана, в том числе и в свободном полете в отрыве от экрана.

Высота полета RAM-1 при полной нагрузке составляет 0,6 м. При этом расходуется 1500 л. с. на образование подушки и

300 м. с. для движения корабля. До высоты полета  $h=1,8$  м вес поднимаем сила создается за счет динамической воздушной подушки; на высоте более 8 м полет происходит в самолетном режиме.

Максимальная высота полета корабля составляет около 2200 м, на крейсерской скорости — 1000 м. «РАМ-1» обладает весьма высокой скороподъемностью, достигающей 150—300 м/мин. При взлете корабль может преодолеть препятствие высотой около 17 м на расстоянии 115 м от места старта; для посадки экраноплана необходима акватория около 85 м.



Рис. 102. Атака противолодочным экранопланом RAM-1 подводными лодками противника.

Стабилизация полета корабля как вблизи экрана, так и за пределами его влияния обеспечивается правильно выbranной аэродинамической компоновкой экраноплана, однако он оборудован также и автоматической системой подвижных реактивных сопел и закрылков. Для снижения перегрузок при посадке аппарат снабжен специальными наддувными «системами».

На рис. 102 изображен момент арсследования экранопланом типа RAM-1 подводной лодки противника.

«Лоббой». Известная американская авиационная фирма «Бойнг» в конце 60-х годов вела интенсивные работы по созданию противолодочного экраноплана, получившего название «Лоббой». Этот экраноплан был включен в перечень перспективных средств борьбы с современными подводными лодками на открытых морских и океанских просторах. Считается, что в случае создания

соответствующих средств поиска и поражения лодок он может оказаться эффективным средством противолодочной обороны.

Экраноплан «Лоббой» вышлелен по чисто самолетной схеме. Он напоминает современный транспортный самолет с низко расположенным крылом (рис. 103). Экраноплан не обладает достаточной мореходностью и по аэродинамической и конструктивной компоновке предназначен для базирования лишь на береговых базах. Эта особенность отличает его от всех других зарубежных экранопланов. Поэтому и в рассматриваемом здесь корабле-экраноплане он может быть отнесен лишь условно.

При полной массе 125 т масса противолодочного вооружения экраноплана, включая всеобщую поисковую аппаратуру и средства поражения лодок, составляет 6,8 т. Состав вооружения мо-



Рис. 103. Противолодочный экраноплан «Лоббой».

жет быть увеличен за счет соответствующего сокращения запаса топлива.

Одной из особенностей экраноплана является его крыло с че-бычно большим для подобных аппаратов удлинением. В то время как все остальные зарубежные экранопланы (исключая аппараты X. Вейландта) имеют крылья с  $\lambda=1\div3$ , на рассматриваемом аппарате удлинение крыльев равно  $\lambda=12$ , т. е. существенно больше, чем удлинение крыльев современных транспортных самолетов ( $\lambda=8\div10$ ). Очевидно, удлинением крыла аппарата автор проекта стремился добиться дальнейшего повышения его аэродинамического качества, а следовательно, и дальности полета (или массы вооружения).

Другая особенность аппарата, также отличавшая его от всех известных экранопланов, заключается в том, что на крыле отсутствуют концевые выносы, как известно, резко повышающие аэродинамическое качество крыла при его движении вблизи экрана (в 2—3 раза).

Площадь крыла экраноплана составляет 220 м<sup>2</sup>. Таким образом, удельное давление на единицу площади крыла равно около 558 кгс/м<sup>2</sup> и, следовательно, находится на уровне его значении у современных зарубежных бомбардировщиков. Размеры крыла,

в частности его размах (52 м) и удлинение, выбраны из условия обеспечения полета экраноплана над поверхностью моря при высоте воды до 4 м. Для реализации максимально возможных несущих способностей крыла высота полета над гребнем волны предусмотрена всего 0,9 м.

Энергетическая установка экраноплана включает 4 турбовентиляторных двигателя с высокой степенью двухконтурности, которые, по мнению специалистов фирмы, наиболее подходят для подобных аппаратов с умеренными скоростями полета. Двигатели обеспечивают экраноплану крейсерскую скорость на расчетном режиме околокранового полета 290—300 км/ч.

Запасы топлива составляют 65,6 т (52,5% от полной массы); они обеспечивают дальность полета экраноплана около 12 300 км и продолжительность полета 36 ч. В качестве стартовых (взлетных) двигателей, а также для повышения скорости полета в полете за пределами влияния земли на экраноплане предусмотрены дополнительные турбовентиляторные двухконтурные двигатели, размещаемые в его крыле.

#### § 17. Патрульные катера-экрaнопланы

Проект А. Гада. Выше были кратко рассмотрены основные особенности проектов катеров с воздушным килем, т. е. с воздушной разгрузкой. Одно из первых предложений, касающихся подобных конструкций катеров, было сделано в конце 1941 г. американским специалистом А. Гада.

Катер предназначен для несения патрульной службы и борьбы с кораблями противника. Он вооружен торпедами, скорострельной авиационной пушкой и крупнокалиберным пулеметом.

По аэродинамической и конструктивной компоновкам он напоминает обычный двухплановый гидросамолет, у которого отсутствуют консоли крыльев, т. е. имеется лишь средняя часть — центроплан (рис. 104). Органы управления катера также аналогичны применяемым на гидросамолетах: хвостовое оперение, включающее киль и руль направления, и водный руль для управления катером при движении по воде.

В качестве энергетической установки на катере применены, в зависимости от его модификации, один или два авиационных двигателя воздушного охлаждения.

По мнению автора проекта, оборудование катера воздушным килем должно обеспечить ему заметное повышение скорости за счет снижения гидродинамического сопротивления. Вследствие уменьшения силы ударов корпуса о встречные волны должна также улучшиться мореходность катера.

Катер Д. Касбай и Д. Шваллрефа. В 1967 г. специалистами американской фирмы «Дженерал Дайвиникс» был разработан проект патрульного катера-экрaноплана. Катер предназначен для патрулирования в прибрежных водах, охраны побережья, а так-

же для огневой поддержки войск, действующих на прибрежном фланге.

Катер вооружен двумя, по-видимому, универсальными крылатыми ракетами класса «корабль — корабль», расположенными на верхней палубе, и скорострельными артиллерийскими установками, размещенными на палубе в носовой части посплывков.

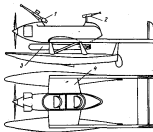


Рис. 104. Схема патрульного катера с воздушной разгрузкой (проект).

1 — воздуховодная установка; 2 — крупнокалиберный орудие; 3 — торпеда; 4 — воздушный киль.

Для определения надводной и воздушной обстановки служит радиолокационный станция с антенным носом, установленным на крыше надстройки катера. Здесь сосредоточены все боевые посты управления оружием и технические средства экраноплана.

Аппарат выполнен в виде катамарана по схеме «детачное крыло» (рис. 106). Весыла разбиты в длину посплывки, выполняющие роль концевых шпангоу, имеют обводы «морских саней». Пространство под длинным корпусом-крылом с носа и кормы ограждено двумя парами шпангоу, которые в полете должны обеспечить продольную и поперечную стабилизацию.

Энергетическая установка экраноплана состоит из двух турбовентиляторных двигателей с воздушными компрессорами, размещенными с целью снижения забрызгиваемости на крышу надстройки.



Поток воздуха, нагнетаемый вентиляторами, используется для создания воздушной подушки, а от турбин двигателя — для обтекания поступательного движения катера.

Система управляемых заслонок (дофакторов) позволяет распределять отбрасываемые двигателем газы между воздушной подушкой и выхлопными соплами, создающими тягу, в зависимости от режима движения катера. Так, при старте почти вся мощность турбин может быть использована для создания воз-

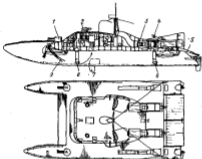


Рис. 105. Облик расположения патрульного катера-скановлаза формы «Джонсон Дайвинкс» (проект).

1 — турбоприводная установка; 2 — створчатый руль регулируемой скорости; 3 — гидротурбинная установка; 4 — датчик для точной установки; 5 — корпусной корпус с шнеками; 6 — вертикальные убрывающиеся сопла с гребными винтами; 7 — убрывающиеся клапаны гидротурбинной установки; 8 — носовые убрывающиеся сопла; 9 — носовый шнек с винтом.

душной подушке и снижении осадки экрановлаза (а следовательно, и его сопротивления). По мере увеличения скорости движения катера и возрастания аэродинамической подъемной силы все большая доля газов, отбрасываемых турбинами, используется для создания тяги.

По мнению авторов проекта, подобная система заслонок позволяет отказаться от применения специальных стартовых двигателей и тем самым снизить массу энергетической установки корабля. Кроме того, она обеспечивает плавный и безопасный переход аппарата от старта и околоэкранового полета.

Для дантильного патрулирования катера на малом ходу в водонезащищенном режиме на нем предусмотрены две выдвижные колодези (с гребными винтами), расположенные в носовой и кормовой частях экрановлаза.

Устойчивость катера по курсу обеспечивается двумя воздушными винтами, а управление — рулями. В режиме плавания катер управляется с помощью водных рулей.

Д. Клейди и Д. Шалариф разработали также патрульный катер, отличающийся от рассмотренного (рис. 106) иной аэродинамической компоновкой и слемой обделки расположения, а частности, трехкильным хвостовым оперением с высокой распо-

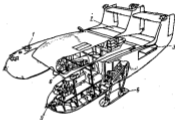


Рис. 106. Облик расположения патрульного катера-скановлаза формы «Джонсон Дайвинкс» (проект).

1 — турбоприводная установка; 2 — створчатый руль регулируемой скорости; 3 — носовый шнек с винтом; 4 — гидротурбинная установка; 5 — носовый шнек с винтом; 6 — датчик для точной установки.

ложением гонимостальным стабилизатором и рулем высоты. Катер оборудован стартовыми гидроджками, которые, по мнению авторов, должны существенно улучшить его калетно-посадочные характеристики, особенно в сложных гидрометеорологических условиях. Этого можно достичь как за счет повышения аэродинамического качества экрановлаза в момент разбега и выхода на расчетный режим, так и вследствие амортизирующего эффекта гидроджек в переходных режимах.

По оценке авторов проектов патрульных катеров-скановлазов, основные их преимущества перед состоящими на вооружении ВМС США глиссирующими катерами и катерами на водных крыльях заключаются: а 4—5 раз более высокая скорость, преодоление мелководных участков и использование в тяжелых погодных условиях (калет и посадки в закрытых бухтах).

## § 18. Десантные и транспортные экранопланы

Экраноплан А. Липинца Х-114. В 1974 г. министерство обороны ФРГ заказало фирме «Рейнфлюгтеубау», где работает А. Липинц, постройку шестиместного военно-транспортного экраноплана Х-114 (рис. 107). Аппарат представляет собой дальнейшее развитие испытанного в 1970 г. экраноплана Х-113. Это видно и из сопоставления рис. 72 и 107.

Аэродинамическая и конструктивная компоновки экраноплана — традиционные для автора проекта. При полной массе 1350 кг аппарат сможет поднимать 5 пассажиров или 460 кг



Рис. 107. Модель военно-транспортного экраноплана А. Липинца Х-114.

груза. Экраноплан имеет планер с размахом крыла 9 м. На аппарате установлен двигатель «Лайонпит» мощностью 205 л. с., размещенный на крыше кабины в хорошо обтекаемой gondole; винт заключен в псаду. Весь двигатель-двигательный комплекс, включая дпгатель, разработан фирмой специально для данного аппарата.

Энергетическая установка обеспечивает экраноплану эксплуатационную скорость 75—200 км/ч. Дальность полета аппарата с пятью пассажирами и 100 кг топлива составляет более 1000 км.

Одной из основных особенностей экраноплана Х-114, отличающих его от всех других проектов А. Липинца и проектов других авторов, является убирающееся колесное шасси. Это позволяет использовать аппарат не только с водной поверхности, но и с земли, что, по мнению автора проекта, существенно расширяет его возможности, особенно если учесть военное назначение данного экраноплана.

Фирма-строитель аппарата Х-114 задумает после успешных его испытаний получить заказ на создание гражданского варианта этого экраноплана. Кроме того, по мнению А. Липинца, опыт, накопленный фирмой в процессе создания и испытания аппарата Х-114, откроет перед ней широкие возможности строительства более крупных аппаратов различного назначения.

«Колумбия». В 1961 г. Управление военно-морских операций ВМФ США объявило конкурс на разработку проекта большого военно-транспортного экраноплана, победителем в котором выдана фирма «Викл Ресерч Корпорейшн», предложившая проект экраноплана «Колумбия». Этот 100-тонный военно-транспортный экраноплан был разработан фирмой при участии специалистов ВМФ США. Он предназначался для перевозки 120 человек или 40 т груза. Согласно зарубежным публикациям постройка аппарата была начата в 1964 г., но вскоре была прекращена по неизвестным причинам, несмотря на якобы успешные испытания полнатурной одноступенчатой модели VRC-1, кратко описанной выше.

Аппарат представляет собой катамаран с корпусом в виде толстого крыла малого удлинения, установленное на два поплавка (рис. 108).

В корпусе экраноплана с высотой междупоплавного пространства около 2,4 м расположено грузопассажирское отделение, рассчитанное на размещение 120 десантников или четырех стандартных грузовых контейнеров размером 2,4×2,4×6,1 м и массой по 10 т каждый. Грузопассажирское отделение находится в районе, обеспечивающем необходимую жесткость аппарата при различной его загрузке. Это необходимо, как известно, для обеспечения продольной устойчивости аппарата.

При разработке проекта экраноплана большое внимание было уделено вопросам обитаемости пассажиров, в частности звукоизоляции. Для выполнения погрузочно-разгрузочных операций на аппарате предусмотрены бортовые лифты и грузовой люк в верхней палубе.

Благодаря применению автоматизации управления кораблем и техническим средствам (энергетической установки и др.) его экипаж составляет всего два человека. Они размещаются в ходовой рубке, предусмотренной в носовой части корпуса (несущего крыла) аппарата.

Энергетическая установка экраноплана включает две группы газотурбин Т-64 мощностью по 2270 л. с. (суммарная мощность энергетической установки 13 620 л. с.). Она обеспечивает скорость полета 185—220 км/ч. Две ГТД, составляющие группу маршевых двигателей, установлены на специальных пилонах в кормовой части верхней палубы корабля (они работают на ВРШ).

Другая группа стартовых (ходовых) двигателей, состоящая из четырех указанных ГТД Т-64, предназначена для выхода

экранныланы на расчетный режим околокранного полета. В этих целях каждая пара двигателей спарена с помощью трансмиссии с осевым вентилятором, размещенным в ДП аппарата (в его оконечностях). Оба вентилятора нагнетают воздух в общий ресивер корабля, расположенный по периметру под его днищем.

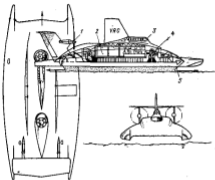


Рис. 108. Общее расположение энерго-трансмиссионного экраноплана «Колумбус» (проект).

1 — маршевый двигатель; 2 — движитель для гребки и дельты; 3 — боковой дельта; 4 — осевой вентилятор; 5 — носовая воздушная завеса.

Каждый вентилятор может работать от одного ГТД, для чего в системе передачи имеется специальная разъемная муфта. Мощность двигателей и производительность вентиляторов выбрана из условия старта в нормальных условиях при работе лишь одного вентилятора.

По мнению авторов проекта, указанный выше значительный резерв мощности энергетической установки обеспечивает, с одной стороны, эксплуатацию корабля в более тяжелых условиях или при увеличенной полезной нагрузке, а с другой стороны, позволяет существенно повысить моторесурс двигателей за счет более легких режимов их работы.

Одной из особенностей аппарата, отличающей его от всех известных в настоящее время экранопланов, является система поддува. Как уже было отмечено, ее назначение — снижение гидродинамического сопротивления судна при его разбеге до отрыва от воды. Это позволяет существенно повысить аэродинамическое качество экраноплана, что особенно важно в момент преодоления «горба» сопротивления. На «Колумбусе» система поддува предусматривает создание обычной статической воздушной подушки по сопловой схеме, как у большой части современных СВП (см. рис. 108). Кроме указанных выше вентиляторов и ресивера стартовое устройство включает специальный сопловый аппарат с поворотными направляющими лопатками и гибкое ограждение вдоль поплавков корабля.

Предполагается, что в начале разгона экраноплана с помощью системы поддува он будет значительно приподнят из воды за счет статической воздушной подушки под осевым корпусом. С целью снижения расхода (утечки) воздуха предусмотрена специальная воздушная завеса, образующаяся с помощью сопловой системы по всему периметру днища аппарата. По мере увеличения скорости корабля и роста скоростного напора расход воздуха через носовые, а затем и кормовые сопла уменьшается и для образования подъемной силы (динамической воздушной подушки) используется скоростной напор набегающего воздуха. Когда скорость экраноплана будет достаточной для образования подъемной силы, равной его массе, воздушные двигатели выключают. Примененное в проекте гибкое ограждение, установленное вдоль поплавков аппарата, обеспечивает ему повышенную мореходность, т. е. расширяет возможности эксплуатации в условиях разнотого волнения.

Выполненные фирмой расчеты показывают, что аэродинамическое качество корабля резко повышается с уменьшением его высоты движения. Так, если для его движения с крейсерской скоростью 187 км/ч на высоте около 1,2 м (до среза боковых сопел) необходима мощность около 9350 л. с., то при полете на высоте 0,3 м (в штиль) потребная мощность равна всего около 3700 л. с. В первом случае, чтобы обеспечить движение аппарата, приходится прибегать к использованию тяги бортовых сопловых устройств (соответствующим поворотом направляющих лопаток).

Для управления экранопланом на крейсерских скоростях установлены два воздушных руля, расположенные в струе винтов маршевых двигателей. На малых скоростях применяют поворотные лопатки бортовых сопловых устройств или реверс тяги с помощью ВРП. Путевая стабилизация корабля обеспечивается килем (пертичными стабилизаторами) его оперения.

Основные конструктивные элементы аппарата выполнены по типу аэрокосмических. Их предполагали изготовить в основном из легких алюминиевых сплавов. Верхнюю палубу со сложными

ободами для упрощения технологии планировали выполнять из стекловолокна (фиброгласа). Выполненный расчет прочности корпуса показал, что запас ее достаточен для эксплуатации экраноплана в условиях заданного полета.

В проектных материалах значительное внимание уделено исследованию эксплуатации корабля, в частности, упрощению его базирования. Для подобных аппаратов считается наиболее целесообразной стоянка на специальных береговых slipsах. Поэтому влода поплавок «Колумбин» предусмотрены усиленные вертикальные килы с соответствующим поперечным набором. Система гибких ограждений, закрепленных по внешнему борту поплавков, во время стоянки экраноплана на суше остается совершенно невпущенной. Предусмотрены необходимые подкрепления и основного корпуса (крыла), допускающие транспортировку корабля при неработающих двигателях по земле на специальной колесной платформе.

В процессе разработки проекта аппарата экспериментально исследовались (в том числе и на упомянутой ранее полуплывучей пилотируемой модели VRC-1) мореходность, устойчивость и управляемость. Было установлено, в частности, что, несмотря на вполне удовлетворительные характеристики продольной устойчивости, которые следует ожидать у экраноплана, не исключена возможность оборудования его специальной автоматической системой стабилизации (по типу автопилота). Окончательное решение по данному вопросу должно быть принято уже в процессе испытания корабля. Нельзя считать окончательным решением и ряд других сложных технических вопросов, например, проблему вибрации у длинных валопроводов привода вентиляторов.

**RAM-2** разработанной американской фирмой «Рисерс Аффайлэйтс Интернарейтс» десантно-транспортный экраноплан RAM-2 предназначен для переброски небольших дивизионных групп в прибрежных районах и применяется, когда требуются высокие скорости, амфибийные и маневренные качества корабля. Однако специалисты фирмы считают, что по данной схеме может быть создан и крупный десантно-транспортный экраноплан.

RAM-2 при полной массе около 16—18 т, как и RAM-1, выполнен по схеме «летающее крыло» малого удлинения. С боков крыло ограничено развитыми шайбами, в которых размещается энергетическая установка корабля и стартовые устройства. Масса конструкции экраноплана составляет около 1,4 т. Предполагается, что для приема десанта и техники верхняя часть крыла будет откидываться в виде большой аппарели. Полезная нагрузка катера составляет 2,5 т.

Экраноплан оборудован ГТД, обеспечивающим катеру скорость полета до 450 км/ч, причем без нагрузки он может развивать скорость до 650 км/ч. Минимальная скорость полета

вблизи экрана в зависимости от состояния нагрузки составляет примерно 65—93 км/ч. Дальность полета аппарата при запасах топлива около 1 т 900 км. Скорость забора экранопланом воздуха составляет 610—1220 м/мин. Длина разбега с полным грузом и в средних гидрометеорологических условиях 115 м, пробег — 85 м.

В описываемых материалах специально подчеркиваются высокие амфибийные качества кораблей этого типа, что, по мнению авторов проекта, имеет важное значение, особенно для



Рис. 109. Использование десантно-транспортных экранопланов типа RAM-2 для высадки десанта в условиях сильного противодесантного противника.

десантного экраноплана. На рис. 109 приведен момент высадки десанта с разнородной боевой техникой при помощи больших кораблей-экренопланов, выполненных по схеме катера RAM-2, а условиях сильного противодействия противника.

Проект В. В. Коржиня. Как уже отмечалось, с 1961 г. разработкой и постройкой опытных экранопланов в США занимается авиационная фирма «Локхид», где под руководством В. В. Коржиня в 1963—1966 гг. были построены два небольших катера-экреноплана.

В последние годы В. В. Коржинин разработал проект военно-транспортного экраноплана полной массой 18,1 т (рис. 110). Аппарат выполнен по самолетной схеме; длина корпуса 21,4 м и размах крыла 16,5 м. Крыло оборудовано коническими шайбами, отблизившимися в полете на оптимальный угол и завис-

мости от гидрометеорологических условий полета. С целью улучшения взлетно-посадочных характеристик на крыле предусмотрены предкрылки и закрылки. Большой грузовой люк со специальной аппаратурой, расположенный в носовой части корпуса экраноплана, позволяет транспортировать на аппарате громоздкую военную технику.

Энергетическая установка экраноплана состоит из двух вандюковых двигателей суммарной мощностью 2750 л. с., размещенных на вышках пилонных для уменьшения забрызганности двигательно-двигательного комплекса. Двигатели обеспечивают аппарату скорость полета около 315 км/ч. Согласно расчетам аппарат при полете на высоте 1,5 м над поверхностью воды будет иметь значение аэродинамического качества 23—24, т. е. в 1,5 раза больше, чем у современных транспортных самолетов. Это увеличит примерно в 1,5 раза дальность его полета (при равной скорости) или в случае той же дальности повысит его грузоподъемность.

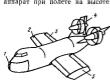


Рис. 110. Схема носово-транспортного экраноплана формы «Людвиг» (проект).

1 — носовой грузовой люк; 2 — предкрылки; 3 — закрылки; 4 — двигательно-двигательный комплекс; 5 — вышка пилонная.

Многоцелевой КВП — экраноплан. Четатель уже возмозмился войне с несколькими аппаратами, имеющими характерные признаки экраноплана и СВП. Достаточно напомнить проекты Г. Эберхарда (ФРГ), «Колумбия» (США) и особенно П. Манья (США), на

котором предусмотрено глубокое ограждение. Однако, пожалуй, наиболее ярким представителем подобного типа гибридов является рассматриваемый проект многоцелевого корабля. Проект разработан в 1972—1974 гг. военно-морским исследовательским центром Канады. Корабль предназначен для действия главным образом в северных арктических районах. Он может быть использован в качестве транспортного средства, в десантных операциях, а также в системе противолодочной и противокорабельной обороны, для траления, в поисково-спасательных операциях и др. По мнению авторов проекта, этот многоцелевой корабль способен успешно решать многие задачи.

По своей архитектуре рассматриваемый корабль (рис. 111) существенно отличается от КВП традиционного типа: он выполнен в виде катамарана с двумя корпусами, слабжженными глубоким ограждением. Корпуса соединены развитым мостом зрочной формы, на котором установлена боевая рубка. В последние размещены посты управления оружием и техническими средствами корабля.

В качестве энергетической установки на корабле использованы две газовые турбины, работающие на воздушные венты, размещенные в кольцевых насадках на пилоннах, и газотурбины, подающие воздух в воздушную поддувку. Газотурбины могут быть установлены на соединительном мосту или в корпусах катамарана. Последнее предпочтительнее, поскольку сокращается длина воздухопроводов.

Для управления кораблем предполагается использовать обычные воздушные рули. В качестве варианта рассмотрено также использование специальных воздушных вентов.



Рис. 111. Схема носового многоцелевого КВП — экраноплана (проект).

1 — корпус; 2 — газотурбина; 3 — арктический автомат; 4 — боевая рубка; 5 — носовой пост противолодочной обороны; 6 — вышка пилонная; 7 — соединительный мост; 8 — мост в корпусе; 9 — гибкое ограждение.

Состав вооружения корабля авторы разработки рекомендуют выбирать в зависимости от его назначения; в качестве оружия самообороны предлагается установить комплекс ЗУРО и артиллерийские автоматы (см. рис. 111).

Применение катамаранной архитектуры, по мнению проектировщиков, позволит не только успешно решить сложную проблему остойчивости и устойчивости корабля, но и существенно повысить его ходовые и мореходные качества за счет снижения лобового сопротивления. Последнее обусловлено тем, что в отличие от обычных КВП с удлиненным корпусом корабля двух корпусов катамарана имеют удлиненную, равную сени. Кроме этого, существенно эквивалентного аэродинамического качества способствует участие в создании подъемной силы крылоподного соединительного моста катамарана, движущегося на расчетном режиме в зоне впадения экрана. Корпуса корабля играют роль носовых шайб. В процессе обширных модельных испытаний было выявлено, что подъемная сила соединительного моста

составляет более 20% полной массы катамарана. Подъемная сила, развиваемая на соединительном мосту при высоких скоростях полета аппарата, позволяет соответственно снизить давление в воздушной подушке и тем самым уменьшить расход воздуха, а также сопротивление, связанное с волнообразованием.

На корабле применена арочная форма соединительного моста, что даст возможность повысить его мореходность и амфибийные качества. Этому должно также способствовать и применение на аппарате более развитых гибких ограждений, высота которых в 1,5 раза превышает ограждения, обычно используемые на КВП.

Выполненные на основе экспериментальных данных расчеты боевой и транспортной эффективности рассматриваемого корабля позволили установить, что дальность его полета при скорости 140—150 км/ч на 20—25% больше, чем обычных КВП; в то же время лобовое сопротивление при скорости движения 100—120 км/ч меньше на 30—35%.

Весьма ценная особенность ходовых характеристик корабля, по мнению проектировщиков, — отсутствие у него «горбов» на арочной поверхности вследствие большого удлинения корпуса катамарана. Так, по данным модельных испытаний гидродинамическое сопротивление при скорости движения 40 км/ч в 3—4 раза меньше, чем у КВП традиционной архитектуры. Это значительно облегчает выход аппарата на расчетный режим движения, особенно в сложных гидрометеорологических условиях.

К недостаткам предложенной архитектуры корабля проектировщики относят лишь значительный периметр гибкого ограждения, что приводит к повышенному расходу воздуха на воздушный подушка, а следовательно, и к росту потребляемой мощности привода нагнетателя. Однако, несмотря на это, авторы проекта считают создание гибридов КВП и экраноплана весьма перспективным. Отмеченный недостаток компенсируется многими преимуществами подобных кораблей.

**Носитель патрульных катеров.** В 1973 г. двумя учеными американской фирмы «Вотс Рисерч Компани» Д. Мак-Мастером и Р. Грином был выполнен весьма обширный сопоставительный анализ технико-экономической эффективности СВН, самолета и экраноплана. Основные результаты этого исследования будут приведены ниже. Авторы работы предложили экраноплан типа «летающее крыло», отличающийся рядом оригинальных решений, в частности, боковыми выдвижными крыльями, увеличивающими размах основного несущего крыла, весьма развитыми ползками, играющими одновременно и роль концевых шайб, и др.<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Отмеченные особенности экраноплана авторами исследования были оценены столь высоко, что они сочли возможным выделить подобные детали в отдельную группу крылатых судов, именуемую эффектом зорна, типа WSEV — Winged Surface Effect Vehicle.

В качестве военного варианта своего экраноплана они спроектировали носитель (базу или матку) патрульных катеров на подводных крыльях. По мнению авторов проекта, дальность действия натуральных, десантных, артиллерийских и других типов катеров недостаточна главным образом вследствие ограниченного количества у них топлива и боеприпасов. Радикальный путь резкого повышения эффективности катеров — создание быстродвижных носителей этих кораблей, с помощью которых можно оперативно перебрасывать тактически группы катеров в заданные районы их действия.

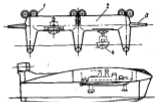


Рис. 112. Схема экраноплана-носителя патрульных катеров (проект).  
1 — энергетическая установка; 2 — корпус; 3 — убирающееся крыло; 4 — патрульный катер.

Как видно из рис. 112, предлагаемая авторами база катеров представляет собой экраноплан типа «летающее крыло» с тремя сильно развитыми и высоко подвешенными. Последние оборудованы редуктами и при полете на расчетном режиме играют роль концевых шайб. Основное несущее крыло-корпус с боков имеет небольшие дополнительные убирающиеся крылья, обеспечивающие поперечную устойчивость экраноплана.

Для патрульных катера размещаются под корпусом экраноплана в специальных нишах (коллектах), куда входят водостройки катеров и большая часть их корпусов. В целях снижения аэродинамического сопротивления экраноплана подводные крылья катеров складываются.

Энергетическая установка экраноплана состоит из шести ГТД, размещенных попарно на обтекаемых пилонах (клинах) на верхней поверхности носущего крыла. На этих же пилонах крепятся и вертикальные аэродинамические руля.

Экраноплан типа WSEV может быть успешно использован и в качестве носителя десантно-высадочных средств, КВП,

вертолетов и вертикально взлетающих самолетов, также отличающихся ограниченной дальностью действия. В случае создания на базе рассматриваемого экраноплана вертолётостроения или лановосада их летательные аппараты могут быть размещены в крыле-корпусе, а взлетно-посадочная площадка — на его верхней поверхности. Предложение автора проекта перекликается с описанным выше патентом Пелрика.

Приведенное описание экраноплана Х-114, а также ряда проектов аппаратов, разработанных за рубежом для использования в военных целях, дает основание считать, что не исключена возможность создания в ближайшее время и боевых экранопланов различного назначения.

#### Глава V. КОНСТРУКЦИЯ И МОРЕХОДНЫЕ КАЧЕСТВА ЗАРУБЕЖНЫХ ЭКРАНОПЛАНОВ. РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ УСТОЙЧИВОСТИ. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

В настоящее время известно около 25 построенных за рубежом экранопланов, однако подметить какие-либо общие особенности в тенденциях в их развитии и в решении основных проблем не представляется возможным. Впрочем, естественно, если учесть начальную стадию их развития, когда каждый автор идет своим путем и самостоятельно ищет оптимальные технические решения возникающих проблем. Кроме того, для сопоставительного анализа конструктивных решений, примененных на построенных аппаратах, опубликованных материалов недостаточно. Поэтому приводимый ниже обзор некоторых конструктивных и иных особенностей зарубежных экранопланов следует рассматривать как первый шаг в составлении обоснованного анализа современного состояния и тенденций развития зарубежного экранопланостроения.

##### § 19. Конструктивные особенности экранопланов

**Особенности аэродинамической компоновки.** Как уже отмечалось, зарубежные экранопланы по типу аэродинамической компоновки, т. е. взаимному расположению основных аэро- и гидродинамических элементов (корпус, крыло, взлетное оперение, поплавки и пр.), можно разделить на две группы: аппараты, выполненные по схеме «летающее крыло» (см. рис. 2), и аппараты, построенные по самолетной (фюзеляжной) схеме (см. рис. 3).

К первой, наиболее многочисленной группе относятся экранопланы Т. Кларко, И. Тронта, фирмы «Канасакэ», У. Бертельсона, Н. Джамисона и VRC-1.

Наиболее характерными представителями второй группы являются экранопланы Х-112 и Х-113 А. Липинца. К этой же группе можно отнести аппарат Х. Вейландта, а также катера фирмы «Лоххед». Во второй группе, как и у гидросамолетов, различают экранопланы поплавоного типа (Х-112 и Х-113) и летающие лодки (фирмы «Лоххед»).

К преимуществам схемы «летающее крыло», предложенной Т. Кларко, зарубежные специалисты (например, Ш. Эндю) относят следующие:

наиболее полное использование несущих свойств крыла малого удлинения, свободного от надстроек;  
повышенное благодаря отсутствию развитого фюзеляжа значение аэродинамического качества;

создание системы поддува, обеспечивающей выход аппарата на расчетный режим (VRC-1);

использование поплавков в качестве носовых шайб, повышающих аэродинамическое качество аппарата.

Вместе с тем схема «летающее крыло» по сравнению с самолетной, по оценке А. Липинца и Ш. Эндю, имеет ряд недостатков, основные из которых:

сложность решения проблем устойчивости и мореходности (особенно для небольших экранопланов);

ограниченные возможности для размещения пассажиров и груза, что обусловлено, например, на аппаратах KAG-3 и «Алросиса № 8» созданием специальных кабин.

В начале 30-х годов по двухкорпусной схеме строились и летающие лодки. Так, в 1932—1934 гг. под руководством А. Н. Туполева на базе гидросамолета АНТ-8 был построен самый крупный в мире шестимоторный двухкорпусный морской крейсер МК-1 (АНТ-22) массой 29 т. Однако в дальнейшем от этой схемы в авиации отказались ввиду того, что корабль, построенные по этой схеме, обладали худшей аэродинамикой, более низкими мореходными качествами и т. д.

Самолетная схема аэродинамической компоновки с соответствующими характеристиками крыла и хвостового оперения, по мнению А. Липинца, наиболее оправдана с точки зрения решения проблемы устойчивости подобных аппаратов. Это было, в частности, доказано полетами его экранопланов Х-112 и Х-113 вдали от земли. Кроме того, на сравнительно небольших аппаратах она позволяет выгодно разместить пассажиров и грузы, а также обеспечить повышенную мореходность. Исходя из этих соображений А. Липинца выбрал для своего дальнего кружного пассажирского экраноплана («Ошанбург») фюзеляжную схему компоновки. Одни из основных недостатков самолетной схемы, по мнению японских специалистов (Ш. Эндю и др.), — заметное ухудшение аэродинамики крыла вследствие крепления к нему корпуса-фюзеляжа. Крыло небольшого удлинения ( $\lambda=1-2$ ) особенно чувствительно ко всякого рода

надстройкам. Ш. Эндо считает, что в момент старта аппарата при его разбеге отбрасываемые корпусом на крыло бризговые потоки должны резко увеличить гидродинамическое сопротивление аппарата в процессе преодоления им «горба» сопротивления, возникающего в период выхода аппарата из расцепный режим движения.

В большинстве случаев построенные экранопланы имеют, как правило, крылья малого удлинения — от 0,75 (аппарат KAG-3) до 1 (VRC-1). У аппаратов самолетного типа встречается большое удлинение — 1,7—4,6 (аппараты X-112 и X-113, автор фирмы «Локхид»). Некоторые дополнительные характеристики экранопланов приведены в табл. 2.

С увеличением удлинения крыла его аэродинамическое качество заметно растет как удал от земли, так и в зоне ее влияния (см. рис. 21), что, естественно, побуждает конструкторов по возможности увеличивать удлинение крыла. Однако с увеличением удлинения крыла, т. е. его размаха (при той же площади), существенно ухудшаются мореходные и эксплуатационные качества аппарата, например, вследствие появления опасности касания концев крыла гребя волны в момент выполнения взлетно-посадочной операции, трудности обеспечения прочности крыла и др.

При выборе оптимального удлинения крыла, по-видимому, приходится учитывать и следующие соображения. Аэродинамическое качество можно повысить, уменьшая относительную высоту движения. Для этого при постоянной высоте полета требуется увеличить его хорду, т. е. соответственно уменьшить удлинение крыла. Таким образом, в принципе высокое значение аэродинамического качества можно получить и при небольшом удлинении крыла за счет снижения относительной высоты полета, в результате увеличения при заданной абсолютной высоте хорды крыла. Сравнительно малое удлинение крыльев построенных экранопланов, очевидно, и объясняется указанными причинами.

Все построенные экранопланы отличаются небольшими удельными нагрузками на крыло, что, по-видимому, является стремлением по возможности ограничиться низкими взлетно-посадочными скоростями, и соответственно энергетическими установками малой мощности. Согласно табл. 2 удельная нагрузка колеблется от 22 до 52 кгс/м<sup>2</sup>. Столь низкие удельные нагрузки на крыло при высоких значениях коэффициента  $C_{D0}$  во время движения у земли предопределяют и сравнительно небольшую скорость экранопланов (до 200—250 км/ч).

Некоторые зарубежные конструкторы (А. Липшиц, Ш. Эндо) большое значение придают обеспечению хорошей обтекаемости своих аппаратов. Однако в целом, по мнению А. Липшица и Ш. Эндо, аэродинамика построенных экранопланов находится на очень низком уровне. Все построенные аппараты являются

Таблица 2

Некоторые технико-экономические характеристики зарубежных экранопланов

Тип, наименование, автор	Площадь крыла, м <sup>2</sup>	Площадь опоры, м <sup>2</sup>	Площадь крыла на единицу опоры, кв. м/м <sup>2</sup>	Взрослосформенный, м <sup>2</sup> /кг	Аэродинамическое качество на взлетно-посадочном режиме	Площадь опоры, м <sup>2</sup>	Максимальная скорость, км/ч	Средняя скорость полета, км/ч	
								Взлетно-посадочный	Крейсерский
«Аэроскан» № 6, В. Каэро (Франция), М. Тростер (ГДР), У. Вервольф (ФРГ)	—	30—37	—	100—110	—	—	—	—	—
	6,6	~17 ~20	46	100 160	—	0,15	—	—	—
СЕМ-2, У. Вервольф (ФРГ), У. Вервольф (ФРГ), В. Карстен (ФРГ), «Кампанья» (Италия), В. Б. Корутти (Франция)	—	~19 20 20	—	100 120 170	—	0,05 0,3 0,46	—	—	—
	11,5	18,2 20	24,5 38,5	—	—	—	—	—	—
Н. Дакондон (Франция), «Малый Вейландер», Х. Вейланд (Франция), «Уотер Крест» (Италия), А. Липшиц (Франция), «Космано» (Италия)	—	~40	—	580 190	—	6,13 ~1,5	—	—	—
	10,2	48	23,5	76	25	—	—	—	—
X-113, А. Липшиц (Франция), «Рифафо» (Франция), X-114, А. Липшиц (Франция), «Рифафо» (Франция), KAG-3 (Франция), «Кампанья» (Италия)	—	~33 ~33	27,0	115 162	~25	—	—	—	—
	13,3	—	52	133	12	—	—	—	—



лишь грубыми методами и самоходными моделями, предназначенными для предварительной оценки нового направления в развитии транспортных средств. Тем не менее в дальнейшем улучшении аэродинамики подобных аппаратов зарубежные конструкторы видят неограниченные резервы повышения экономической эффективности экранопланов. Так, по оценке А. Липина, только лишь улучшением аэродинамической компоновки и аэродинамикой этих аппаратов аэродинамическое качество можно повысить в 1,5—2 раза.

**Особенности конструктивного типа.** Конструктивная компоновка экранопланов разнообразна. Даже среди аппаратов, выполненных по схеме «летающее крыло», невозможно найти два, на которых одинаково размещались бы двигатели, шпанга и конструкция основных элементов была бы идентичной. И только лишь при рассмотрении аппаратов одного и того же конструктора можно подметить общие черты, характерные только для данного семейства аппаратов.

Компоновка указанных аппаратов предусматривает раздельное размещение одного-двух членов экипажа: в открытой кабине корпуса аппарата («Аросари № 8», японский аппарат КАГ-3, катера фирмы «Лохид» и др.); в кабине, оборудованной на несущем крыле (аппараты И. Троевца и У. Бертельсона); в кабине, расположенной на одном из поплавков (аппараты Х. Вейлада и Н. Дикинсона).

Конструкция корпуса, крыла, поплавков и других элементов экранопланов обычно включают авиационные и состоят из тех же элементов. Преобладающее большинство современных аппаратов выполнено из легяж, главным образом алюминиевых сплавов.

Несколько отличаются от других аппараты У. Бертельсона. Все они имеют фермную конструкцию из легяж авиационных стальных труб и обшивки из легкого сплава.

Характерна конструкция экраноплана Н. Дикинсона — несущее крыло и поплавок его аппарата выполнены из сложенных брусьев пенопласта, подкрепленного тонким авиационным стальным катаном. Значительная часть обшивки японского аппарата КАГ-3 изготовлена из стеклопластика.

Вес планер последней модификации экраноплана А. Липина Х-113 выполнен из стекловолокна, армированного металлическими связями.

Массовая отдача построенных экранопланов (отношение полезной нагрузки к общей массе аппарата) не показательна\*. Значение ее колеблется от 20 до 37%. У современных транспортных самолетов она составляет, как правило, 45—55%, по-

\* Имеется в виду так называемая полезная массовая отдача, когда в полезную нагрузку включают массу топлива, вертолетных пассажиров и груза, а также массу запасов прочности.

этому несовершенство построенных экранопланов как транспортного средства очевидно. Впрочем, и первые экранопланы А. Ф. Можайского, братьев Райт, А. Фармана имели столь же низкую массовую отдачу.

**Вопросы прочности.** Высокая массовая отдача любого транспортного средства возможна лишь при максимальном облегчении его конструкции. Для всех летающих аппаратов, а тем числе и экранопланов, проблема массы приобретает особое значение. В то же время обеспечение достаточной прочности рассматриваемых аппаратов при минимальной массе их конструкции является сложной технической проблемой, поскольку необычайно широкий диапазон их эксплуатационных режимов. Экраноплан должен выдерживать гидростатические нагрузки, действующие на него при плавании на малом ходу, значительные гидродинамические нагрузки, возникающие при взлете и посадке его на расстойном волнении, аэродинамические нагрузки, действующие на аппарат во время полета и маневрирования в воздухе, и, наконец, нагрузки, возникающие при движении экраноплана по грунту.

Прочность сплавов из рубяжк экранопланов обычно рассчитывалась по авиационным методикам. Это объясняется как очевидной близостью рассматриваемых аппаратов к гидросамолетам, так и характером деятельности фирм, которые строят подобные аппараты. Известно, например, что прочность экранопланов КАГ-3 и Х-112 была рассчитана по нормам, принятым для гидросамолетов. Наиболее трудным оказался расчет взлета и посадки экраноплана в условиях предельно допустимого волнения. Возникающие при выполнении этих операций удары носовой части корпуса о гребни волн приводят к значительным изгибающим моментам корпуса, а следовательно, и к напряжениям в его сплавах.

В проектно-исследовательских проработках экраноплана, выполненных в 1973 г. французскими специалистами М. Еберсальтом и Л. П. Уиттерстедлером, в соответствии с авиационными нормами принятыми в качестве расчетных:

вертикальное ускорение при посадке аппарата на поплавок, равное  $g$ , при коэффициенте безопасности 3;  
ускорение от удара носовой частью одного из поплавков о волну, равное  $2g$ ;  
перегрузку, возникающую в конструкциях аппарата во время удара поплавками о волну, при скорости 150 км/ч.

Расчеты прочности экранопланов должны существенно отличаться от подобных расчетов гидросамолетов, поскольку на них действуют различные нагрузки. Так, в отличие от гидросамолетов, при взлете и посадке экранопланов гидродинамические силы действуют не только на корпус, но и на крылья, что, безусловно, должно учитываться при расчете прочности планера аппарата. Кроме того, некоторые экранопланы предназна-

чены и для передвижения по грунту. Это также должно быть отражено в расчетах прочности соответствующих элементов аппарата.

В авиации, как и в судостроении, прочность той или иной конструкции определяют обычно на основе накопленного опыта, т. е. расчеты носят как бы поперечный характер. В судостроении для расчета корпуса находят значения штабгающего момента и перерезывающей силы, действующих на судно при попадании его на вершину и подошву волны. Затем учитывают динамические составляющие внешних сил, возникающие при движении судна в условиях волнения. После этого, зная сечение корпуса судна (миделя), т. е. его момент сопротивления  $W$ , находят расчетные напряжения в конструкциях корпуса. Максимальные расчетные напряжения не должны превышать при определенном запасе прочности опасного напряжения, за которое обычно принимают предел текучести материала  $\sigma_0$ .

Коэффициент запаса прочности  $n$  зависит от характера нагрузки: для нагрузки, имеющей постоянный характер и неизменной во времени запас прочности,  $n=1,65$ , а для нагрузки, имеющей случайный характер и неизменной во времени,  $n=1,25$ . Допускаемые напряжения будут соответственно равны  $\sigma_{доп} = 0,6\sigma_0$  и  $\sigma_{доп} = 0,8\sigma_0$ .

Кроме указанного расчета часто проверяют предельный изгибающий момент, выдерживаемый корпусом судна.

В авиации и в зарубежном экранопланостроении расчеты прочности элементов планера выполняют исходя из расчетной разрушающей нагрузки и предела прочности материала ( $\sigma_0$ ), что позволяет наиболее полно использовать все несущие возможности конструктивной аппаратуры.

Общий порядок расчета выглядит следующим образом. На основе накопленного опыта (в том числе и прототипа) выбирают конструкцию планера, включая все ее основные связи, и определяют элементы эквивалентного бруса корпуса. Далее определяют расчетную перегрузку  $n_p$ . Для этого по нормам прочности, в зависимости от расчетного случая нагрузки (А, В, С и т. д.) и класса самолета, соответствующих назначению и полетной массе аппарата, находят так называемый коэффициент эксплуатационной перегрузки  $n_e$  — отношение подъемной силы  $Y$ , действующей на самолет, к его массе или к подъемной силе в горизонтальном полете. Таким образом,  $n_e$  — это наибольшая перегрузка, которая действует на самолет во время его эксплуатации (значение  $n_e$  может быть равно двум, трем и более). Далее определяют расчетную перегрузку  $n_p$  представляющую собой произведение коэффициента эксплуатационной перегрузки  $n_e$  на коэффициент запаса прочности  $f$ . Коэффициент запаса прочности для материалов, применяемых в авиации, принимают  $f = \frac{\sigma_0}{\sigma_1}$ . Этот запас вводят с той целью,

чтобы после приложения нагрузки в конструкции не было остаточных деформаций, т. е. чтобы нагрузка не превышала предела текучести материала.

Внешние (разрушающие) силы, действующие в том или ином случае на рассматриваемый элемент самолета (корпус, крыло и т. д.), определяют умножением массы самолета на расчетную перегрузку. Вычисленные таким образом напряжения в конструкциях аппарата не должны превышать предела прочности материала.

В авиации, как правило, все основные конструкции самолетов помимо расчетов прочности поддерживают еще (в отличие от судостроения) статическим испытаниями до разрушения и тем самым контролируют достоверность расчетов. Эти испытания позволяют достаточно надежно определить предельную прочность конструкций, выявляют неточности расчетов и влияние технологических факторов.

**Энергетическая установка и движитель.** В соответствии с принятой компоновкой экранопланы оборудуют тем или иным типом энергетической установки и движителя. Экранопланы имеют, как правило, 1—2 легких авиационных или полесных категории двигателя. В основном преобладают одномоторные аппараты с двумя двигателями построенные экранопланы «Аэробот-1» И. Троица и модель Х. Вейланда.

Мощность энергетической установки современных аппаратов нынче и колеблется от 25, (X-112) до  $2 \times 100$  (модель И. Троица),  $2 \times 300$  л. с. на самоходной пилотируемой модели Х. Вейланда.

На аппаратах с гребным винтом устанавливали серийные полесные двигатели различных марок мощностью 50—80 л. с.

Несмотря на близость назначения построенных экранопланов, их энергооборуженность, т. е. мощность энергетической установки, относенная к полетной массе, колеблется в пределах 80—380 л. с./т. Наибольшая энергооборуженность обладала пилотируемая модель Х. Вейланда (380 л. с./т) и GEM-1 У. Бертелсона 180 л. с./т).

Для сравнения напомним, что у пассажирских теплоходов на подводных крыльках типов «Ракета», «Метеор», «Комета» и др. имеющая скорость около 70—80 км/ч, энергооборуженность составляет 35—40 л. с./т; у наиболее конструктивно доведенных пассажирских судов на воздушной подушке SRN-5 и SRN-6 (Англия), обладающих скоростью 110—130 км/ч, — 100—135 л. с./т, у вертолета — 240—270 л. с./т и, наконец, у транспортных самолетов, скорость которых равна 650—680 км/ч, — 240—260 л. с./т.

Только аппараты И. Троица («Аэробот»), В. Б. Корникова и фирмы «Кавасаки» имеют в качестве движителя гребной винт. Все остальные экранопланы, начиная с первых аппаратов Т. Кларко, оборудованы воздушными винтами.



Насколько резко изменяется буксировочное сопротивление экраноплана при разбеге, видно на рис. 115, где показана кривая сопротивления для экраноплана X-112 А. Липинца. Согласно данной кривой сопротивление при скорости движения 10—45 км/ч (15—55% от  $v_{max}$ ) составляет около 25—35 кгс. При массе аппарата  $C_m = 231$  кг это соответствует аэродинамическому качеству

$$K = \frac{G}{W} = \frac{231}{30} = 7,7.$$

После отрыва аппарата от воды при скорости около  $v_{отр} = 50$  км/ч и выхода на режим околокранового движения сопротивление резко уменьшается до 10 кгс, т. е. в 2,5—3,5 раза по сравнению с сопротивлением на «горбе». Аэродинамическое качество соответственно возрастает до

$$K = \frac{231}{10} \approx 23.$$

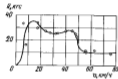


Рис. 115. Кривая буксировочного сопротивления экраноплана А. Липинца X-112.

для полета вблизи крыла. Это приводит к соответствующему снижению высоты отрыва, повышению стоимости аппарата и ухудшению всех его технико-экономических характеристик.

Рассмотренные примеры показывают, что для построенных экранопланов режим разгона с учетом перегрузки аппарата и движения на волнении может входить в расчетный случай для определения потребной мощности энергетической установки. Все это свидетельствует о важности обеспечения хорошей аэродинамической компоновки экранопланов и достаточно эффективных стартовых устройств.

Применявшиеся до настоящего времени стартовые устройства экранопланов с известным приближением можно, как уже упоминалось, объединить по родственным признакам в несколько групп.

Поворотные крылья и предкрылки. Группа стартовых устройств включает специально устанавливаемые поворотные крылья и предкрылки. Т. Каэро уже после первых экспериментов убедился в необходимости установки таких ус-

ройств. Однако только в результате длительных, в том числе и неудачных, экспериментов ему удалось разработать достаточно эффективную систему старта, примененную на аппарате последней модификации («Аэроскан № 8»). Это устройство включает основное низоразположенное несущее крыло с поворотными закрылками, неподвижное носовое крыло, образующее с широкими вертикальными стойками воздушный туннель, и поворотное направляющее крыло. Подъемник аппарата представляет собой боковые шайбы, уменьшающие перетекание воздуха по боковым сторонам крыла экраноплана и тем самым повышающие его эффективность как при поддуве, так и без него. Боковые широкие стойки крыльев также предотвращают поперечное расширение воздушной струи.

Старт экраноплана выглядит следующим образом. При малой скорости аппарат движется по воде на ползавках без поддува с неотклоненными закрылками и направляющим крылом.

Достижения достаточной скорости, пилот отклоняет поворотное крыло на заданный угол, и половина воздушной струи вента направляется вниз под несущее крыло. Одновременно закрылок отклоняется до угла, при котором на несущем крыле возникает максимальная подъемная сила.

Применение поддува на малых скоростях плавания, по-видимому, нецелесообразно, поскольку буксировочное сопротивление аппарата без поддува сравнительно невелико и может быть меньше аэродинамического сопротивления поддува крыльев и закрылок. Использование поддува оправдано при таких скоростях движения, когда аэродинамическое сопротивление аппарата весьма значительно и увеличение подъемной силы крыла с помощью поддува может заметно снизить его сопротивление.

С ростом скорости движения аппарата подъемная сила крыла от небольшого потока воздуха становится равной массе экраноплана и необходимость в поддуве отпадает. При достижении такой скорости направляющее крыло устанавливается в горизонтальное положение, а закрылок — на угол, обеспечивающий оптимальные условия движения аппарата, в частности, его устойчивость.

Поддув струями воздуха, отбрасываемого винтом. Принцип действия стартового устройства, разработанного У. Бердильсоном и примененного им на всех его аппаратах, состоит в следующем. Большая часть отбрасываемой воздушной струей винта воздуха благодаря наклонному расположению вента в носовой части несущего крыла и специальным предкрылками (GEM-2) направляется под основное несущее крыло, имеющие с боков высокие стенки (шайбы). С целью снижения утечки воздуха из области повышенного давления на первом аппарате (GEM-1) были предусмотрены специальные диффрагмы, частично аэроэкранирующие носовое отверстие под

иссuemт крылом в районе винта. Успешная демонстрация У. Бердальсоном в различных странах высоких амфибийных качеств своих аппаратов свидетельствует о достаточной эффективности разработанного им стартового устройства.

Идея поддува воздуха под несущее крыло использована также А. Липшицем при постройке аппарата X-112. Благодаря очень низкому расположению корпуса аппарата и двигателя над водой удалось направить отбрасываемую винтом воздушную струю под несущее крыло с концевыми поплавками-шайбами. Вполне вероятно, что успешному отрыву от воды способствуют и воздушные способности развитого стабилизатора, расположенного в струе винта. Сравнительно высокое аэродинамическое качество аппарата X-112 и в процессе разбега, а тем более на «горбе» соарирования, достигающее примерно полета, свидетельствует о хорошей аэродинамической компоновке аппарата, учитывающей особенности стартового режима движения.

Эффективность системы поддува на аппарате X-112 можно удачно выбранной конфигурацией крыла можно объяснить и достаточно большим расстоянием от винта до несущего крыла по сравнению со всеми остальными зарубежными экранопланами. Из теории винтов известно, что скорость отбрасываемой винтом струи воздуха увеличивается приблизительно вдвое на расстоянии, равном двум диаметрам винта. Очевидно, используя для поддува струю воздуха с вдвое большей скоростью потока и трансформируя ее динамический напор в давление, можно почти вдвое повысить эффективность поддува, а следовательно, и подъемную силу крыла на малых скоростях движения.

Несмотря на высокую эффективность системы поддува, примененной на аппарате X-112, автор проекта на последнем своем экраноплане отказался от нее. С целью повышения мореходных качеств аппарата А. Липшиц на экраноплане X-113, построенном в 1972 г., перенес двигатель-двигательный комплекс на верхнюю часть корпуса (см. рис. 72). Подобное решение повторяется и в проектах более крупных его экранопланов (см. рис. 90).

Подводные крылья. К группе стартовых устройств относятся подводные крылья и водные лыжи (гидролыжи) как их разновидности. Помимо использования водных лыж, а также подводных крыльев в качестве стартовых устройств известны еще из истории авиации. Так, гидросамолет, совершавший полеты в 1911 г., имел подводные крылья эластичного талла, специально разработанные итальянским конструктором Н. Гандони. Внимание авиаконструкторов к подводным крыльям привлекли тогда также их преимущества, как сравнительно высокое гидродинамическое качество, достигающее 8—10, относительно малый вес, способность существенно снижать перегрузки, возникающие при взлетно-посадочных операциях в условиях вол-

нения, и др. Гидролыжи уже после второй мировой войны были применены на опытных реактивных самолетах «Си Дарт» и «Мартик Маринер». В последнее время обширные работы по использованию гидролыж для повышения мореходных качеств десантных катеров проводят в США фирма «Локхид». Испытания построенного ею небольшого опытного катера на гидролыжах показали, что гидродинамическое качество их составляет около шестидесяти, т. е. примерно такое же, как у глиссирующих судов; в то же время перегрузки при ходе на волнении у катера с гидролыжами снижаются в 3—3,5 раза. Поскольку именно чрезмерные перегрузки часто являются фактором, ограничивающим мореходные качества быстролыжных катеров, специалистами фирмы «Локхид» считают гидролыжи перспективным устройством для этих судов.

Из построенных аппаратов-экранопланов только один — самолотная модель X. Вейланда — был оборудован стартовым устройством в виде водных лыж. Не исключено, что решающую роль в этом сыграла явно выраженная двухконтурная компоновка, затрудняющая использование стартовых устройств этого типа. Однако гибель этого аппарата не позволила произвести всестороннюю оценку эффективности гидролыж в качестве стартового устройства экраноплана. Помимо него гидролыжи или подводные крылья в качестве стартового устройства были применены в зарубежных проектах экранопланов, правда, не осуществленных (В. Корыгина, фирмы «Дженерал Дайвинкс», У. Харрисона и др.).

Рассмотренные выше проекты катеров с воздушной разгрузкой (М. Тенакла, Д. Велла и др.), как правило, были оборудованы подводными крыльями. Поэтому остановимся на характеристиках подводных крыльев более подробно.

По принципиальной схеме и способу обеспечения устойчивости движения подводные крылья принято подразделять на три основные группы:

- 1) пересечение свободную поверхность воды;
- 2) глубокоопоруженные автоматически управляемые;
- 3) малопоруженные.

Иногда применяют крыльевые комплексы, включающие элементы крыльев, относящихся к разным группам.

Основным преимуществом подводных крыльев перед режимами глиссирования с близкими скоростями является более высокое значение гидродинамического качества и повышенная мореходность (рис. 116 и 117).

Так, если для глиссирующих катеров со скоростью 75—90 км/ч значение гидродинамического качества редко превышает  $K=6-7$ , то для судов на подводных крыльях оно достигает значений  $K=10-12$  и более; правда, на «горбе» кривой сопротивления, и момент выхода катера на крылья, значение его качества обычно бывает  $K=5-8$ .

Применение подводных крыльев выгодно, начиная с достаточно высокой скорости судна, соответствующей  $F_{r_0} > 3$ . До этой скорости сопротивление движению глиссирующих катеров и даже водонапорных судов может быть меньше (см. рис. 4).

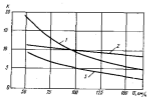


Рис. 116. Характер изменения гидродинамического качества для глиссирующих судов и СПК и эквивалентное качество для СД в зависимости от скорости судна.

1 — СПК; 2 — СД; 3 — глиссирующее судно.

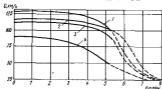


Рис. 117. Ориентировочная зависимость ленточной скорости судна от дальности моря для судов различных типов. 1 — СПК; 2 — судно с глубинноуправляемыми автоматическими управляемыми крыльями; 3 — судно с крыльями, управляемыми свободной поверхностью воды; 4 — глиссирующее судно.

Для грубой оценки значения гидродинамического качества судов на подводных крыльях применяется следующая простая экспериментальная зависимость:

$$K = \frac{480}{v_0},$$

где  $v_0$  — скорость катера, уз.

Замечено, что на сопротивление СПК, а следовательно, и на его скорость, влияет взаимное расположение носового и кормового крыльев. Волновая система носового крана может оказать влияние на гидродинамическое сопротивление кормового крыла и снизить его по сравнению с сопротивлением в невозмущенном потоке. Впрочем, это наблюдается лишь при сравнительно умеренной скорости судна, характеризуемой  $F_{r_0} = 4-6$ . Оценивая, более высокое значение  $K$  у СПК по сравнению с глиссирующими судами обеспечивает возможность достижения соответственно и более высоких скоростей при данной энергетической установке. Особенно хорошо зарекомендовали себя в отношении ходовых и моральных качества появившиеся в последние годы глубоководные автоматически управляемые крылья. Так, было установлено, что значение гидродинамического качества судна с подобными крыльями на больших скоростях ( $F_{r_0} = 5-6$ ) в 2—2,5 раза выше, чем у судов с крыльями, пересекающими свободную поверхность воды.

Отмеченное свойство подводных крыльев, но именно зарубежными специалистами (Х. Вейланд и др.), весьма важно при использовании их в качестве стартового устройства для рассматриваемых здесь экранопланов. Например, поминные гидродинамического качества аппарата в момент старта при обдувании его подводными крыльями в 1,5 раза позволяет соответственно снизить и его энерговооруженность. Это справедливо лишь в том случае, когда мощность энергетической установки выбирается из расчета старта в предписанных условиях, а не из расчета достижения заданной скорости полета на основном режиме.

Как известно, одним из недостатков подводных крыльев является заметное падение значения  $K$  с увеличением скорости (см. рис. 116). Так, из приведенной выше формулы видно, что при увеличении скорости в 1,5 раза, например с 75 до 110 км/ч, в такой же пропорции снижается и значение гидродинамического качества. Однако значение  $K$  у СПК падает несколько меньше, чем у глиссирующих судов (в рассматриваемом диапазоне скоростей, см. рис. 116).

Скорость СПК ограничена кавитацией, которая возникает обычно уже при скорости 130—150 км/ч. С возникновением кавитации резко снижается гидродинамическое качество и возникает эрозийное разрушение. Кавитация нарушает целостность малонагруженных крыльев, а срывное обтекание с прорывом воздуха у крыльев, пересекающих свободную поверхность воды, обуславливает неустойчивость движения. Для борьбы с кавитацией предложены суперкавитационные или вентилируемые крылья, однако до сих пор не найдены широкого применения из-за своих существенных недостатков, в частности, низкого значения гидродинамического качества (порядка 4—6).

Как уже было отмечено, одним из важных достоинств СПК являются их повышенные мореходные качества, т. е. более слабые перегрузки, возникающие при ходе на волнении, а также меньшие по сравнению с глассирующими судами качка, затаиваемость и забрызганность.

Многочисленные моделирные и натурные испытания позволили установить, что, например, перегрузки в районе киля и у катера с крыльями, пересекающими свободную поверхность воды, при ходе на развитом волнении в 3—4 раза, а у катера с автоматическим управлением крыльями в 6—7 раз меньше, чем у глассирующего. Снижение перегрузок позволяет не только соответственно уменьшать сечения конструкций корпуса (а следовательно, и их массу), но и улучшить условия обитаемости для личного состава и пассажиров.

Отмеченная особенность подводных крыльев весьма ценна и при использовании их в качестве стартового устройства акробатанов, поскольку дает возможность осуществлять вылет и посадку в более сложных гидротехнологических условиях.

Подводные крылья должны обеспечивать судну при движении на расчетном режиме поперечную и продольную устойчивость, т. е. способность самостоятельно возвращаться в горизонтальное положение после прекращения действия внешней силы, которая вывела его из этого положения (удар волны, порыв ветра и т. д.). Это качество СПК достигается соответствующим выбором элементов крыльевой системы, их расположением и характеристиками.

У СПК, пересекающих свободную поверхность воды, поперечная устойчивость обеспечивается в результате того, что при крене судна увеличивается площадь крыла, погруженная в воду на накренившем борту. Это и вызывает появление восстанавливающего момента. При автоматическом управлении крыльях поперечная устойчивость достигается соответствующим изменением, с помощью специальных приводов, углов атаки крыла или отклонения его закрывала.

Суда с малопогруженными крыльями обладают поперечной устойчивостью вследствие того, что при крене судна подъемная сила на поднявшейся части крыла резко падает, вызывая появление восстанавливающего момента.

Продольная устойчивость СПК основана приблизительно на тех же принципах, что и поперечная (применяют два или три крыла, расположенные по длине судна в нос и корму от ЦУ; иногда в крыльевую систему включают дополнительные крылья).

Довольно сложной оказалась проблема обеспечения устойчивости судов с крыльями, пересекающими свободную поверхность и особенно с малопогруженными на переходных режимах, т. е. в момент выхода судна на крылья. Это объясняется тем, что при выходе на крылья судно утрачивает стабилизирующее воздействие глассирующего днища, в то же время гидродинами-

ческие силы, действующие на крылья и обеспечивающие устойчивость, они малы. В случае использования крыльев в качестве стартового устройства акробатанов указанная особенность акробатанов учитывается, поскольку эффективность стабилизирующих и управляющих поверхностей аппаратов (стабилизаторов, руля и др.) на малых скоростях движения также недостаточна.

В качестве стартовых устройств гидроботов применены не только на упомянутых выше аппаратах Х. Вейланда, У. Харсона, но и на катере В. Коргина (см. рис. 67) и в проектах Л. Клаудз, Д. Томпсона и др., где они играют роль своеобразного амортизатора. По замыслам авторов этих разработок, гидроботы, установленные в носовой или донной части акробатана, должны существенно повысить его возможность совершать вылет и посадку в условиях волнения.

Водные лыжи, в отличие от подводных крыльев, не могут обеспечить достаточную устойчивость движения в момент вылета корпуса катера или акробатана от поверхности воды (до выхода на лыжи), и поэтому необходимо предусмотреть специальные конструктивные мероприятия.

К недостаткам подводных крыльев как средства улучшения стартовых характеристик акробатанов, по мнению зарубежных специалистов, кроме резкого падения значения гидродинамического качества с ростом скорости следует отнести непропорционально быстрый рост массы крыльевой системы при увеличении водоизмещения аппарата (в геометрической прогрессии), что ограничивает возможности их применения.

Воздушная подушка. В качестве стартового устройства воздушная подушка применяется всего на двух построенных за рубежом аппаратах: катере Д. Коксиджа и дилаторуемой модели VRC-1. В разработанных проектах акробатанов это средство улучшения стартовых характеристик также было неоднократно использовано: проекты В. Коргина, Х. Вейланда, Д. Уорнера, И. Чаплина и др.

Воздушная подушка, естественно, применяется не только на акробатанах, но и на асех аппаратах, представляющих собой комбинацию акробатана и СВП (проект И. Манганя и др.).

Как известно, по способу образования воздушной подушки различают суда с полным отрывом от воды (с периферийным гибким ограждением — ГО, модель VRC-1) и скелетного типа, т. е. с бортовыми килем, постоянно погруженными в воду и поэтому, в отличие от первых, не обладающие амфибией (аппарат Д. Коксиджа). На судах первого типа в настоящее время применяют почти исключительно ГО двухрусного сегментного типа, имеющие наилучшие технико-эксплуатационные характеристики.

Основными преимуществами СВП перед глассирующими судами с близкими по значению скоростями, как и СПК, являются лучшие ходовые и особенно мореходные качества. Суда

с полным отрывом от воды, обладающие амфибильностью, имеют в ряд других эксплуатационных достоинств.

В отличие от глиссерующих судов, СПК и экранопланов, гидродинамическое или аэродинамическое совершенство которых оценивается гидро- или аэродинамическим качеством, для СВП аналогичной характеристикой является эквивалентное аэродинамическое качество судна (или коэффициент эффективности). Оно учитывает как сопротивление судна, так и затраты мощности на образование воздушной подушки. Это качество может быть выражено следующей зависимостью:

$$K_3 = \frac{Dv}{N\eta_3},$$

где  $D$  — водоизмещение судна;  $v$  — скорость;  $N$  — волная мощность энергетической установки (включая мощность привода вентилятора);  $\eta_3$  — эквивалентный пропульсивный к. п. д., т. е. к. п. д. двигателей и вентилятора.

В качестве примера можно указать, что эквивалентное качество зарубежных СВП со скоростью 110—120 км/ч достигает довольно высоких значений  $K_3 = 9-10$ , т. е. на 20—30% выше, чем гидродинамическое качество СПК с близкими значениями скорости.

Одним из существенных преимуществ СВП по сравнению с СПК является значительно более медленное падение качества с ростом скорости (см. рис. 116). Физически это объясняется отсутствием контакта судна с водой (у СВП по сопловой схеме). Более того, по данным зарубежной печати, значение эквивалентного качества у СВП с ростом скорости может даже увеличиться. Объяснение этому парадоксальному явлению следует, по-видимому, искать, с одной стороны, в повышении пропульсивного к. п. д. воздушных винтов с увеличением скорости, а с другой стороны, в резком падении гидродинамического сопротивления судна. В связи с отмеченным некоторые зарубежные специалисты при выборе типа стартового устройства для экраноплана отдают предпочтение воздушной подушке, а не подводным крыльям.

Эквивалентное гидродинамическое качество у СВП скетового типа на малой скорости выше, чем у судов с полным отрывом от воды, вследствие того, что расход воздуха на образование воздушной подушки у них существенно меньше. Однако считается, что явную резкую усиления сопротивления этих судов с ростом скорости данная схема образования воздушной подушки неперспективна в качестве стартового устройства для рассматриваемых аппаратов.

Мореходность СВП с полным отрывом от воды заметно выше, чем глиссерующих судов. Это объясняется амортизирующим действием гибкого ограждения (см. рис. 117). СВП с полным отрывом от воды по мореходности несколько уступают

судам с глубоководными автоматически управляемыми крыльями. У СВП скетового типа мореходность значительно хуже, чем у судов с полным отрывом от воды, имеющих близкие размеры.

Весьма сложной оказалась проблема обеспечения устойчивости СВП с полным отрывом от воды при зарении и особенно на ходу. Это, в частности, подтверждается неоднократными случаями опрокидывания таких судов.

На современных СВП устойчивость обычно достигается секционированием зоны воздушной подушки с помощью продольных и поперечных надувных жалей или сопел. Благодаря секционированию необходимый восстанавливающий момент при крене или дифференте судна возникает в результате естественного перераспределения давления по дилку судна.

На скетовых судах устойчивость чаще всего достигается за счет водоизмещающих скетов или секционированием воздушной подушки (либо комбинацией этих способов).

Как уже отмечено, обеспечивает судну амфибильность (суда с полным отрывом от воды). Это качество, по мнению авторов упомянутых выше проектов, особенно ценно при использовании ее в качестве стартового устройства экраноплана, поскольку позволяет им самостоятельно выходить на берег как лед.

К недостаткам воздушной подушки в случае ее применения на экраноплане для повышения килесто-посадочных характеристик относят сложность и ненадежность гибкого ограждения, а также проблему его уборки на расветном режиме околосреднего полета аппарата.

Познакомимся более подробно с одним из многочисленных вариантов конструктивного выполнения системы поддува в проектах Д. Уорнера, а также с особенностями воздушной подушки у аппарата «Колумбия».

В первых проектах экраноплана Д. Уорнера предусмотрена возможность использования для поддува струй двух стартовых двигателей, вентиляторов которых являются козырьками (см. рис. 59). При старте козырек поворачивается так, чтобы весь отбрасываемый винтами поток воздуха направлялся под основную несущую крыло. После выхода аппарата на основной режим околосреднего полета козырек устанавливается в горизонтальное положение.

Важное нововведение Д. Уорнера — использование в системе поддува мощных малогабаритных вентиляторов, предназначенных только для старта аппарата. Эффективность подобных вентиляторов должна быть значительно выше эффективности воздушных винтов, поскольку скорость отбрасываемого ими воздуха существенно больше, а следовательно, ощутимее в приращении подъемной силы крыла при поддуве.



Продолжая работать над совершенствованием системы поддува экраноплана, Д. Уорнер в одном из последних своих проектов разработал ее вариант с применением в качестве пускателей воздуха под несущее крыло батарей малогабаритных жидкостных ракетных двигателей, установленных в носовой части крыла (см. рис. 78). Образуемая этими двигателями газоздушная смесь приподнимает аппарат из воды, снижая тем самым его сопротивление в момент старта. В целях повышения эффективности системы поддува в хвостовой части несущего крыла аппарата предусмотрен управляемый заслонка. После выхода экраноплана на расчетный режим она устанавливается в оптимальное положение из условий обеспечения



Рис. 118. Схема стартового устройства (образователя воздушной подушки) экраноплана «Колумбия».  
1 - носовый винтовой заслон; 2 - носовой вентилятор; 3 - кормовый вентилятор; 4 - кормовые лопатки; 5 - канал кормовой заслонки; 6 - реверс; 7 - канал боковой заслонки.

устойчивости полета аппарата. Повышению стартовых характеристик экраноплана способствуют и его подводные крылья.

Однако расположение стартовых ракетных двигателей непосредственно в носовой части несущего крыла нельзя отнести к лучшему решению. Дело в том, что из теории газовой динамики хорошо известен факт интенсивного расширения струи выходящего из сопла газа по мере удаления от него. Расход воздуха также значительно возрастает. Поэтому удаление воздушных стартовых двигателей от крыла на расстоянии 10—12 диаметров сопла могло бы в несколько раз повысить эффективность системы поддува.

Большое внимание обеспечению старта было уделено при проектировании аппарата «Колумбия». В результате исследований, в процессе которых, как уже упоминалось, был построен и испытан ряд моделей, включая и пневматическую модель, на натурном аппарате придана довольно сложный вариант стартового устройства, предусматривающий создание под днищем аппарата воздушной подушки (рис. 118)

Принцип работы этого устройства заключается в следующем. Нагнетаемый вентилятором сжатый воздух поступает в реверс (расположенный под палубой кольцеобразный замкнутый канал) и затем в сложную сопловую систему, установленную по периметру днища. С целью увеличения высоты парения аппарата в режиме разгона и на расчетной скорости и, следовательно, повышения корытоходности вдоль палубы установлены гибкие ограждения («юбки»). В носовой и кормовой частях несущего крыла — корпус (между палубками) предусмотрены сопловые устройства для образования воздушной завесы. Сопловая система в палубках содержит устройства с поворотными лопатками. Эти лопатки помимо регулирования интенсивности боковых воздушных завес позволяют изменять направление струй для поворота аппарата и создания дополнительной тяги.

По мере разбега аппарата и роста подъемной силы несущего крыла предусмотрено соответствующее снижение интенсивности носовой и кормовой воздушных завес системы поддува. Когда подъемная сила крыла в результате повышения скорости аппарата окажется равной его массе, носовая и кормовая завесы полностью отключаются, и экраноплан продолжает полет, используя благоприятный эффект близости земли.

Для облегчения старта используется  $\frac{1}{2}$  мощности всей энергетической установки аппарата «Колумбия», что свидетельствует о серьезности рассмотренного вопроса.

Помимо своего основного назначения — обеспечения старта и позиционная аэродинамического качества в момент разбега аппарата — все стартовые устройства применяют также с целью снижения посадочных перегрузок, особенно в условиях вынужденной посадки.

Из всех известных экранопланов с воздушными двигателями, пожалуй, только аппарат И. Дисконсона не оборудован специальным стартовым устройством. Ни один из аппаратов с водными двигателями, насколько нам известно, также не оборудован подобными устройствами. Примененное же «Аэробот» И. Троица подводное крыло и носовые гидродлики из катера фирмы «Лохидж» предназначены в основном для продолжительной устойчивости этих аппаратов.

Кроме кратко рассмотренных конструктивных решений проблемы старта в зарубежных проектах встречаются и другие. Например, Х. Вейландом была предложена система старта для одного из аппаратов, выполненного по схеме катамарана (см. рис. 81), основанной на подкорпусных надувных емкостях. В момент старта эти емкости надувают для некоторого подъема корпуса экраноплана из воды с целью преложивания его от ударов волн и снижения сопротивления движению. После взлета воздух из емкостей стравливается, и они прижимаются к днищу корпусов катамарана.

В некоторых проектах зранопланов предложены сложные комбинированные системы старта, включающие одновременно несколько типов этой системы. В качестве примера напомним проект Д. Уорнера, где предусмотрены полеты и подводные крылья, и зраноплан фирмы «Дженерал Дайнамикс» с подводом и гидроаппаратами.

## § 20. Немногочисленные характеристики ходовых и мореходных качеств зранопланов

Данных о ходовых и мореходных качествах зранопланов различных типов накоплено очень мало. Поэтому рассмотрим лишь некоторые аспекты вопроса, нашедшие отражение в зарубежной периодической печати.

**Ходовые качества зранопланов.** Одной из особенностей рассматриваемых аппаратов является способность их движения в самых различных режимах: в режиме планирования, глиссирования и, наконец, в основном режиме — околокрыльного движения. Кроме того, ряд зарубежных зранопланов рассчитан на движение в режиме «ползания» по суше (аппараты Т. Кларко, У. Бертельсона и др.), а зранопланы А. Липпича X-112 и X-113 могут совершать полеты и атаки от зранана, т. е. в чисто самолетном режиме. Как видно, диапазон различных режимов движения рассматриваемых аппаратов велик и практически немыслим ни для одного из транспортных средств.

Кратко охарактеризуем два основных режима движения, присущих зранопланам почти всех типов, — режим глиссирования и основной режим движения вблизи зранана. Важным и широким является режим глиссирования аппарата в момент его разбега. Аэродинамическое сопротивление в процессе разбега быстро возрастает и при критической скорости ( $V_{кр} = 0,4 - 0,6 V_{зв}$ ) достигает максимума («горба» на кривой сопротивления). Преодоление «горба» сопротивления, особенно в условиях волнения, может быть расчетным путем для определения потребной мощности энергетической установки аппарата (см. рис. 114).

После преодоления «горба» сопротивление зраноплана резко падает за счет выхода его изруда из воды. Аэродинамическое качество в зрешне разбега с ростом сопротивления падает, а после достижения минимального значения в районе «горба» начинает довольно быстро расти.

Характерная особенность зранопланов — сохранение высокого значения аэродинамического качества независимо от скорости движения в расчетном режиме околокрыльного полета (см. рис. 114). В то же время одним из существенных недостатков СПК является резкое падение аэродинамического качества с ростом скорости движения. Так, если значение качества при

скорости движения судов на подводных крыльях 50—60 км/ч достигает 13—14, то при скорости 140—150 км/ч оно падает до 7—8. Даже у лучших зарубежных морских судов («Кай Поинт» (массой 110 т) и «Даббинг» (массой 320 т) с автоматическим управлением крыльями значение аэродинамического качества при скорости движения 120—150 км/ч составляет всего 6—8.

Интересно привести для сопоставления данные об аэро- и гидродинамическом качестве других, свежих з зранопланами видов транспорта. У самолетов значение аэродинамического качества достигает 15—18 и на дозвуковых скоростях полета, как правило, сохраняется практически неизменным. Аэродинамическое качество СВП и вертолетов заметно ниже, чем у самолетов.

Таким образом, у скоростных транспортных средств значение аэродинамического качества не превышает 16—18. В то же время, по оценке зарубежных специалистов (А. Липпича, Х. Вейланда, Ш. Эздо и др.), на зранных зранопланах будучи оно может достигать 25—30 и более. Поскольку аэро- или гидродинамическое качество имеет решающее значение для экономичности эффективности любого транспортного средства, предельно возможное высокое значение такого качества может выдвинуть зранопланы в число наиболее выгодных скоростных транспортных средств.

Все основные летные характеристики рассматриваемых аппаратов в значительной степени зависят от относительной высоты полета  $h$ . Именно этот параметр движения определяет значения коэффициентов  $C_x$  и  $C_z$  и, как следствие, аэродинамическое качество аппарата  $K = \frac{C_z}{C_x}$ . Если учесть, что потребная для полета мощность равна  $N_{пр} = \frac{Gv}{\eta K \rho h}$ , то становится понятным стремление зарубежных специалистов обеспечить минимальные значения относительной высоты полета зранопланов, на которых достигается высокое качество, а следовательно, и минимальные значения потребной мощности (для тяги). Так, повышение реализуемого зранопланом аэродинамического качества за счет снижения высоты полета, например с 15 до 20, обеспечивает при прочих равных условиях или увеличение дальности его полета приблизительно на 30% или, при той же дальности, увеличение на 15—20% полезной нагрузки аппарата.

На рис. 119 показана расчетная зависимость аэродинамического качества зраноплана массой 18,1 т, сиректированного фирмой «Локхид», от высоты полета. Увеличение высоты полета аппарата с 0,6 до 3 м и приводит к падению реализуемого качества с 33 до 18, т. е. почти вдвое.

Абсолютная высота полета  $h$  зависит от ряда факторов, в частности, от состояния зранана (волнение моря, состояние

земной поверхности и пр.). Относительная высота полета ( $\bar{h} = \frac{h}{b}$ ), значение которой определяет аэродинамическое качество экраноплана при одной и той же абсолютной высоте, является функцией размеров несущих крыльев аппарата, точнее, размеров хорды  $b$ . Этими соображениями и обусловлен вывод зарубежных специалистов (Х. Вейланд и др.) о том, что в данном виде транспортного средства будущее, безусловно, принадлежит достаточно большим экранопланам. При оценке приводимых ниже ходовых качеств аппарата непременно следует учитывать не только их экспериментальный и далеко не совершенный характер, но и малые размеры.



Рис. 119. Зависимость аэродинамического качества экраноплана от высоты его полета.

Интересные материалы, касающиеся влияния размеров экранопланов на его аэродинамическое качество, опубликованы фирмой «Локхид». На рис. 120 показана зависимость летных характеристик экранопланов с постоянной нагрузкой на крыло  $196 \text{ кг/м}^2$  от их пол-

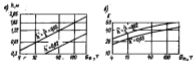


Рис. 120. Зависимость летных характеристик экраноплана от его массы и высоты полета: а — абсолютной высоты полета от массы экраноплана (при  $\bar{h} = \text{const}$ ); б — аэродинамического качества экраноплана от его массы (при  $\bar{h} = \text{const}$ ).

ной массы. На графике видно, что, например, увеличение массы аппарата с 10 до 100 т при постоянной удельной нагрузке на крыло (в случае полета на высоте  $\bar{h} = 0,06$ ) дает возможность повысить  $h$  с 0,6 до 1,8 м, т. е. в 3 раза (рис. 120, а), с соответствующим улучшением мореходности и безопасности полета. В результате существенного увеличения числа Рейнольдса, приводящего к уменьшению лобового сопротивления, резко возрастает аэродинамическое качество аппарата (рис. 120, б), следовательно, и его экономическая эффективность.

Довольно всесторонне основные аэродинамические характеристики, в том числе и ходовые качества рассматриваемых аппаратов, были исследованы японскими специалистами при создании экраноплана KAG-3 (Ш. Эдо и др.).

Модельные испытания ходовых качеств в опытовом бассейне проводились до значений числа Фруда, равных  $Fr = \frac{v}{\sqrt{gL}} = 1,8$ .

Установлено, что в районе критической скорости (сгорб) со-

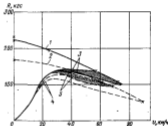


Рис. 121. Кривые сопротивления движению и тяги двигателя экраноплана KAG-3, полученные в процессе натурных испытаний аппарата.

1 — тяга двигателя во время движения попутной с дугой лобовой обтекает; 2 — тяга двигателя во время движения попутной; 3 — сопротивление аппарата во время движения попутной с дугой лобовой обтекает (длина крыла — полный метр 1,5—2,5 м); 4 — сопротивление во время движения попутной с дугой лобовой обтекает (длина крыла — полный метр 0,5 м); 5 — сопротивление во время движения попутной с дугой лобовой обтекает на борту.

противления), соответствующей числу Фруда 1,4, аэродинамическое качество модели составляло всего около 4,6. В процессе проведения натурных испытаний катера KAG-3 были получены несколько лучшие данные, чем при буксировочных испытаниях моделей. В частности, определено, что «сгорб» сопротивления соответствует скорости  $v = 20—30 \text{ км/ч}$ . С увеличением скорости сопротивление катера заметно падает из-за выхода поплываки из воды вследствие разгрузки их подъемной силой крыла. На рис. 121 показаны кривые сопротивления движению и тяги двигателя экраноплана KAG-3. При критической

скорости аэродинамическое сопротивление составляет 130—150 кгс, что при массе экраноплана  $G_{\Sigma} = 690$  кг обуславливает значение максимального качества  $\lambda = 4,5$ . Напомним: у экраноплана X-112 значение качества в районе «горба» сопротивления равно 6,7 (см. рис. 115).

После преодоления «горба» сопротивление аэродинамическое аппарата заметно снижается вследствие выхода ползавков из воды. На расчетной скорости околокранного полета ( $v = 80 \div 85$  км/ч) сопротивление движению составляет всего 50—55 кгс, а качество повышается до 12,5—14. Таким образом, подъемная сила крыла, разгружая аппарат, обеспечивает повышение качества почти в 3 раза. Коэффициент подъемной силы крыла на расчетном режиме  $C_p = 1,24$ .

При скорости около 85 км/ч, когда аппарат движется почти полностью в воздухе, гидродинамическое сопротивление ползавков незначительно и измеренное полное сопротивление собственно аппарата довольно близко к аэродинамическому. На расчетной скорости движения сопротивление стойки гребного винта достигает 50—60 кгс, что составляет около половины расходуемой тяги винта. Авторы проекта отмечали, что в данном случае движитель в виде воздушного винта был бы безусловно целесообразен.

В процессе испытаний установлена недостаточная эффективность ползавков в качестве концевых шайб при движении на крейсерских режимах. Это обстоятельство, а также сравнительно малое удлинение крыла ( $\lambda = 0,72$ ) и обусловили относительно невысокое аэродинамическое качество аппарата.

На основании полученных результатов японские специалисты делают вывод о том, что для крупных экранопланов с существенно лучшей аэродинамикой, чем у КАГ-3, вполне реально ожидать получения на расчетном режиме движения коэффициента  $C_p = 1,2$  и аэродинамического качества порядка 20 и более. При этом удлинение крыла может быть даже сокращено в прежних пределах ( $\lambda = 0,7 \div 0,8$ ).

Определенный интерес представляют также некоторые данные о результатах натуральных буксировочных испытаний экраноплана А. Липшица X-112, частично уже рассмотренные выше. В процессе буксировки этого аппарата специальным катером была получена кривая буксировочного сопротивления до скорости 56—62 км/ч (см. рис. 115). При критической скорости движения равной  $v_{кр} = 15$  км/ч (т. е. в районе «горба» сопротивления), аэродинамическое качество экраноплана составляет 6,7, т. е. приблизительно равно его значению у глассерра. Лишь в случае скорости свыше 50 км/ч аэродинамическая подъемная сила крыла становится достаточно ощутимой, происходит разгрузка аппарата и, как следствие, резкое снижение сопротивления с соответствующим повышением аэродинамического качества экраноплана.

А. Липшиц отмечает, что в режиме околокранного полета аэродинамическое сопротивление составляет всего 10 кгс, т. е. 4—5% от общей массы аппарата. Таким образом, аэродинамическое качество данного экраноплана на расчетном режиме было уже сравнительно высоким (20—25). Наибольшее значение аэродинамического качества, замеренное в процессе летных испытаний аппарата X-112, достигало 30. Однако, по утверждению А. Липшица, и это далеко не предел. В процессе дальнейшего развития экранопланов и создания крупных аппаратов с обработанной аэродинамикой вполне реально получить аэродинамическое качество на расчетном режиме около 40—50.

Результаты холодных испытаний экранопланов X-112, КАГ-3 и «Клипера», сопоставленные В. Б. Коргиным (рис. 122), показывают, что максимальным холодным качеством обладает аппарат X-112, а наименьшим — экраноплан КАГ-3. У обоих катеров («КАГ-3» и «Клипера»), имеющих в качестве движителя гребной винт, значения аэродинамического качества невелики. По-видимому, это можно объяснить особенностями их двигатель-двигательного комплекса. Правда, у «Клипера» на максимальной скорости около 110 км/ч аэродинамическое качество достигает 19, т. е. выше, чем у глассерирующей судов и даже у СПК.

Приведенные краткие данные о холодных качествах некоторых экранопланов показывают, что все характеристики изменятся в широком диапазоне. Так, скорость построения аппаратов колеблется от 50 до 250 км/ч, а такая важная характеристика технического уровня экраноплана, как его аэродинамическое качество, на расчетном режиме движения — от 12 до 30.

**Мореходные качества экранопланов.** Под мореходными качествами экранопланов по аналогии с гидросамолетами можно понимать совокупность свойств, обеспечивающих безопасность их эксплуатации при заданных гидрометеорологических условиях (плаучность, непотопляемость, остойчивость; управляемость и поведение в условиях волнения).

Нет необходимости подробно говорить о важности обеспечения высоких мореходных качеств. Именно эти качества, а точнее, поведение в условиях волнения, и определяют предельные допустимые для эксплуатации гидросамолетов и подобных им аппаратов значения балльности моря.

Данных о запасах плаучности зарубежных экранопланов, из



Рис. 122. Значения аэродинамического качества экранопланов по летным натуральным испытаниям: 1 — экраноплан X-112 А. Липшица; 2 — экраноплан КАГ-3; 3 — экраноплан «Клипер» В. Б. Коргина (форма «бублик»).

стойчивости и жесткости опубликовано не было. Поскольку при создании этих аппаратов широко используются смит гидросамолетостроения, то укажем, что на летных лодках запас плавучести обычно составляет 300—350%. В последнее время наблюдается тенденция к уменьшению этого запаса, что благоприятно сказывается на летных качествах гидросамолетов. Поперечную устойчивость гидросамолетов, как правило, обеспечивают поддерживающими поплавками. Несогласованность их рассчитывают для случая затопления двух любых смежных отсеков.

В процессе многочасовых мореходных испытаний гидросамолетов было установлено, что наибольшие перегрузки и напряжения в элементах корпуса возникают обычно в процессе разбега на посадку при скорости  $v = (0,5-0,6) v_{max}$ .

Важное значение для экранопланов, как и для гидросамолетов, имеет обеспечение независимости, защита от брызг двигатель-двигательного комплекса, снижение перегрузок аппарата в момент взлета и посадки. В отличие же от гидросамолета достаточно полное использование эффекта близости экрана рассматриваемыми аппаратами возможно лишь в условиях низкого окружения полета.

В противном случае, с ростом относительной высоты полета теряется выигрыш в аэродинамическом качестве и создание подобных аппаратов становится нецелесообразным. Таким образом, к мореходности экранопланов предъявляются весьма жесткие требования. Правда, используемая экранопланами декомпрессивная подушка и особенно такие стартовые устройства, как система дополнительного поддува («Колумбия»), значительно снижают взлетно-посадочную скорость, а следовательно, и возникающие в процессе взлета и посадки перегрузки.

С ростом дальности полета, т. е. высоты волн, в целях безопасности должна быть увеличена и высота полета экраноплана. Это, естественно, снижает соответствующее падение аэродинамического качества аппарата, рост потребной мощности и, как следствие, снижение дальности его полета (рис. 123).

Оценивая аэродинамическую компоновку зарубежных экранопланов с точки зрения их мореходности, прежде всего следует отметить, что за редким исключением эти небольшие эк-

спериментальные аппараты со сравнительно малой высотой полета не могут обладать хорошей мореходностью. Такую оценку дают и зарубежные специалисты — авторы проектов экранопланов (Ш. Эддо и др.).

Для примера приведем следующие данные. Аппарат KAG-3 во время мореходных испытаний выходил на расечный режим движения при высоте волн, равной 6% (и несколько больше) от длины по ватерлинии, т. е. около 35 см. Перегрузки от ударов волн хотя и были несколько меньше, чем у соответствующего глиссирующего катера, однако превышали допустимые для обитаемости экипажа аппарата. Одним из путей снижения перегрузок, во мнению авторов проекта KAG-3, могло быть применение большей илленатности поплавкам аппарата. Правда, это связано со снижением гидродинамического качества экраноплана при разбеге, что может потребовать оборудования его специальными стартовыми устройствами, например, в виде поддувных двигателей (по типу «Колумбия»).

Выше уже было обращено внимание на то, что в целях повышения мореходности своего экраноплана X-113 А. Липпин перенес двигатель из носовой части его корпуса на ферму, установленную за кабиной пилота (см. рис. 72). Забрызгаемость двигатель-двигательного комплекса в данном случае снижена ввиду в ущерб эффективности системы поддува, основной из использования потока воздуха, отбрасываемого винтом движущее крыло. В процессе испытаний экраноплана X-113 конструктор заменил талупный винт на толкающий. Это было обусловлено стремлением еще более снизить забрызгаемость винта.

Последний вариант компоновки двигатель-двигательного комплекса, вероятно, звание удельствитель А. Липпин, поскольку именно он, как известно, был им применен для шестиместного экраноплана X-114.

Выше были приведены основные результаты летных испытаний аппарата X-113, осуществленные в 1970—1972 гг. Они позволили установить и мореходность экраноплана, который совершал взлетно-посадочные операции при высоте волн до 0,75 м (2 балла) и ветре до 12,5 м/с.

Интересные данные о мореходности экранопланов (рис. 124) приводит В. Б. Корзин. По его расчетам, чтобы обеспечить полет экраноплана без единого касания гребней волн на большом расстоянии не требуется резкого увеличения высоты полета. Так, и случае увеличения протяженности рейса с 2 до 1850 км при волнении 5 баллов необходимо повысить высоту полета аппарата примерно на 0,5 м.

Согласно прогнозам специалистов фирмы «Визал Ресерч Корпорейшн» высоким мореходным качеством должен обладать спроектированный экраноплан «Колумбия». Высота полета его на эксплуатационном режиме предполагается равной 3,7 м,

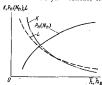


Рис. 123. Характер зависимости аэродинамического качества, потребной тяги (мощности) и дальности полета экраноплана от относительной высоты полета или дальности моря.

считан до основного корпуса (несущего крыла). Однако в печати не сообщалось о предельно допустимой балласти моря, при которой будут достаточно надежными взлет и посадка этого аппарата.

Интересные исследования возможности эксплуатации экранопланов на океанских линиях проведены недавно фирмой «Локхид». Они позволили установить, в частности, что среднегодовой высота полета аппаратов в этих рейсах может быть довольно высокой. Так, для сообщения между Америкой и Гавайскими островами допустима средняя высота полета всего 1,25 м, хотя в данном районе бывают волны высотой до 18,3 м. В некоторой степени этот вывод подтверждается и графиком на рис. 124. Судя из воздушной подушки для таких маршрутов оказались бы непригодными.

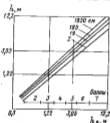


Рис. 124. Зависимость высоты полета экраноплана без крыльев от скорости движения и длины волны для различных значений средней длины волны.

СВП), являются высокой амфибийности качества. Многие из построенных аппаратов предназначены для движения по воде, льду, снегу, болоту и суше. Аппараты У. Бертельсона последней модификации могут, кроме того, преодолевать склоны крутизной до 20° и глубокие каналы. Шестиместный экраноплан X-114 А. Липинца, построенный в 1976 г., в целях повышения амфибийности качества оборудован убирающимся шасси.

Роль амфибийности качества и проходимости для эксплуатации экранопланов (сокращения продолжительности рейса и удобства пассажиров) велика. Это подтверждает опыт эксплуатации английских судов на воздушной подушке типа SRN-5 и SRN-6 на каботажных линиях, зачастую с мелководными участками.

Зарубежные исследователи утверждают, что наиболее перспективными являются крупные аппараты, на которых можно получить высокие значения аэродинамического качества за счет малости относительной высоты полета (относительно большей для морской эксплуатации абсолютных значений этой высоты).

Одной из важных и ценных особенностей экранопланов, отличающей их от ряда других быстроходных транспортных средств (исключая

## § 21. Управляемость и устойчивость экранопланов

Как уже отмечалось, сложность обеспечения удовлетворительных характеристик управляемости и особенно устойчивости экранопланов обусловлена как малой их изученностью, так и необычайным разнообразием режимов движения рассматриваемых аппаратов. Последнее связано с тем, что при переходе от одного режима движения к другому или с изменением высоты полета характеристики управляемости и устойчивости аппаратов подчас резко меняются. Тем не менее за рубежом опубликовано всего 2—3 работы, касающиеся этих вопросов.

**Управляемость экранопланов.** В отличие от обычных водонезащищенных надводных судов рассматриваемые аппараты характеризуются заметно большими возможностями в отношении перемещения и поворотов в различных направлениях. По этим признакам они ближе стоят к самолетам или подводным лодкам, чем к обычным судам.

Для выполнения различных маневров экранопланы оборудуют соответствующими рулевыми устройствами. Характер рулевых устройств зарубежных экранопланов в значительной степени определяется типом их двигателя. Многие аппараты, как мы видели, оборудованы воздушным винтом и только несколько экранопланов имеют в качестве двигателя гребной винт. На аппаратах с гребным винтом, т. е. экранопланах, жестко контактирующих с водной поверхностью, вопросы управляемости и устойчивости решаются существенно иначе. Это объясняется, в частности, тем, что диапазон режимов их движения ограничивается плаванием, глиссированием и полетом в непосредственной близости от поверхности воды.

Для управления по курсу экраноплана, как правило, оборудуют одним или двумя воздушными рулями. В связи со сравнительно небольшими скоростями построенных экранопланов установленные на этих аппаратах воздушные рули отличаются значительными площадями. С целью повышения эффективности руля зачастую помещают в струе воздушного винта. Для хорошей управляемости на плаву и в режиме глиссирования на некоторых аппаратах с воздушным двигателем помимо аэродинамического руля предусмотрен еще и водный руль (например, экраноплан X-112).

В случае применения на аппарате гребного винта (например KAG-3, катер фирмы «Локхид») управление по курсу осуществляется обычным водным рулем или соответствующим образом направленным тилем винта в результате поворота подводного двигателя.

Серьезным затруднением в обеспечении хорошей поворотливости экранопланов в горизонтальной плоскости (по курсу) является сложность создания боковой силы, необходимой для противодействия скольжению (дрейфу), возникающему под дейст-

анием центробежной силы. Как известно, у водонамещающих судов дрейфу противодействуют значительные силы сопротивления воды. Хорошая маневренность самолетов в горизонтальной плоскости обеспечивается выполнением крутых разворотов (пирожей), когда в противодействии скольжению участвуют не только фюзеляж и хвостовое оперение, но и основное несущее крыло. Очевидно, для многих зарубежных аппаратов, не рассчитанных на полный отрыв от экрана или летящих в непосредственной близости от воды, создание значительных кренов мало реально (касание кильею крыла, шайбой или поплавком на большой скорости поверхности воды или суши может привести к авариям).

Некоторые зарубежные исследователи (например, У. Бертольдсон) указывают также на сложность использования рассматриваемых аппаратов при движении над аэродромами в условиях бокового ветра, когда сила, возникающая на воздушных рулях, может оказаться недостаточной для противодействия вращению и сохранения необходимого направления движения.

Приведенные соображения свидетельствуют о сложности обеспечения достаточной управляемости подобных аппаратов. Правда, маневренность экранопланов в горизонтальной плоскости может быть резко улучшена в результате посадки на воду (или сушу) и осуществления циркуляции уже в новом режиме движения. Однако это связано с необходимостью контакта с водой или суши и потерей скорости.

Поперечная управляемость экранопланов, т. е. возможность парирования возникающих кренов или умышленное создание их при выполнении пирожей, обеспечивается на зарубежных экранопланах специальными управляющими поверхностями. Иногда это небольшие поверхности, установленные на крыле по типу самолетных элеронов (например, X-112). На ряде аппаратов она выполнена, по-видимому, в виде элеронов, т. е. осуществляют одновременно функции и элеронов и рулей высоты (асоможко, KAG-3, «Аэрослани № 8» и др.). Площадь указанных поверхностей зногда довольно значительна. Так, суммарная площадь V-образного хвостового оперения на KAG-3 составляет 3,2 м<sup>2</sup> или около 35% от S<sub>кр</sub>.

Большое значение для эксплуатации экранопланов имеет обеспечение управляемости в вертикальной плоскости, т. е. по углу тангажа, что особенно важно для аппаратов, которые могут летать вдали от экрана (например, X-112). Впрочем, и для экраноплана, не предназначенных для этого, органы управления по тангажу необходимы для выполнения взлетно-посадочных операций, изменения высоты околоэкранного полета, парирования порывов ветра и пр.

Как известно, самолет с целью обеспечения управляемости в вертикальной плоскости оборудуется рулем высоты. На экранопланах X-112 и X-113, построенных по самолетной схеме,

также установлено обычное горизонтальное оперение, состоящее из стабилизатора и руля высоты. Руль высоты вносится и на некоторых аппаратах У. Бертольдсона. На других экранопланах руль высоты в подобном виде не встречается, а выполнен в виде элеронов (KAG-3) или элеронков (аппараты Т. Каарно, Н. Диксонкова и др.). Руль высоты в таком исполнении служит не только для управления аппаратом по тангажу, но и для облегчения старта и сохранения заданной высоты полета. Широко применение элеронков на зарубежных экранопланах обусловлено, по-видимому, их высокой эффективностью в этом отношении.

**Проблема устойчивости экранопланов.** Это одна из важных проблем. О сложности обеспечения необходимой устойчивости свидетельствуют и гибель самоходной модели Х. Вейландца, и неудача экраноплана KAG-3, а также ряд высказываний зарубежных специалистов.

Некоторые авторы считают, что данная проблема вообще не может быть решена только лишь рациональной аэродинамической компоновкой экраноплана. В результате исследования ряда ученых было доказано, что продольную статическую устойчивость этих аппаратов, в отличие от самолетов, можно обеспечить лишь правильным выбором его аэродинамической компоновки (наряду с центровкой). Для этого положение фокуса по высоте над экраном должно быть впереди фокуса по углу атаки. Довольно обширные теоретико-экспериментальные исследования этой проблемы в 1971—1973 гг. были выполнены за рубежом Р. Галлангтоном, М. Миллером и др. (см. гл. II).

При рассмотрении различных путей обеспечения продольной устойчивости у самолетов, выполненных по схеме «обесхвостка», выше были указаны решения этой проблемы, предложенные в 20-х годах советским конструктором Б. Н. Черновским. Примерно с такими же трудностями встретились и конструкторы зарубежных экранопланов, остановившие свой выбор на схеме «летающее крыло». Впрочем, и некоторым авторам аппаратов, выполненных по самолетной схеме, преодолеть эти трудности также оказалось не под силу (Х. Вейландц). Сложность проблемы заключается в зависимости аэродинамического фокуса крыла от угла атаки от двух параметров: расстояния до экрана  $h$  и угла атаки  $\alpha$ . Уместно напомнить, что удален от земли положение фокуса самолетов практически не зависит от угла атаки и наряду с положительным его ЦТ довольно таки однозначно определяет продольную статическую устойчивость самолета.

Выполненные Ш. Эно исследования показали, что при рассмотрении продольной устойчивости экранопланов приходится встречаться с особенностями, ранее отмеченными при исследовании устойчивости самолетов. Так, с увеличением угла атаки  $\alpha$  и приближением его к значению, соответствующей  $C_{L_{max}}$  — наклон кривых коэффициента продольного момента  $C_{m_x} = f(\alpha)$  на-

рушится и образуется так называемая «ложка». Причина ее появления в данном случае — попадание хвостового оперения при достаточном большом угле атаки, в зону интенсивного торможения потока за крылом, имеющего к тому же значительные углы сноса. Эту вращку удалось обнаружить посредством визуализации спектра потока в районе хвостового оперения при продувке модели аппарата. В результате вращующий момент, являющийся в данном случае стабилизирующим, резко падает и происходит потеря продольной устойчивости аппарата, графически выражающаяся в виде кривых с положительным наклоном.

$$\left( \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} > 0 \right).$$

Важные проблемы устойчивости для безопасной эксплуатации экранопланов определяются тем, что рассматриваемые аппараты движутся с большой скоростью в непосредственной близости от воды или земли. В авиации маневр полета и посадки, когда самолет находится вблизи земной поверхности, считается одним из самых ответственных (около 40% всех аварий происходит именно при выполнении этого маневра).

При полете экранопланов над возмущенной поверхностью моря, где на аппарат действует периодически изменяющаяся во времени подъемная сила, полетные еще более осложняются. Изменение подъемной силы и точки ее приложения, естественно, вызывает появление дополнительных моментов и разбалансировку аппарата. Однако в отличие от самолета на экраноплане в распоряжении пилота отсутствует существенный запас высоты, необходимый для выполнения соответствующего маневра с потерей высоты.

За рубежом проведены специальные исследования устойчивости аппаратов. В их числе экспериментальные исследования, выполненные в 1963 г. К. Вейландом посредством катапультирования модели на трассе с имитацией возмущенной поверхности моря, работы специалистов фирмы «Кавасаки» и др. В результате установлено, что модель не обнаруживает стремления следовать профилю волн даже при значительной их длине, а совершает устойчивый полет.

Одним из важных видов устойчивости самолета или экраноплана является так называемая продольная статическая устойчивость, которая для самолета обычно характеризуется запасом (или степенью) продольной статической устойчивости  $X_{st} = X_p - X_{ст}$ . Эта устойчивость обеспечивается выбором соответствующей аэродинамической компоновки самолета и возникшим расположением его ЦТ и аэродинамического фокуса.

Если в авиации существуют обоснованные критерии и нормы устойчивости, то в экранопланостроении, судя по зарубежным публикациям, эта проблема является одной из самых неизученных. Более того, после ряда неудач (Х. Вейланд, фирма «Кавасаки» и др.) высказывались сомнения в принципиальной возможности ее решения для экранопланов, против чего энергично возражал в печати А. Линпел.

Однозначно крыло или аппарат, выполненный без хвостового оперения, как правило, не обладает необходимой продольной статической устойчивостью (эксперименты Ш. Эгло и др.). В связи с этим на всех самолетах и экранопланах предусмотрены специальные устройства. Так, на последней и наиболее совершенной модификации «Ларсаней» Т. Кааро установлены две весьма развитые хвостовые балки с несущими стабилизирующими поверхностями, по-надвиному, постоянно контактирующие с поверхностью воды или снега (см. рис. 62). На катере И. Тросата предусмотрено небольшое хвостовое надводное крыло (см. рис. 61). Для обеспечения продольной устойчивости первый же катер фирмы «Локхид» был оборудован двумя носовыми гидродельтами.

Проблема устойчивости аппарата была тщательно исследована специалистами фирмы «Кавасаки» при создании экраноплана KAG-3. Правда, эксперименты касались лишь аппарата, изготовленного по схеме «летающее крыло». Однако были рассмотрены различные типы хвостового оперения, шайб, поплавков, кабины экипажа и пр. В результате установлено: с приближением модели к экрану аэродинамический фокус смещается назад, что приводит к повышению продольной статической устойчивости. Замена тонких концевых шайб поплавками, принятыми в окончательном варианте проекта KAG-3, обуславливает заметное смещение фокуса вперед и соответствующее снижение продольной устойчивости. Это дестабилизирующее влияние поплавков объясняется подсамающей силой, действующей на их днище. Однако в отчете об испытаниях аппарата KAG-3 отмечается, что установка на днище поплавков специальных продольных ребер, препятствующих вытеканию воздуха из-под крыла и, следовательно, уменьшающих подсамающую силу, способствовала резкому снижению дестабилизирующего влияния поплавков. Подсамающего эффекта на поплавках, имеющих обратную (внутреннюю) килеватость, не наблюдалось.

Оборудованное экраноплана настраивкой (набкой занпака) нсаало увеличено кабрирующего момента и, как следствие, надалеко продольной устойчивости. Возникновению кабрирующего момента способствовала также установка гребного винта. В процессе исследований оценивались также эффективность различного типа хвостового оперения. Было установлено, что наиболее эффективным в аэродинамическом отношении является V-образное оперение (рис. 125). Продулки моделей с замером давлений на хвостовом оперении и визуализацией спектра потока в районе хвостового оперения позволили установить: пониженная эффективность оперения типа «чайка» («Г»-образное) объясняется лишь тем, что оно



попадало в зону всходящего потока вихрей, стекающих с подплывающей модели. Это приводило к появлению кабрирующего момента и, как следствие, к снижению продольной устойчивости. В то же время несколько смещение в нос V-образное оперение оказалось расположенным в районе всходящей части вихря, сбегающего с крыла (и подплыва) аппарата, что и вызвало повышение его эффективности.

Интересно отметить, что, несмотря на довольно обширные исследования вопросов устойчивости, продольная статическая

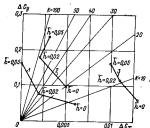


Рис. 125. Зависимость коэффициентов  $\Delta C_y$  и  $\Delta C_x$  от угла атаки аппарата KAG-3 от угла его хвостового оперения.

$\Delta C_y = C_{y1} - C_{y0}$  ( $C_{y1}$  — модель с хвостовым оперением;  $C_{y0}$  — модель без хвостового оперения, для  $\Delta C_x$  — наоборот);  
 $\beta$  — V-образное оперение с  $\beta = 30^\circ$ ;  $\gamma$  — V-образное оперение с  $\beta = 10^\circ$ ;  $\delta$  —  $\gamma$ -образное оперение.

устойчивость аппарата KAG-3 оказалась необеспеченной [на рис. 126 видно: наклон касательных к кривым  $C_m = f(C_y)$  при всех значениях относительной высоты  $h$  и углах атаки  $\alpha$  положительный].

По мнению зарубежных специалистов, с целью повышения эффективности горизонтального стабилизатора его необходимо поднимать выше и выводить из зоны схода потока за хвостовым крылом. В связи с этим ряд зарубежных исследователей был оборудован высоко расположенными стабилизаторами. Одним из первых применил такой стабилизатор на своей пилотируемой модели с крыльями, расположенными tandem, Х. Вейланд. По-

добный довольно развитый стабилизатор предусматривался и на спроектированном экраноплане «Колумбия».

Поскольку в печати не появлялось сведений о каких-либо трудностях с обеспечением устойчивости экраноплана X-112 А. Липина, можно предположить, что на этом аппарате вопрос устойчивости полета решен. Продольная устойчивость экраноплана обеспечивается главным образом высоко установленным на вертикальном оперении развитым стабилизатором. Испытания аппарата X-112, по оценке его конструктора, показали вполне удовлетворительные характеристики устойчивости

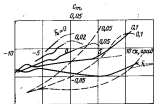


Рис. 126. Зависимость коэффициента продольного момента модели экраноплана KAG-3 от угла атаки и относительной высоты полета.

--- модель с оперением  $\beta_{120} = 40^\circ$ ; — модель с оперением  $\beta_{120} = 30^\circ$ ; — модель с продольными ребрами на нижней поверхности.

при движении на всех режимах, включая  $\alpha$  полет на значительном удалении от экрана. А. Липин считает, что для экраноплана с воздушным движителем, т. е. предназначенным для движения без постоянного контакта с водной поверхностью, в целях безопасной эксплуатации аппарата в сложных гидрометеорологических условиях (ветер, волнение и пр.) и при аварийных ситуациях устойчивость необходима и в случае полета вне пределов влияния экрана.

С помощью высоко расположенного стабилизатора предлагают обеспечивать устойчивость и другие зарубежные специалисты, разрабатывающие проекты экранопланов по самолетной схеме (см. рис. 81).

Поперечная устойчивость экраноплана обеспечивается гораздо проще. За счет эффекта самого экрана при креплении аппарата происходит резкое возрастание подъемной силы на части крыла, приближающейся к экрану и обратной поверхности, что и

приводит к появлению восстанавливающего момента. На рис. 127 показаны характеристики аппарата KAG-3 при различных углах крена. Восстанавливающий момент возрастает с увеличением угла крена примерно до  $5-6^\circ$ . На этом же рисунке приведены зависимости аэродинамических коэффициентов  $C_{x_0}$ ,  $C_{z_0}$  и  $C_{m_0}$ , а также боковой силы  $Z$  от угла крена  $\gamma$ . Коэффициент продольного момента  $C_{m_0}$  заметно падает с ростом угла крена.

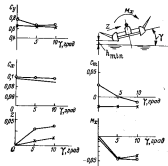


Рис. 127. Вязкие крена аппарата KAG-3 на его аэродинамические характеристики.  
 $Z$  — боковая аэродинамическая сила;  $M_x$  — поперечный восстанавливающий момент;  $H_x$  — поперечный момент.

Путевая устойчивость рассматриваемых аппаратов обеспечивается способами, принятыми в авиации, — соответствующим выбором площади вертикального оперения и его размещением относительно ЦТ аппарата. Однако на аппарате KAG-3 (рис. 128) не удалось добиться удовлетворительных характеристик этой устойчивости, что, возможно, следует объяснить некоторой неоптимальностью, с которой был создан аппарат.

Кроме моментных характеристик аппарата на рис. 128 показаны зависимости аэродинамических коэффициентов  $C_{x_0}$ ,  $C_{z_0}$ ,  $C_{m_0}$ , а также боковой силы  $Z$  и поперечного восстанавливающего

момента  $M_x$  от угла скольжения  $\beta$  (при  $\alpha=0$ ). С увеличением угла скольжения коэффициент  $C_{z_0}$  повышается весьма значительно, в то же время  $C_{x_0}$  и  $M_x$  растут довольно интенсивно до больших значений. Следовательно, увеличение угла скольжения в общем благоприятно влияет на продольную устойчивость аппарата  $C_{m_0}$ , особенно при малой относительной высоте полета ( $\bar{h}=0,01$ ).

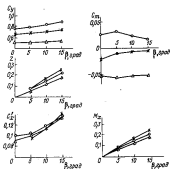


Рис. 128. Вязкие продольные характеристики аппарата KAG-3 на его аэродинамические характеристики.  
 $Z$  — боковая аэродинамическая сила;  $C_{x_0}$  — коэффициент сопротивления и поперечный восстанавливающий момент;  $H_x$  — поперечный восстанавливающий момент.

Решение проблемы устойчивости и управляемости аппарата на переходных режимах (взлет, посадка) нередко связано со значительными трудностями. Это, как известно, свойственно и многим другим видам транспортных средств: самолетам, СПК и СВП. Сложность проблемы обусловлена главным образом тем, что действующие на аппарат на этих режимах внешние силы и моменты резко меняются во времени. В то же время эффективность устройств (рулей, аэронов, стабилизаторов, волновых крыльев и др.), регулирующих эти изменения, зачастую бывает недостаточной.

## § 22. Особенности проектирования экранопланов

В настоящее время еще не создано законченной методики проектирования экранопланов. Ванду начальной стадии работ в данной области отсутствуют необходимые статистические материалы, результаты систематических параметрических испытаний моделей, т. е. все то, что необходимо для разработки подобной методики. В то же время на основе опубликованных статей А. Левина, Ш. Эдло, В. Корягина и особенно Д. Мак-Мастера можно представить в общих чертах схему, которой следует придерживаться экранопланостроителю, проектируя эти аппараты.

Применяемые методы проектирования экранопланов аналогичны тем, которые используются авиационными специалистами многих стран мира. Это, во-первых, можно объяснить очевидной близостью экраноплана по своей конструкции и расчетному режиму движения (полета) к самолету, разработкой их чаще всего авиационными фирмами («Боинг», «Локхид», «Каньаски» и др.) и большим опытом работы многих авторов проектов экранопланов в авиации (А. Липин, В. Корягин, Д. Мак-Мастер и др.).

Как и в авиации, в судостроении при проектировании экранопланов широко применяется метод последовательных приближений. Это обусловлено значительным количеством подлежащих определению неизвестных характеристик аппаратов при ограниченном числе математических зависимостей (уравнений), которые можно составить для их вычисления. Иногда после определения элементов аппарата в первом приближении дальнейшая оптимизация их производится вариационными методами, последовательным изменением значений элементов (например, размаха крыла, мощности энергетической установки и т. д.).

Известны случаи применения в зарубежной практике следующей последовательности расчетов, графических прорисовок и экспериментальных исследований в начальных стадиях разработки проекта экраноплана.

На основании технического задания (условий, требований) на проектирование аппарата (если оно имеется), его назначение, имеющееся у автора проекта опыта с помощью метода относительных масс определяется полная масса аппарата. Для этого полную массу экраноплана разбивают на несколько групп. Например:

$G_{2k}$  — масса полезной нагрузки, состоящая из экипажа, пассажиров, груза, оборудования и т. д.;

$G_a$  — масса корпуса;

$G_{д.у.}$  — масса двигательной установки;

$G_{т.с.}$  — масса топливной и топливной системы.

Тогда уравнение баланса масс, записанное в долях от полной массы, будет иметь вид

$$1 = \bar{G}_{2k} + \bar{G}_a + \bar{G}_{д.у.} + \bar{G}_{т.с.}$$

Масса  $G_{2k}$  зависит от назначения аппарата, и, как правило, ее можно определить в самом начале проектирования (все составляющие известны). Относительные массы конструкции, двигательной установки и топливной определяются обычно с помощью приближенных формул или по достаточно близким прототипам, т. е. аппаратам с идентичными характеристиками. При этом проверяется правильность принятого решения относительно состава двигатель-двигательного комплекса.

В связи с отсутствием необходимых статистических данных во рассматриваемым аппаратом некоторые зарубежные специалисты (например, Д. Мак-Мастера) для расчета этих характеристик пользуются эмпирическими, разработанными в авиации. После определения полезной массы аппарата рассчитывают в первом приближении основные размеры и характеристики его элементов (корпуса, крыла, хвостового оперения и т. д.), широко используя опыт создания экранопланов аналогичной схемы и близкого назначения. Затем находят наилучшее сочетание основных элементов и размеров аппарата, которое обеспечит наибольшую эффективность экраноплана при решении им основной задачи. Для этого используют уравнения и зависимости элементов и параметров аппарата, полученные на основе обработки технических материалов построенных экранопланов (или самолетов).

Весьма важным моментом в проектировании аппаратов является разработка его внешней схемы (схемы общего расположения), определяющей аэродинамическую и конструктивную компоновку. Эта схема дает возможность в первом приближении не только выбрать архитектурный облик экраноплана, его основные размеры, но и некоторые характеристики основных элементов аппарата (корпуса, крыла, хвостового оперения и т. д.). Конструктивной схемой завершается разработка компоновочных чертежей; на нее вносятся основные элементы силовой схемы аппарата и положение его ЦТ для характерных случаев нагрузки. Расчет центровки экраноплана, как и самолета, играет исключительно важную роль, в частности, он в значительной степени определяет его продольную статическую устойчивость.

На основании внешних схем изготавливают модели аппарата для испытаний их в аэродинамической трубе и в буксирном бассейне. Как уже было отмечено, в последние годы нередко испытывают также кордовые и радиоуправляемые самолетоидные модели.

Испытания модели в аэродинамической трубе позволяют найти значения коэффициентов  $C_x$ ,  $C_z$  и  $C_m$  в зависимости от угла атаки, которые необходимы для аэродинамического расчета аппарата. Этот расчет позволяет определить летные свойства экраноплана (скорость, дальность полета, устойчивость и др.). Для его выполнения необходимо иметь полноту крыла и аппарата — зависимость коэффициента подъемной силы от коэффи-

зента сопротивления (рис. 129) и диаграмму располагаемой мощности (или тяги) двигательной установки.

Полюс аппарата отличается от полюса крыла сопротивлением конструкций аппарата, не создающих или практически не создающих подъемной силы. К таким конструкциям можно отнести корпус аппарата (фюзеляж), оперение, обшивку и др. На долю этих конструкций приходится тем не менее существенная часть лобового сопротивления летательного аппарата.

Полюс может быть получен на основании продювок модели крыла или аппарата в целом и последующего пересчета полученных результатов на условия натур. Построения на основании продювок модели полюса эквидистантно сдвигается для

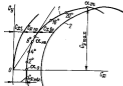


Рис. 129. Полюс крыла и летательного аппарата.

1 — полюс крыла; 2 — полюс аппарата.

натуры на значение полученной расчетом поправки  $\Delta C_x$ , учитывающей уменьшение коэффициента  $C_x$  по сравнению с моделью вследствие значительного возрастания числа Рейнольдса.

Зная характеристику энергетической установки, можно построить график, показывающий зависимость между располагаемой и потребной мощностью (или тягой) и скоростью движения, т. е. диаграмму располагаемой

и потребной мощности или тяги (рис. 130). При расчете потребной тяги и мощности используют полюс аппарата. Для этого, задаваясь рядом последовательных значений коэффициента  $C_D$ , с помощью полюса определяют соответствующие им значения коэффициентов  $C_x$  и  $K = \frac{C_x}{C_y}$ .

Далее, используя формулу

$$Y = G = C_D \rho S v^2 / 2,$$

подсчитывают скорость аппарата  $v$  и, наконец, по выражению

$$N_2 = \frac{Qv}{75\eta} = \frac{1}{75\eta} C_D \rho S \frac{v^3}{2} = \frac{Gv}{75\eta\eta_1}$$

вычисляют потребную мощность для данного режима полета ( $C_D$ ,  $v$ ), к. п. д. воздушного винта  $\eta_1$ .

Наималодвижная скорость полета (см. рис. 130) — это такая, при которой потребная тяга оказывается наименьшей; она соответствует полету аппарата, имеющего наибольшее аэродина-

мическое качество, экономическая скорость соответствует наименьшей потребной мощности, а крейсерская скорость — минимальному отношению  $P_2/v$ .

Диаграмма потребной и располагаемой мощности или тяги является наиболее полной характеристикой внешних качеств аппарата. Пользуясь такими диаграммами, построившими с учетом разлальной массы аппарата и вариантов его энергетической установки, при движении на разной относительной высоте от земли, можно рассчитать все основные летные характеристики аппарата.

Ходовые характеристики аппарата в режиме плавания и глиссирования, стартовые характеристики, а также его мореходность определяют испытанными моделями в опытовом бассейне. Иногда для этого используют катера буксирными.

Достаточно точное определение сопротивления движения модели, а следовательно, и потребной мощности в режиме плавания, глиссирования и особенно старта имеет важное значение. Это объясняется тем, что, например, потребная мощность в районе «горба» на кривой сопротивления, т. е. при минимальном значении гидродинамического качества аппарата, как правило, характеризует суммарную мощность его энергетической установки.

Сопротивление движению модели в режиме плавания и глиссирования, т. е. когда аэродинамическими силами можно пренебречь, обычно определяют методами, широко применяемыми судостроителями во всех странах, т. е. по Фруду. Для этого из общего сопротивления движению выделают силы трения о воду (вычисляемые по формулам), которые зависят главным образом от числа Рейнольдса. Остаточную часть сопротивления пересчитывают на натуру пропорционально кубу линейного масштаба модели. Затем это сопротивление (остаточное) суммируют с сопротивлением трения судна, рассчитанным по формулам, и таким образом определяют приближенное значение его полного сопротивления. Далее уже нетрудно найти потребную мощность энергетической установки с учетом пропульсивного к. п. д. движителя и к. п. д. передачи мощности на винт.



Рис. 130. Кривые потребной и располагаемой тяги летательного аппарата при полете на различной относительной высоте.

$P_0$  — располагаемая тяга энергетической установки;  $P_2$  — потребная для полета тяга (в зависимости от относительной высоты  $H$ );  $P_{2min}$  — минимальная тяга;  $v_{min}$  — минимальная, экономическая, или наималодвижная крейсерская и максимальная скорости полета аппарата на высоте  $H$ .

Как уже отмечалось, сопоставление экраноплана, движущегося в режиме глиссирования, может быть в первом приближении определено простым пересчетом с модели пропорционально кубу масштаба. Однако, чтобы вычислить это сопоставление, при большой скорости движения экраноплана, приходится суммировать аэродинамическое сопротивление, рассчитанное по результатам трубных испытаний модели, и гидродинамическое сопротивление, найденное по данным буксировочных испытаний модели в бассейне (за вычетом его аэродинамической составляющей).

График зависимости волнового гидродинамического сопротивления экраноплана от скорости движения в процессе разбега аппарата позволяет построить аналогичную зависимость и для потребной мощности его энергетической установки, необходимую для выбора энергетической установки экраноплана (см. рис. 114).

Помимо исследований характеристик устойчивости модели, в процессе которых обычно определяется значение коэффициента продольного момента  $C_{mz}$ , за рубежом практикуется проведение испытаний кордовых и, особенно часто, радиоуправляемых моделей. Эти испытания позволяют выбрать размеры хвостового оперения и его расположение так, чтобы была обеспечена необходимая степень продольной устойчивости аппарата.

Мореходные испытания модели дают возможность оценить в первом приближении поведение аппарата на волнении, т. е. каковы параметры его качки, степень заливаемости и забрызганности, а при необходимости и действующие ускорения в интересующих точках корпуса.

В результате проведения модельных испытаний и выполнения аэродинамического расчета не только определяются основные летные и мореходные качества аппарата, но окончательно выбирается внешняя схема, размеры и характеристики его основных элементов (весусетого крыла, хвостового оперения), мощность энергетической установки и т. д. Кроме того, эти испытания моделей дают возможность окончательно отработать аэродинамическую схему и глиссирующие элементы корпуса аппарата.

Откорректированные по результатам модельных испытаний конструктивная и силовая схемы аппарата позволяют приступить к расчетам прочности основных элементов его конструкции (корпуса, крыла и т. д.).

Окончательно значения основных технико-эксплуатационных характеристик экраноплана могут быть определены лишь по результатам испытаний его залужатурной модели и самого аппарата. Этот вывод обусловлен не только ограниченностью статических данных по построенным аппаратам, но и тем, что ряд важнейших характеристик экраноплана в принципе невозможно достаточно точно найти с помощью маломасштабных моделей, поскольку она зависит от немоделлируемых явлений. К таким

характеристикам можно отнести: мореходные качества, стартовые характеристики, характеристики амфибильности и др. Поэтому зарубежные экранопланостроители нередко строят аппараты без проведения достаточно глубоких исследований их характеристик на моделях и создают модификации экранопланов, выполняемых по одной схеме.

## Глава VI. ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ЭКРАНОПЛАНОВ

Темпы и рамки развития того или иного нового транспортного средства, как правило, в значительной степени определяются его экономической эффективностью, т. е. такими технико-экономическими показателями, как массовая отдача, производная 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 экраноплана среди других видов транспортных средств, подметить некоторые зависимости их экономической эффективности от основных конструктивных параметров и условий эксплуатации и, наконец, грубо оценить ближайшие перспективы их развития. Все возрастающую интенсивность подобных исследований, по-видимому, следует объяснить стремлением заинтересованных фирм быстро оценить перспективность нового необычного транспортного средства и свое отношение к участию в работах по его развитию. Очевидно, определяющим в этом стремлении является возможность получения высоких прибылей.

### § 23. Место экраноплана в общей системе транспортных средств

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) обладают и соответственно увеличенной производительностью (производной способностью).

В последние годы образовался заметный разрыв между скоростями наземного и особенно водного транспорта, с одной сто-

роны, и воздушного транспорта, с другой. Таким образом, получается громадная область неиспользуемых транспортом скоростей в 150—500 км/ч. Не исключено, что именно рассматриваемым здесь аппаратам суждено заполнить этот диапазон скоростей.

Оптимальная скорость вертолетов 200—220 км/ч. Однако в связи с ограниченными использованием их для пассажирских сообщений, особенно на дальних расстояниях, вряд ли можно считать вертолеты серьезным конкурентом экранопланов.

Исследования зарубежных специалистов доказывают, что именно экранопланом можно будет эффективно использовать в диапазоне еще не освоенных скоростей.

Одна из трудностей определения места экраноплана в общей системе транспортных средств — выбор критерия, достаточно полно охватывающего все многообразие технико-экономических и эксплуатационных особенностей столь различных транспортных средств, как, например, судно и самолет. В выборе такого критерия нет единообразия, поэтому ниже кратко рассматриваются критерии, которые считаются основными при технико-эксплуатационной оценке различных видов транспортных средств. Ни один из них, взятый отдельно, нельзя считать главным и достаточно всесторонне характеризующим все транспортные средства. Лишь комплекс рассматриваемых показателей может полно охарактеризовать то или иное средство.

В качестве критерия сравнения часто выбирают ходовое качество, удельную мощность, массовую отдачу и др. Рассмотрим их подробнее.

**Ходовое качество.** Ходовое, гидро- или аэродинамическое качество, как уже отмечалось, представляет отношение массы транспортного средства к силе сопротивления, возникающей при его движении.

Выше, при ознакомлении с проектом экраноплана «Колумбия», довольно подробно рассмотрено значение ходового качества судов и некоторых летательных аппаратов. Для многих видов транспортных средств (все суда, вертолеты и пр.) это качество быстро падает с ростом скоростей и обуславливает медленный рост их скоростей передвижения. В этом отношении одним из преимуществ экранопланов является сохранение высоких значений аэродинамического качества до высоких скоростей полета.

Посмотрим, какие же значения ходового качества характерны для других видов транспортных средств. На рис. 131 показана зависимость ходового качества различных транспортных средств от скорости их движения, а также границы так называемого критического треугольника, ограничивающего значительную область, в которой, по расчетам зарубежных специалистов, могут находиться лишь экраноплан и частично автомобиль. Большая часть транспортных средств не может располагаться

в этой области вследствие скачков значений качества и быстрого роста потребной мощности энергетической установки по мере увеличения скорости.

Показанная на рисунке наклонная прямая  $10$  является, по расчетам Кармана и Габриэлла, пределом произведения ходового качества на скорость движения ( $RQ=6700$ ) при современных ( $n$  на ближайшую перспективу) технических средствах. Данные, приведенные на этом рисунке, свидетельствуют также о больших возможностях экранопланов по особенно большой

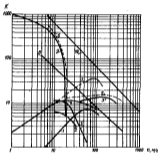


Рис. 131. Зависимость ходового качества транспортных средств от скорости их движения.  
1 — вертолет; 2 — парусное судно; 3 — СПК; 4 — СВП; 5 — судно; 6 — автомобиль; 7 — автомобиль; 8 — автомобиль; 9 — автомобиль.  
1, 2, 3 — границы критического треугольника; 7 — автомобиль; 8 — автомобиль; 9 — автомобиль.

зоны скоростей движения, практически недоступной ни одному из других известных транспортных средств.

Таким образом, по неусугубленной и сопротивлению движению, наиболее полно характеризуемым значением аэродинамического качества, являем преимуществом при скорости движения 200—400 км/ч и более у экранопланов. Этот вывод подтверждается и данными табл. 3, в которой даны основные характеристики различных видов транспортных средств, наиболее близких к экранопланам.

**Энерговооруженность.** В качестве критерия для сравнения эффективности различных транспортных средств может быть

Основные характеристики некоторых типов СПК.

Тип самолета	Страна		Полетная масса, т	Полетная высота, м	Полетная скорость или дальность полета, км
	Год постройки				
«Ракета», СПК	СССР 1957		35,3	7,3	9,83
«Комета», СПК	СССР 1960		58,3	17,1	17,6
«Сорасонг», СВП	СССР 1966		26	-7,8	—
SRN6, СВП	Англия 1964		9—10,4	2,9	—
SRN4, СВП	Англия 1967		185	65	—
МН-6, вертолет	СССР 1950		7,1	2,05	345
«Дорнье До-Х», гидро-самолет	Германия 1926		56	26	454
ИЛ-18, самолет	СССР 1959		61	14,0—18,6	149
ТУ-104, самолет	СССР 1956		72	9—26,5	180
«Кокора», самолет	Англия, Франция 1973		174	86	358
«Колумбия», вертолёт-планер	США Проект		100	Более 40	—
X-14, вертолёт	ФРГ 1976		1,35	0,45	—

\* При полете на дозвуковой скорости  $M = 12-13$ .

Таблица 3

СВП, вертолеты, самолеты и истребители

Среднестатистические значения (среднее) Табл. 1 и 2	Скорость, км/ч	Дальность, километров, км	Массовая нагрузка, кг	Удельная нагрузка на крыло (дальность в об-летании, км/кг)	Энергоэффективность, в е.д. (МДТ)	Гидродинамическое сопротивление или коэффициент лобового сопротивления	Нормальная высота, км		
								ДУ	ДУ
1x1000	65	600	29	2570	46,5	15—16	2		
2x1000	80	500	26,4	3200	34,3	~14	3—4		
1x2000	—50	400	27,8	200	93	~8	~3		
1x500	110	410	42	188	100	8—9	3		
4x4250	130—140	320	43	—	70—75	9—10	4		
1990	185	500	29	26,6	227	~4	—		
15x600	200	—	46,5	123	129	~9—10	~3		
4x4000	550—680	4000	53,5	435	853	16,3	—		
2x5000	800	4300	46,7	424	259	16	—		
4x17400	2180	6000	49	487	400	7—8*	—		
6x2250	185—220	800	Более 40	—	135	21	4—5		
1x205	200	>1000	31	—	132	—	2		

мбрана удельная мощность или так называемая энерговооруженность, т. е. отношение суммарной мощности энергетической установки (в лошадиных силах) к полной массе рассматриваемого транспортного средства (в тоннах).

Как известно, достижение высоких скоростей непременно сопровождается увеличением мощности, а следовательно, массы энергетической установки и запаса топлива. На рис. 132 пока-

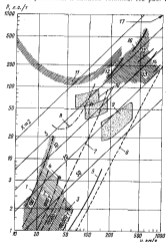


Рис. 132. Энерговооруженность различных транспортных средств.

1 — моторная лодка; 2 — водоизмещающий судно; 3 — гидроплан; 4 — гидроплан с крыльями; 5 — гидроплан с крыльями; 6 — гидроплан с крыльями; 7 — гидроплан с крыльями; 8 — СДП; 9 — СДП; 10 — гидроплан с крыльями; 11 — гидроплан с крыльями; 12 — гидроплан с крыльями; 13 — гидроплан с крыльями; 14 — гидроплан с крыльями; 15 — гидроплан с крыльями; 16 — гидроплан с крыльями; 17 — сверхзвуковой самолет.

зана зависимость энерговооруженности различных транспортных средств от скорости их движения. Все современные транспортные средства по энерговооруженности довольно четко делятся на две группы: сравнительно тихоходные средства с небольшой энерговооруженностью (поезда, суда) и относительно быстроходные с высокой энерговооруженностью (вертолеты, самолеты). Между указанными двумя группами, в диапазоне скоростей движения 150—500 км/ч и энерговооруженности 15—70 л. с./т, расположена обширная зона, не занятая ни одним из видов транспортных средств. Вместе с тем большая часть этой зоны (см. рис. 131) лежит в районе высоких значений ходового качества (20—40), недоступных при упомянутых скоростях никаким современным транспортным средствам.

Самолеты не попадают в данной зоне, так как, с одной стороны, скорость их полета не может быть столь угодно малой, а с другой — относительно малым их скоростям соответствует большие значения удельной мощности.

Транспортные средства других видов (например, поезда, суда) не развивают столь высокие скорости, поскольку с ростом скорости резко падает ходовое качество и значительно увеличивается потребная мощность.

Как видно на рис. 132, удельная мощность перспективных экранопланов, достаточная для того, чтобы эти аппараты «заняли» пока что недоступную зону, должна составлять 20—70 л. с./т при аэродинамическом качестве 20—40 и скорости полета 150—500 км/ч.

Напомним, что построенные экспериментальные экранопланы имеют удельную мощность, колеблющуюся в широком диапазоне от 75 до 380 л. с./т; у СВК со скоростью 80—130 км/ч и у СВЛ со скоростью 100—180 км/ч довольно близкая энерговооруженность (70—130 л. с./т), а вертолеты при скорости 300—250 км/ч обладают энерговооруженностью 200—250 л. с./т.

Энерговооруженность современных самолетов, как известно, колеблется от 240 до 270 л. с./т, правда, при большей, чем у экранопланов, скорости полета.

Таким образом, согласно расчетам зарубежных специалистов (Х. Вейлянда, К. Маха и др.), благодаря значительно более высоким значениям аэродинамического качества перспективные экранопланы будут обладать в 2—3 раза меньшей энерговооруженностью, чем близкие к ним по скорости полета вертолеты и самолеты. Следовательно, и по данному критерию оценки (см. табл. 3) преимущество их бесспорно.

Массовая нагрузка на единицу мощности у судов и воздушной подушки и экранопланов сравнительно невелика. Если у железнодорожного поезда она составляет 500—600, у автомашин 135—140 кг/л. с., то у СВЛ она колеблется в пределах 5—20, а у опытных экранопланов 3—13 кг/л. с. (у «Колумбия», например, 7,3 кг/л. с.).



У транспортных средств, наиболее близко стоящих к экранопланам по скорости движения (вертолеты и самолеты), значение удельной нагрузки на единицу мощности также невелико и равно примерно 3,5—4,5 кг/л. Это свидетельствует о недостаточной эффективности построенных экранопланов по сравнению с наземными транспортными средствами. По мере увеличения размеров и снижения относительной высоты полета преимущество экранопланов станет очевидным. Этому будет способствовать и улучшение их аэродинамики.

Приведем некоторые выводы зарубежных специалистов о том, в каких пределах скорости рационально при наземных затратах мощности использовать те или иные транспортные средства.

В диапазоне скорости от нуля до 40—50 км/ч наиболее рационально создавать водомещающие суда. Применение вертолетов и судов со статической воздушной подушкой в этом диапазоне невыгодно и может быть оправдано лишь спецификой их использования.

СПК наиболее свойственны диапазону скорости 50—150 км/ч. Энергетически наиболее выгодным транспортным средством при скорости 100—300 км/ч считают джиржаблы.

В широком диапазоне скорости можно применять СВП. При скорости 80—150 км/ч суда со статической воздушной подушкой выгоднее всех других видов транспорта, кроме джиржаблы и наземных транспортных средств. Экранопланы при скорости 150—300 км/ч могут успешно конкурировать со всеми транспортными средствами, включая джиржаблы и самолеты.

**Массовая отдача.** Важной характеристикой любого транспортного средства является его массовая отдача, или относительная грузоподъемность, т. е. отношение полезной нагрузки к полной массе аппарата. В авиации чаще всего массовую отдачу считают не по коммерческой нагрузке, а по полной, включающей массу топлива, экипажа и пр.

Грузовые (водомещающие) суда при малой скорости имеют весьма высокую массовую отдачу, измеряемую 60—70% и более от полной массы.

В табл. 3 приведены данные о полной массовой отдаче типовых транспортных средств, обладающих сравнительно высокими скоростями движения. Согласно этим данным полная массовая отдача современных транспортных средств колеблется в широких пределах (20—50%), причем наибольшей массовой отдачей обладают самолеты и СВП (40—55%). Для СПК и вертолетов характерны сравнительно невысокие значения данной характеристики (20—30%). Первые экспериментальные экранопланы (см. табл. 2) имеют довольно низкую массовую отдачу, которая, однако, у проекта «Колумбия» уже повышена до 40%, т. е. находится на уровне значений этой характеристики у таких современных транспортных средств, как СВП и самолеты.

**Удельный расход топлива.** При сравнении технико-экономических показателей различных транспортных средств существенным параметром является расход топлива для перевозки 1 т груза на расстояние 1 км. Некоторые зарубежные специалисты считают, что этот параметр может служить основным (с учетом скоростей движения) для сравнения экономической эффективности различных транспортных средств, так как он учитывает аэродинамические качества транспортного средства, уровень совершенства его энергетической установки и др.

СВП сравнительно много расходуют топлива (около 0,3 кг/т·км), но в будущем, с ростом скорости и размеров подобных аппаратов, количество расходуемого топлива значительно уменьшится. У современных самолетов с турбореактивными двигателями и скоростью полета 600—700 км/ч значение данного параметра колеблется в пределах 0,4—0,5 кг/т·км; заметно выше он у самолетов с турбореактивными двигателями (0,4—0,55), скорость полета которых равна 750—900 км/ч.

Приблизженные расчеты, выполненные авторами проекта «Колумбия», показывают, что у экранопланов расход топлива на 1 т·км меньше, чем у всех других транспортных средств с близкими скоростями движения.

В заключение приведем результаты исследования экономических показателей сверхтяжелого гидросамолета. Это исследование, выполненное под руководством Г. М. Бернева, подобно расчетам Х. Вейланда его проекта трансконтинентального экраноплана массой 1 000 т, рассчитанного на 3 000 пассажиров.

Исследованый Г. М. Берневим сверхтяжелый гидросамолет по компоновке напоминает летающую лодку с турбореактивными двигателями (например, типа «Си Мастер») и зарубежные проекты переспянных экранопланов, выполненных по самолетной схеме (см. рис. 3). При полной массе 1 000 т он может принимать 2 000 пассажиров, численность его экипажа 30 чел. Энергетическая установка лайнера, включающая 8 турбореактивных двигателей с крейсерской тягой по 8 тс каждый, обеспечивает ему скорость полета около 800 км/ч.

Транспортную экономичность этого воздушного лайнера рассчитывали в сопоставлении с известным французским океанским лайнером «Франс». Последний при массе 50 тыс. т и скорости 56 км/ч принимает на борт 2 000 пассажиров, однако численность его команды (с обслуживающими пассажирами персоналом) 1 050 чел. Расчеты показывают, что рассматриваемый самолет на трассе протяженностью 7—8 тыс. км может по производительности заменить 6 лайнеров типа «Франс». Себестоимость перевозки одного пассажира будет равна 24 руб. вместо 256 руб. по судне. Стоимость самолета составит 21 млн руб. вместо 900 млн руб. для шести лайнеров. Столь же убедительные результаты получаются и при сравнении транспортной эф-

фактически летающего лайнера с новейшими сухопутными самолетами массой 190—150 т.

Аэродинамическое качество воздушного гиганта оценивалось 15,6, а у перспективных тяжелых экранопланов, по оценке зарубежных специалистов, оно может быть равно 25—30, т. е. в 1,5—2 раза больше. Таким образом, несмотря на всю очевидную приближенность и условность указанных характеристик, результаты сопоставления их позволяют достаточно оптимистично высказываться о перспективности экранопланов.

#### § 24. Некоторые технико-экономические характеристики экранопланов, СВП и самолетов

Для глубокой оценки транспортной эффективности экранопланов представляется интерес сравнительный анализ различных типов аппаратов, использующих благоприятные влияния близости земли. Такой анализ должен позволить установить в первом приближении место экранопланов среди этих новых видов транспортных средств, а также наметить ориентировочные границы их применения.

В последнее время зарубежные специалисты уделяют большое внимание изучению экономической эффективности всех новых транспортных средств, в частности, судов на статической и динамической воздушной подушке различных типов. Попытки приближенно определить ожидаемые технико-экономические и эксплуатационные характеристики подобных транспортных средств предпринимались уже в самой начальной стадии их создания, на основе грубых просчетов конструкторских проработок.

В последнее время в США с помощью специально разработанных алгоритмов и программ были произведены на ЭЦВМ большие теоретические исследования экономической эффективности СВП разных типов и экранопланов в различных условиях эксплуатации. Авторы исследований отмечают, что большая часть основных исходных данных для расчетов базировалась в основном на опыте, накопленном в авиации. В работе рассматривались:

- суда с «воздушной смазкой»;
- скеговые СВП;
- СВП по соловой схеме;
- экранопланы, построенные по схеме «летающее крыло»;
- экранопланы с крыльями tandem, расположенными между двумя корпусами.

Указанные суда и аппараты имели размеры, меняющиеся в широком диапазоне (полная масса изменялась от 100 до 1000 т). Потребная мощность энергетической установки для обеспечения движения на расчетном режиме составляла для

СВП соответственно 35 и 214 тыс. л. с., а для экранопланов — 10,9 и 63,5 тыс. л. с. т. е. преимущество экранопланов по энергоэффективности было очевидно.

В качестве эксплуатационных в этом анализе принимались усредненные исходные данные по эксплуатации судов на основе статистики судоходных компаний (число эксплуатирующихся на линии судов, длина рейса, время стоянки и т. д.). В результате расчетов получен материал, обработанный в виде графиков.

На рис. 133 показана зависимость массы порожнего судна  $G_{\text{п.с.}}$  от его полной массы  $G_{\text{п}}$ . При одной и той же полной массе наименьшей массой обладают порожние СВП. Так, если при полной массе 1000 т масса порожнего скегового СВП со-

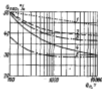


Рис. 133. Зависимость массы порожнего аппарата от его полной массы. 1 — судно с «воздушной смазкой»; 2 — экраноплан с крыльями tandem; 3 — экраноплан типа «летающее крыло»; 4 — СВП по соловой схеме; 5 — СВП со стоячей.

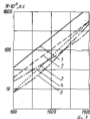


Рис. 134. Зависимость потребной мощности энергетической установки аппарата от его полной массы. 1 — СВП по соловой схеме; 2 — экраноплан с крыльями tandem; 3 — экраноплан типа «летающее крыло»; 4 — судно с «воздушной смазкой»; 5 — СВП со стоячей.

ставляет около 30% от  $G_{\text{п}}$ , то масса подобного порожнего экраноплана достигает 60% от  $G_{\text{п}}$ . Однако приведенная характеристика не является решающей для общей оценки экономической эффективности, поскольку не учитывается ряд других показателей, например скорость движения.

Аналогично выглядит и зависимость относительной массы конструкции корпуса различных типов судов и аппаратов от их полной массы. В этом отношении существующие преимущества имеют также СВП. Так, относительная масса корпуса у СВП составляет около 17,5%, в то время как у экранопланов она достигает 33—35%, т. е. практически вдвое больше.

Зависимость потребной мощности энергетической установки судна или аппарата от его полной массы (рис. 134) показывает,

что необходимая для движения судна мощность сильно зависит от принципа его движения. Наименьшая энергозатратность присуща скеговым СВП, судам

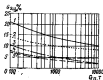


Рис. 135. Зависимость относительной массы энергетической установки аппарата от его полной массы.

1 — СВП по силовой схеме; 2 — судно с воздушной смазкой; 3 — экраноплан с воздушной смазкой; 4 — СВП по силовой схеме; 5 — экраноплан с экранопланной толкающей.

энергетической установки рассматриваемых аппаратов от их полной массы. Как и следовало ожидать, экранопланы и суда с боковыми стеклами имеют заметное преимущество перед прочими аппаратами. На рисунке видно, что, например, для аппарата с массой  $G_A = 200-500$  т масса энергетической установки

судна мощность сильно зависит от принципа его движения. Наименьшая энергозатратность присуща скеговым СВП, судам экранопланам. Например, мощность, потребная для движения СВП массой 100 т со скоростью 185 км/ч, на высоте  $h = 1,2$  м, составляет 28 тыс. л. с., в то время как для экраноплана ее значение равно 5000—8300 л. с. (в зависимости от аэродинамической компоновки), т. е. меньше в 3—5 раз. При других исходных данных (и и А) указанное соотношение в значенных потребной мощности этих типов аппаратов приблизительно сохраняется.

На рис. 135 показана зависимость относительной массы

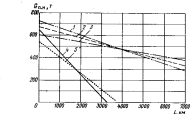


Рис. 136. Массовая оплата за полную нагрузку аппаратов массой 1000 т различного типа в зависимости от дальности рейса.

1 — СВП по силовой схеме; 2 — экраноплан с экранопланной толкающей; 3 — экраноплан с воздушной смазкой; 4 — СВП по силовой схеме; 5 — судно с воздушной смазкой.

экраноплана в 2—3 раза меньше, чем у СВП. Очевидно, в этом надло своеобразное выражение более высокого ходового качества данных аппаратов.

Зависимость полезной нагрузки аппаратов  $G_{П.Л.}$  различного типа от дальности их рейса (рис. 136) изменяется в широких пределах. Так, полезная нагрузка экраноплана при длине рейса в 1850 км вдвое больше, чем у СВП или судов с «воздушной смазкой». В случае увеличения длины рейса до 3700 км СВП всю свою грузоподъемность должно будет использовать только для приема необходимых запасов топлива, в то время как экраноплан сможет принять еще около 500 т груза, т. е. его массовая оплата составит примерно 50%. Такой результат в значительной мере обусловлен влиянием различий различных аппаратов (экранопланы вследствие более высокой скорости имеют относительно меньше, чем другие аппараты, запасы топлива при той же дальности полета).

Важная обобщающая характеристика экономической эффективности сравниваемых судов и аппаратов приведена на рис. 137, где показана зависимость удельной стоимости перевозки груза от полной массы судна или аппарата. Значение этого показателя для экранопланов и скеговых СВП в 1,5—2 раза ниже, чем у СВП с силовой схемой и судов с «воздушной смазкой». Удельная стоимость перевозки на судах и аппаратах всех типов довольно интенсивно падает с ростом их массы (особенно до 500—600 т). Возможность дальнейшего снижения стоимости перевозки в результате увеличения размеров СВП с силовой схемой и судов с «воздушной смазкой» меньше, чем у экранопланов.

Зависимость удельной стоимости транспортировки грузов экранопланами и СВП от их полной массы и протяженности рейса показана на рис. 138. Помимо уже упомянутых выводов о более высокой экономической эффективности экранопланов, на основании данного графика можно отметить, что с увеличе-

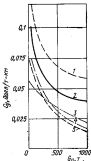


Рис. 137. Удельная стоимость  $C_г$  транспортировки грузов судами и аппаратами различного типа в зависимости от их полной массы.

1 — судно с «воздушной смазкой»; 2 — СВП по силовой схеме; 3 — экраноплан с экранопланной толкающей; 4 — экраноплан с воздушной смазкой; 5 — экраноплан с экранопланной толкающей.

нием протяженности рейса преимуществ экранопланов будут складываться все в большей степени. Протяженность рейсов СВП должна быть, по-видимому, ограничена 550—900 км.

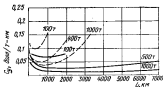


Рис. 138. Удельная стоимость  $C_T$  транспортировки грузов экранопланом в СВП в зависимости от его полной массы и протяженности рейса.

Приведенная зависимость напоминает соответствующие зависимости, свойственные самолетам и вертолетам.

Основной отличительной особенностью СВП П. Мангала (см. рис. 84) является одновременное использование принципов СВП по скелетной схеме и экраноплана (когда скелет установлен в на-

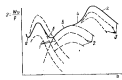


Рис. 139. Зависимость транспортной эффективности СВП — экраноплана от скорости движения.

1 — СВП со скелетом; 2 — СВП по скелетной схеме; 3 — экраноплан; 4 — СВП — вертолёт; 5 — схема сопоставления; 6 — сопоставление по схеме; 7 — двухконтурный СВП; 8 — одноконтурный СВП.

$$\Sigma = \frac{W_0}{P}$$

где  $W_0$  — масса аппарата;  $v$  — скорость движения;  $P$  — суммарная мощность двигателей.

Как видно из графика, транспортная эффективность скелетного СВП растет только до момента достижения им скорости, при которой скелет перестает удерживать воздушную подушку (точка б). СВП с полным отрывом от воды также выгодно лишь до скорости, соответствующей критической точке а, когда оно идет с полным отрывом от воды на расчетном режиме. В отличие от них транспортная эффективность экраноплана Мангала, снабженного поворотными скелетами-крыльями, повышается до значительно более высокой скорости, соответствующей околоэкрановому полету со скелета, отклоненными примерно на  $45^\circ$ , и убавленным гибким ограждением. Обгибая сплошной линией на графике должна, по мнению автора анализа, иллюстрировать сделанный им вывод об успешном объединении в аппарате основных достоинств как СВП различного типа, так и экраноплана.

Определенный интерес представляют результаты сопоставительного анализа технико-экономической эффективности СВП, транспортного самолета фирмы «Локхед» С-5А и экраноплана (точнее, семейства этих аппаратов полной массой от 200 до 2000 т), выполненного в 1973 г. Д. Мак-Мастером и Р. Грином — учеными американской фирмы «Вота Ресерч Компани».

Технические характеристики СВП приняты близкими к характеристикам крупных английских аппаратов, в частности, полная масса 300 т и крейсерская скорость 111—148 км/ч. Из демо-технических характеристик самолета С-5А в плане использования: полная масса 382 т; крейсерская скорость 845 км/ч; полезная нагрузка 222 т; суммарная тяга двигателей 24,5 тс.

Для экраноплана выбрана схема «летающего крыла», как думается, по мнению автора исследования, несомненное преимущество перед самолетной применительно к тяжелым аппаратам. Принятые схемы общего вида экраноплана и самолета

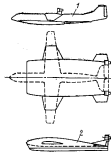


Рис. 140. Схемы экраноплана и гидросамолета (в исследовании Д. Мак-Мастера и Р. Грина).

1 — экраноплан; 2 — экраноплан типа «летающее крыло»; 3 — гидросамолет; 4 — гидросамолет типа «летающее крыло».

Технические характеристики сравнимых вариантов экраноплана

Наименование характеристики	Экраноплан (СМ)			
	A	B	C	D
Полная масса, т	200	500	1000	2000
Скорость полета, км/ч				
у экрана	370	360	366	427
далеко от экрана	427	436	463	482
Мощность энергетической установки, тыс. л.с.				
у экрана	28	92,5	100	240
далеко от экрана	30	80	180	400
Полная нагрузка, т				
при дальности рейса 1850 км	100	240	400	720
"  "  "  3550 км	65	150	220	320
Аэродинамические качества:				
у экрана	10	16,5	15,5	14,0
далеко от экрана	30	9,5	9,9	8,4

нама, критерий, иногда называемый общей транспортной эффективностью,

$$Q_3 = \frac{W_0}{P}$$

где  $v$  — скорость движения;  $P$  — мощность энергетической установки.

Разновидностью данного критерия является так называемая коммерческая эффективность

$$Q_4 = \frac{W_0}{P}$$

Широко применяется также в зарубежных исследованиях критерий, называемый иногда «производительностью» транспортного средства. Он выражается следующей зависимостью:

$$Q_5 = \frac{W_0}{W}$$

Результаты расчетов всех этих показателей для СВП, самолета и экраноплана приведены в табл. 5. Изменение полезной нагрузки в зависимости от полной массы экраноплана и дальности рейса показано на рис. 141. Интересно сопоставить этот график с результатами исследования транспортной эффективности экранопланов, выполненного американскими специалистами около 10 лет назад и представленными на рис. 136. Из сравнения графиков видно, что последнее исследование значительно более скромно оценивает эффективность экранопланов по их полезной нагрузке. Так, для аппарата с полной массой 1000 т при дальности рейса 3550 км определенная ранее полезная нагрузка составляла 400 т, а по последним данным — всего 200 т.

показаны на рис. 140. Одной из особенностей конструктивной компоновки экраноплана являются выдвижные крылья. Они предназначены для увеличения размаха экраноплана, а следовательно, и повышения его аэродинамического качества. По расчетам авторов исследования, улучшение аэродинамических характеристик крыла в данном случае значительно превышает потери от увеличения массы конструкции планера экраноплана, вызванные его усложнением. Удлинение крыла в зависимости от массы аппарата колеблется от 1,38 до 0,77 для экраноплана соответственно массой 200 и 2000 т. Консоль крыла предполагалось оборудовать не жесткими, как обычно, а эластичными коленными шайбами. Конструкцию подобных шайб недавно запатентовала фирма, в которой работает автор исследования.

Для повышения несущих возможностей крыла, особенно в момент старта, на нем предусмотрена мощная механизация, включающая закрылок, предкрылок и систему управления пограничным слоем. Применение этой механизации должно существенно повысить значение аэродинамического качества в момент старта экраноплана. В этих условиях, по мнению авторов, оправдано принятое в исследовании высокое значение коэффициента подъемной силы ( $C_L = 2,0$ ).

Большое значение в проработке экраноплана уделено выбору оптимального варианта двигателя-двигательного комплекса. В качестве энергетической установки приняты судовые газотурбинные двигатели, имеющие более высокие характеристики надежности и экономичности по сравнению с авиационными. Турбины приводят в движение винты-авторы в насадках, значение протолкнутого к. п. д. которых принято равным  $\eta = 0,85$ . Расчет нагрузки, впрочем, как и вся схема определения основных летно-технических характеристик экраноплана, выполнен по методике, принятой в самолетостроении.

Определенные значения основных характеристик аппарата приведены в табл. 4. Протяженность рейса равна 1850 и 3550 км.

Основной критерий оценки технико-экономической эффективности сравниваемых транспортных средств

$$Q_1 = \frac{W_0}{W}$$

где  $W_0$  — масса полезной нагрузки;  $W$  — полная масса.

По мнению авторов анализа, этот показатель целесообразно использовать при сравнении транспортных средств с близкими скоростями движения и примерно одинаковой дальностью действия.

Широко применяется зарубежными специалистами, в частности, в приведенных выше исследованиях Габриэлла и Кар-

Авторы исследования делают следующие основные выводы: эффективность экраноплана по критерию  $Q_2$ , т. е. его «экономичности», приблизительно вдвое ниже, чем самолета С-5А, главным образом вследствие более низкой крейсерской скорости полета. Однако она в 3—5 раз выше, чем у СВП; эффективность экраноплана по критерию  $Q_2'$ , т. е. по мощности, затрачиваемой на преодоление тоно-километр, примерно в 2 раза превышает эффективность самолета и в 2—4,5 раза — СВП;

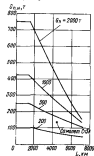


Рис. 141. Зависимость полезной нагрузки от полезной массы экраноплана и дальности рейса.

массовая отдача экраноплана  $Q_1$  аналогична отдаче самолета и заметно выше, чем у СВП.

Представляют интерес также результаты оценки транспортной эффективности экраноплана, выполненные в 1973 г. французскими специалистами М. Еберсом и Л. П. Унтерштеллером в процессе проектно-исследовательской проработки аппарата, изображенного на рис. 49. Основные элементы этого экраноплана, результаты модельных испытаний и расчетов летных характеристик были приведены в § 7.

В качестве критерия оценки эффективности экраноплана авторы работы используют зависимости  $Q_2$  и  $Q_2'$ , уже рассмотренные нами при ознакомлении с исследованиями Д. Мак-Мастера и Р. Гринра. Составлена эффективность экраноплана и № 500 массой около 200 т. Результаты этой оценки приведены в табл. 6.

Из таблицы видно, что как общая  $Q_2$ , так и коммерческая  $Q_2'$  транспортная эффективность экраноплана в 1,5—3 раза выше, чем у СВП такой же массы (около 30 т). По сравнению с более крупным СВП (около 200 т) общая транспортная эффективность экраноплана также выше почти в 2 раза при несколько меньшей коммерческой эффективности.

Интересно сравнить результаты оценки транспортной эффективности экраноплана и СВП, полученные приблизительно в одно и то же время американскими и французскими специалистами. Из табл. 5 и 6 видно, что общая эффективность  $Q_2$  экраноплана, по оценке Д. Мак-Мастера и Р. Гринра, М. Еберсона и Л. П. Унтерштеллера, приблизительно в 2—3

Таблица 5  
Технико-экономические характеристики сравнимых транспортных средств

Наименование транспортного средства	СВП	Самолет С-5А	Экраноплан (оно)			
			А	В	С	Д
$Q_2 = \frac{Wv}{P}$	0—7	9,1	16	16,5	15,5	14,0
При дальности рейса 1850 км:						
$Q_2 = \frac{W}{W'}$	0,3—0,4	0,45	0,51	0,49	0,41	0,37
$Q_2' = \frac{Wv}{P}$	1,5—3	4,1	8,2	8,1	6,4	6,2
$Q_2 = \frac{Wv}{W'}$	20—30	206	102	96	87	85
При дальности рейса 1000 км:						
$Q_1 = \frac{W}{W'}$	—	0,36	0,36	0,33	0,24	0,19
$Q_2' = \frac{Wv}{P}$	—	3,3	5,6	5,5	3,7	3,7
$Q_2 = \frac{Wv}{W'}$	—	164	70	65	52	44

раза выше эффективности СВП. Коммерческая же эффективность  $Q_2'$  экраноплана, по данным американских специалистов, при дальности рейса 1850 км в 2—5 раз больше, чем у СВП, а у французских специалистов она близка к СВП.

Таблица 6  
Транспортная эффективность экраноплана и СВП

Наименование характеристики	Экраноплан	СВП	
		№ 300	№ 500
Полная масса, т	33	27	~260
Полезная нагрузка, т	8	13	~100
Скорость движения, км/ч	185	110	130
Мощность двигателя, л. с.	2700	4100	19 000
Транспортная эффективность: общая $Q_2$	12,9	3,7	6,9
коммерческая $Q_2'$	3,1	1,8	3,4

Несмотря на то, что в проведенных исследованиях ряд исходных данных, в том числе и весьма важных, принят подчас субъективно, полученные результаты, по мнению зарубежных специалистов, правильно отражают сравнительную экономическую эффективность СВН различных типов, вертолетов и самолетов. Эти данные позволяют достаточно обоснованно выбирать оптимальный тип судна или аппарата в зависимости от конкретных условий эксплуатации.

### § 25. О перспективах развития экранопланов

Достигнутый уровень развития экранопланов пока еще не позволяет сделать окончательных выводов о дальнейших путях развития этого нового вида транспортных средств. Трудно говорить о достоверных зависимостях, характеризующих транспортную эффективность экранопланов. Тем не менее, рассмотрим некоторые из них.

Как зависит массовая отдача экраноплана от его тоннажа и основных параметров? Выше было показано, что массовая отдача экраноплана, а следовательно, и его транспортная эффективность, существенно повышается с ростом полной массы. Х. Вейланд, А. Лизинг также считают, что будущее принадлежит крупным аппаратам. По их мнению, только на таких аппаратах удастся достаточно полно реализовать все возможности повышения аэродинамического качества крыла за счет эффекта близости экрана.

Интересные данные (рис. 142) получены В. В. Корягиным. Согласно его расчетам полезная нагрузка аппарата, а следовательно, и их массовая отдача неуклонно повышаются по мере увеличения полезной массы вплоть до больших значений (1000 т и более).

Напомним, что с увеличением главных размеров аппарата, в том числе и хорды его крыла, при одной и той же абсолютной высоте полета над экраном относительная высота его полета падает. Значение же последней определяет аэродинамическое качество аппарата и его экономическую эффективность как транспортного средства.

Возникает вопрос, что же тогда лимитирует рост тоннажа и главных размеров подобных аппаратов. Этот вопрос в 1966 г. был в первом приближении рассмотрен В. М. Пашиним. В силу ряда принятых упрощающих допущений выводы работы следует рассматривать как ориентировочные. Характеристики изменения экономической эффективности экранопланов в зависимости от главных размеров рассмотрены на ряде конкретных примеров (вариантов) аппарата одной и той же компоновки. Элементы экраноплана рассчитаны для хорды несущего крыла при значительном изменении ее значения.

В качестве исходных данных расчета приняты, в частности, протяженность рейса 2800 км и предельно допустимое для эксплуатации давление 5 баллов. Зазор между корпусом экраноплана и гребнем волны с обеспеченностью 0,1% также условно равен 0,5 м.

Очевидно, при меньшем волнении экраноплан сможет летать на меньшей высоте и наиболее полно реализовать эффект экрана для повышения аэродинамического качества аппарата.

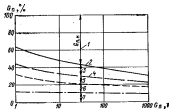


Рис. 142. Зависимость коэффициента нагрузки экраноплана от его полезной массы.

1 — экраноплан с гидросамолетостроением; 2 — экраноплан с гидросамолетостроением, экраном в ар.; 3 — экраноплан с образованием экрана; 4 — экраноплан с образованием экрана, экраном в ар.; 5 — экраноплан с образованием экрана, экраном в ар.; 6 — экраноплан с образованием экрана, экраном в ар.; 7 — экраноплан с образованием экрана, экраном в ар.

Поэтому в работе рассчитана некоторая средневзвешенная высота полета

$$h = \sum_{i=1}^n P_i A_i$$

где  $P_i$  — средняя повторяемость волнения  $i$ -й балльности за летный навигационный период;  $A_i$  — высота волнения  $\xi$  с обеспеченностью 0,1%.

Массовая нагрузка различных вариантов экраноплана определялась по исходным данным и методике, принятым в гидросамолетостроении. Для расчета несущей способности и потребляемой мощности приняты следующие значения коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества аппарата в зависимости от относительной высоты его полета:

$E$	0,02	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4
$C_y$	1,7	1,5	1,3	1,15	1,1	1,07
$K_x$	50	40	28	19	17	16

В качестве основного критерия для оценки экономической эффективности авиы приведенные затраты

$$Z_{\text{пр}} = C + EK,$$

где  $C$  — себестоимость перевозок;  $E$  — нормативный коэффициент эффективности (в судостроении обычно равен 0,1);  $K$  — удельные капиталовложения.

Использование указанного критерия в стоимостной форме для экранопланов практически пока невозможно из-за отсутствия ряда параметров, необходимых для расчета строительной стоимости и эксплуатационных расходов. В связи с этим автор исследования преобразовал выражение критерия экономической эффективности к виду, позволяющему при некоторых допущениях в сопоставимых расчетах обойтись без определения таких параметров. Кроме того, было принято, что варианты экраноплана отличаются только основными элементами и характеристиками при одинаковых аэродинамической и конструктивной компоновках, конструкции корпуса; все варианты имеют одинаковые двигатели с одинаковым сроком службы и т. д. Эти допущения с учетом широкого диапазона изменения главных размеров аппарата (в 15—20 раз) условны и довольно грубы. Однако для качественной оценки влияния последних на эксплуатационные характеристики аппарата они, по-видимому, допустимы.

Таким образом, расчет составивших приведенных затрат ( $C + EK$ ) был заменен расчетом упрощенного критерия  $F$ , зависящего от массы аппарата, его коммерческой нагрузки, мощности энергетической установки и скорости полета. Относительные затраты (на единицу провозной способности)

$$F = \frac{P^2 \bar{W}_{\text{пр}}^2}{v \bar{W}_{\text{апп}}},$$

где  $P = \frac{P_d}{P_1}$  ( $P_d$  — мощность двигателей сравниваемого варианта аппарата;  $S$  меняется от 1 до  $i$ ;  $P_1$  — количество сравниваемых вариантов аппарата;  $P_1$  — мощность двигателей некоторого базисного варианта аппарата);  $\bar{W}_{\text{апп}} = \frac{W_{\text{апп}}}{W_{\text{пр}}}$  — масса порожка аппарата без энергетической установки;  $v = v_{\text{апп}}/v_1$  — скорость аппарата;  $\bar{W}_{\text{пр}} = \frac{W_{\text{пр}}}{W_{\text{пр}1}}$  — коммерческие нагрузки аппарата.

В результате исследования сделаны следующие основные выводы.

С увеличением размеров экраноплана, в случае постоянной абсолютной высоты полета, полезная нагрузка его существенно возрастает, а потребность энергооборуженности резко снижается вследствие повышения реализуемого аэродинамиче-

ского качества при снижении относительной высоты полета (рис. 143). Таким образом, и результаты данного анализа полностью подтверждают рассмотренные ранее зависимости.

В то же время по мере дальнейшего увеличения размеров аппарата масса его конструкций (корпуса, крыльев и т. д.), рассчитанных по самолетной методике, довольно быстро возрастает. В случае значения хорды несущего крыла более 90—100 м наблюдается снижение массовой отдачи.

В рассмотренном примере при хорде несущего крыла около 200 м полезная нагрузка равна нулю (см. рис. 142).

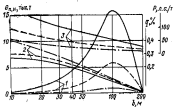


Рис. 143. Зависимость основных характеристик экраноплана от длины хорды несущего крыла.

1 — масса аппарата; 2 — масса корпуса; 3 — максимальная нагрузка  $P$ ; 4, 5 — скорость полета 70 км/ч; 5 — скорость полета 100 км/ч.

С ростом главных размеров экраноплана существенно повышается его экономическая эффективность, что соответствует снижению значения критерия  $F$  (рис. 144).

Наименьшее значение критерия  $F$  достигается при разворотах экраноплана, соответствующих значениям хорды несущего крыла 30—40 м (в зависимости от скорости полета). Дальнейшее увеличение размеров аппарата из-за упомянутого резкого повышения относительной массы конструкции связано с ухудшением аэромеханической эффективности экраноплана.

Для принятых исходных данных и допущений экономическая эффективность экраноплана приближается к нулю при хорде, равной около 200 м ( $F \rightarrow \infty$ ).

С повышением скорости движения экраноплана массовая отдача его по коммерческой нагрузке несколько падает при одновременном росте энергооборуженности аппарата. Однако наблюдается значительное повышение экономической эффек-



тивности, обусловленное соответствующим ростом производительности экраноплана.

Для принятых в исследовании исходных данных скорость полета экраноплана около 550—650 км/ч является оптимальной в соответствии с принятым критерием экономической эффективности (рис. 145).

Таким образом, стремление к увеличению размеров экраноплана хорды  $b$  несущего крыла свыше 30—40 м не оправдано с экономической точки зрения. Попытки реализовать значения аэродинамического качества порядка 45—50 связаны при заданной высоте полета (мореходности) с необходимостью соответствующего увеличения хорды крыла до 60—80 м, что привело бы к ухудшению экономической эффективности аппарата.



Рис. 144. Зависимость критерия экономической эффективности перевозок от размера хорды несущего крыла.  
1 — скорость полета 180 км/ч; 2 — скорость полета 250 км/ч; 3 — скорость полета 350 км/ч.



Рис. 145. Зависимость критерия экономической эффективности перевозок от скорости полета (грузоподъемность аппарата 1000 т).

Результаты рассмотренного исследования в значительной мере подтверждаются и опытом транспортной авиации.

Экономическая эффективность пассажирских самолетов обычно оценивается стоимостью тонно-километра, или пассажиро-километра, вычисляемой в результате определения прямых и косвенных эксплуатационных расходов.

Уровень совершенства самолетов в значительной степени характеризуется их массовой отдачей. Влияние этой характеристики на экономику самолета можно показать следующим примером. Увелишение массы порожнего самолета на 1% приводит к снижению себестоимости перевозок для к увеличению прибыли на 4—6%.

На массовую отдачу самолета, а также экраноплана большое влияние оказывают его полная масса и основные характеристики.

В авиации увеличение тоннажа самолета — одно из самых эффективных средств достижения высокой массовой отдачи. Так, для самолетов при полной массе около 20 т полная массовая отдача (с учетом массы топлива) составляет примерно

40%, а для самолетов массой 60—80 т она уже повышается до 50% и более.

Массовая отдача самолетов при их массе 20—50 т растет быстрее, чем при массе 50—80 т. Увеличение зависимости достигает максимума, за которым значение массовой отдачи с ростом полной массы самолета начинает снижаться аналогично тому, как это наблюдалось у экранопланов.

Интересные данные, касающиеся зависимости экономических показателей от полной массы самолета (по опыту зарубежных авиалиний), приводит Г. М. Бернер. Если себестоимость одного тонно-километра в случае перевозки груза на расстоянии 8000 км при полной массе самолета 100 т составляет 0,22 руб., а при массе 200 т — 0,16 руб., то с ростом тоннажа самолета до 500 т она падает до 0,08 руб., т. е. а 2—3 раза. Снижение себестоимости перевозки грузов наблюдается и при дальнейшем росте тоннажа самолетов.

Для экраноплана увеличение их тоннажа, а следовательно, и размеров хорды несущего крыла имеет особое значение: помимо улучшения экономики можно увеличить абсолютную высоту полета, повысить тем самым мореходность.

Несмотря на очевидную экономическую целесообразность создания тяжелых крупных экранопланов, строительство их связано с известными трудностями. Одна из них — необходимость устанавливать на аппарате установку мощностью 200—300 тыс. л. с. и более. Так, в проекте экраноплана Х. Вейланда предусматривались энергетическая установка, состоящая из десяти газотурбинных двигателей суммарной мощностью 200 тыс. л. с. Подобная многоэнергетная установка усложняет эксплуатацию аппарата. Из истории авиации известно прекращение строительства сверхтяжелых летающих ложек талл «Дорнье До-Х», «Дорнье До-XX», энергетические установки которых состояли из шести, восьми и даже двенадцати двигателей.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенные обобщение и анализ развития за рубежом аппаратов, использующих благоприятное влияние близости экрана, позволяет сделать ряд выводов.

Идея создания судов и аппаратов с динамической воздушной подушкой — экранопланов впервые возникла в начале 30-х годов. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, направленные на создание экранопланов, проводились с середины 30-х годов, однако наиболее интенсивные исследования в области околоэкранной 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 планшия 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, сопоставляя ее с технико-экономическими и эксплуатационными характеристиками СПК, СВП и самолетов.

По мере вызвания зарубежными специалистами основных технических характеристик перспективных экранопланов и успешного решения сложных проблем по созданию крупных аппаратов все большую заинтересованность в таких работах проявляют военные ведомства. Уже известны проекты крупных кораблей-экранопланов различного боевого назначения.

Несмотря на некоторые успехи экранопланостроителей и весьма положительные результаты оценки транспортной эффективности этих аппаратов, темпы их развития за рубежом поразительно низки и значительно отстают от известных прогнозов ведущих зарубежных специалистов. Так, за последние 10—12 лет не только не созданы 100—200-т экранопланы, но и перечень небольших опытных аппаратов за этот период пополнился всего двумя новыми экранопланами, из которых один является модификацией ранее построенного.

Беленки Н. И., Осиков С. А., Осиков Ю. М. Боевые катера. М., Воениздат, 1971.

Виллоз Е. П. Исследования свободной вихревой течения вблизи заднего кромки крыла. — *Ученые записки ЦАГИ*, т. II, М., 1971, № 3, с. 12.

Годенский В. М. Исследования аэродинамических характеристик профиля с вихревыми вихрями. — *Труды ЦАГИ*, М., 1970, вып. 1259, с. 2.

Гадюцкий В. М., Павловцев Г. А., Руденко С. И. Особенности обтекания профиля в аэродинамической трубе вблизи заднего кромки. — *Труды ЦАГИ*, М., 1970, вып. 1220, с. 2.

Гороженко Б. Т., Далецкий А. А., Фадеев Н. Н. Экраностроение самолетов. М., «Машгостроение», 1970.

Забонин Г. П., Семенов Ю. А. Суды на воздушной подушке. Л., «Судостроение», 1971.

Зусс Н. Н., Локочерец А. В., Треневский В. И. Некоторые результаты исследований аэродинамики судов, использующих эффект скоростной поверхности. — В сб.: Доклады к XVII научной-технической конференции по теории корабля. 1967, вып. 88, с. 51 (ИТО Сулдром).

Израилов Р. Д. Критерии предельной устойчивости экраноплана. — *Ученые записки ЦАГИ*, М., 1970, т. I, № 4, с. 63.

Кесятовская А. Б. Полет над землей. — В сб.: IV Всесоюзная конференция по физике. Т. VI, М., 1973, 12—21 июня, с. 51 (АН СССР. Научный совет по комплексной проблеме «Кибрнетика»).

Особенности проектирования судов с вихревыми течениями далаев. Л., «Судостроение», 1974. Автор: В. А. Кольман, А. И. Косоруков, В. А. Лагунский, Г. И. Понка.

<sup>1</sup> Здесь приведены только источники, использованные автором при работе над вторым изданием книги. Более полную библиографию см. в первом издании книги.

Пономарев А. В., Рыбков Ю. Н., Таничев Б. Г. Новые конструктивные схемы аппаратов с динамическим воздействием подпорами воздуха.— «Судостроение за рубежом», Л., 1972, № 8, с. 58.

Филиченко Г. Г., Шадрин В. П. Влияние вихревой шайбы на подъемную силу крыла, движущегося над жидкой поверхностью.— «Труды ЦННИ им. ак. А. Н. Крылова», Л., 1967, вып. 237, с. 90.

Eberhart M., Untersteiner L. P. L'effet de sol naturel. Bulletin de L'Association Technique Maritime et Aeronautique, Paris, Session de 1974, N 74, p. 263.

Gallington B., Miller M., Smith W. The Ram-Wind Surface Effect Vehicle: Comparison of One-Dimensional Theory with Wind Tunnel and Free Flight Results.— "Hovering Craft and Hydrofoil", 1972, February, v. 11, N 5, p. 10.

McC Masters J., Greer R. A. Conceptual Study for a New Winged Surface Effect Vehicle System.— "Naval Engineers Journal", 1974, IV, v. 86, p. 41.  
Janes Surface Skimmer, Hovercraft and Hydrofoils, England, London, 1967—1970.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	От автора . . . . .	3
Глава I	Краткая история развития вертолетов. Вступительное слово	5
§ 1.	Использование жидкостей для полета биопланового аппарата	—
§ 2.	Краткий обзор развития за рубежом судов на воздушной подушке, воздушной подушке и вертолетах	8
§ 3.	Классификация судов с динамическими подъемными подпорами и место вертолета среди этих судов	13
Глава II	Особенности конструирования вертолета крыла и аппарата	20
§ 4.	Некоторые вопросы по аэродинамике летательного аппарата	21
§ 5.	Основные особенности конструирования вертолета крыла	32
§ 6.	Особенности конструирования крыла с несущей поверхностью	42
§ 7.	Аэродинамика аппарата, движущегося вблизи поверхности	56
§ 8.	Проблема устойчивости аппарата, движущегося вблизи поверхности	64
§ 9.	Современные методы экспериментальных исследований крыла и аппарата вблизи поверхности	72
Глава III	Основные особенности зарубежных вертолетов	81
§ 10.	Первые проекты вертолетов	—
§ 11.	Зарубежные вертолеты послесредней постройки	87
§ 12.	Новейшие проекты вертолетов	105
§ 13.	Катера с воздушной подушкой	123
Глава IV	Проекты боевых кораблей-вертолетов	134
§ 14.	Взгляды зарубежных специалистов на боевые вертолеты	135
§ 15.	Авианосцы и ударные вертолеты	136
§ 16.	Противолодочные вертолеты	139
§ 17.	Патрульные катера-вертолеты	143
§ 18.	Десятичные и транспортные вертолеты	146

Глава V	Конструкция и морские качества зарубежных вертолетов. Основные проблемы устойчивости. Особенности проектирования	196
§ 19.	Конструктивные особенности вертолетов	—
§ 20.	Некоторые характеристики лодочных и морских качеств вертолетов	179
§ 21.	Управляемость и устойчивость вертолетов	187
§ 22.	Особенности проектирования вертолетов	194
Глава VI	Экономическая эффективность и перспективы развития вертолетов	201
§ 23.	Место вертолетов в общей системе транспортных средств	—
§ 24.	Некоторые технико-экономические характеристики вертолетов. СВР и самолеты	210
§ 25.	О перспективах развития вертолетов	220
	Заключение	225
	Указатель литературы	227

Николай Иванович Босович

## ЭКРАНОПЛАНЫ

(по данным  
зарубежной печати)

Второе,  
переработанное и дополненное  
издание

Редактор *А. М. Кривола*  
Технический редактор *А. И. Казанко*  
Художественные редакторы  
*В. Т. Лещинко* и *В. А. Пурлацкий*  
Корректоры *Н. П. Остроумова* и *В. П. Шакина*  
Художник *В. М. Петрик*

ИБ 24-652

Сдано в набор 24 сентября 1976 г., 96-1870.  
Подписано в печать 18 февраля 1977 г.  
Формат 60/90/16. Бумага типографская № 2. Цветная печать 64х.  
Учтено-издательский листы 14,6.  
Издательский № 3116-76.  
Тираж 4000 экз. Заказ № 3980. Цена 1 руб.

Издательство «Судостроение»,  
19360, Ленинград, ул. Тоска, 8.

Литературное издательство № 4 Советского района  
или Государственное издательство Советского Союза по делам  
издательства, копирования и книжной торговли,  
19305, Ленинград, Ф-126, Социалистическая 24, 14.