

В.Ф. ПАВЛЕНКО

КОРАБЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ

Москва
Военное издательство
1990

ББК 68.66

П12

Рецензент профессор, доктор технических наук
генерал-майор авиации *Г. Н. Котельников*

Редактор *Л. М. Фролов*

Павленко В. Ф.

П12 Корабельные самолеты. — М.: Воениздат, 1990. — 320 с.

ISBN 5—203—00279—7.

Книга посвящена новому виду авиации. В ней излагаются сведения по современным боевым кораблям; условия базирования на них современных самолетов; воздействие внешних потоков на самолеты в результате хода кораблей и ветра различных направлений; особенности вертикального взлета самолетов с кораблей и посадки на них; особенности работы силовых установок при корабельном базировании самолетов. Предназначена для инженерно-технического и летного состава авиации ВВС, ВМФ, курсантов и слушателей вузов МО, читателей, интересующихся развитием авиации.

П 1305040000—162 66—90
068(02)—90

ББК 68.66

Производственное издание

Павленко Виктор Федорович

КОРАБЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ

Художник *Н. Т. Катеруша*

Художественный редактор *А. Я. Салтанов*

Технический редактор *М. В. Федорова*

Корректор *С. А. Терентьева*

ИБ № 2974

Сдано в набор 02.10.89. Подписано в печать 29.03.90. Г-41548.

Формат 84×108/32. Бумага тип. № 1. Гарн. литературная.

Печать высокая. Печ. л. 10. Усл. печ. л. 16,8. Усл. кр.-отт. 17,64.

Уч.-изд. л. 17,92. Изд. № 7/1854. Тираж 10 000 экз. Цена 1 р. 30 к. Зак. 869.

Воениздат, 103160, Москва, К-160.

1-я типография Воениздата.

103006, Москва, К-6, проезд Сковорода-Степаниова, дом 3.

ISBN 5—203—00279—7

© В. Ф. Павленко, 1990

ВВЕДЕНИЕ

Корабельная (или палубная) авиация состоит из корабельных самолетов и вертолетов различного целевого назначения.

Корабельные самолеты — это самолеты, базирующиеся на кораблях и вспомогательных судах и осуществляющие взлет с палубы корабля и после выполнения задания — посадку на палубу корабля. Таким образом, корабль для этих самолетов служит аэродромом, перемещающимся со скоростью движения корабля, местом расположения самолетов, где производятся все виды подготовок и снаряжения, т. е. эксплуатации и ремонта самолетов.

Корабельные самолеты предназначены для доставки техники и грузов на сушу, спасения терпящих бедствие на океанах и морях, разведки метеорологической обстановки, для военных целей — поражения воздушных, надводных, наземных объектов, поиска и уничтожения подводных лодок, высадки и поддержки десантов, перевозки военной техники и грузов, разведки и целеуказания, радиопротиводействия и др.

Корабельный самолет появился благодаря успешным опытам полетов колесных самолетов с палуб кораблей в 1910—1911 гг. Первый успешный взлет самолета с палубы корабля выполнен 14.11 1910 г. американским летчиком Ю. Эли с крейсера «Бирмингем»; он же осуществил первую успешную посадку самолета на палубу крейсера «Пенсильвания» 18.1 1911 г. В этот же период создавались и гидросамолеты, приспособленные к взлету с палубы с помощью катапульты и осуществлявшие посадку на воду вблизи корабля с последующим подъемом их на палубу корабля. Во время первой мировой войны в русском и английском флотах успешно использовались такого типа гидросамолеты. В это время появились авиаматки, которые несли до 10 гидросамолетов. В 1930—1940 гг. на вооружение крейсеров советского и некоторых линкоров иностранных флотов поступили легкие гидросамолеты, пред-

назначенные для разведки, корректировки артиллерийского огня, взлетающие с палуб с помощью катапульт.

С увеличением скорости полета самолетов и улучшением других летных характеристик оказалось, что колесные самолеты более эффективны. Они и были приспособлены для взлета с палуб специальных кораблей и посадки на палубу. Так появились авианосцы — надводные корабли, которые несут определенное количество самолетов различных типов и имеют катапульты для обеспечения взлета самолета и аэрофинишеры для посадки самолета на палубу.

Авианосцы — основная ударная сила на море в обычных войнах и хорошо подготовленный резерв стратегических сил в ядерной войне. Они обладают мобильностью, разнообразными средствами вооружения, достаточно высокими боевой устойчивостью и автономностью. Все это и определяет их как единственную универсальную систему оружия на море, способную применяться в любой точке Мирового океана для поражения воздушных, надводных и подводных целей и нанесения ударов по береговым объектам.

Наиболее мощным авианосным флотом среди капиталистических государств обладают Соединенные Штаты Америки. США приступили к строительству авианосцев после окончания первой мировой войны, поставив целью создание национального флота, не уступающего флотам любой другой державы. К началу второй мировой войны в США имелось пять авианосцев и два находились в постройке. В течение 1939—1945 гг. США завершили строительство 143 авианосцев: 28 тяжелых и легких, 115 эскаортных (конвойных). Классификацией 1943 г. авианосцы делились на тяжелые — стандартным водоизмещением 20 000...45 000 т, с 80 самолетами на борту и скоростью хода более 30 уз; легкие — стандартным водоизмещением 11 000...14 500 т, с 45...50 самолетами на борту и скоростью хода 32 уз; эскаортные (конвойные) — стандартным водоизмещением 7800...11 400 т, с 20...30 самолетами на борту и скоростью хода 16...19 уз.

В послевоенный период, когда появилось ядерное оружие и оказалось возможным применение палубных самолетов в качестве носителей этого оружия, все тяжелые авианосцы США были переклассифицированы в ударные, а немного позже часть из них — в противолодочные, учитывая возрастающую роль подводных лодок в боевых действиях на море. В этот период легкие и эскаортные авианосцы США проданы другим странам, либо переоборудованы в

вертолетоносные и вспомогательные, или исключены из состава флота.

В этот период усиливается строительство наиболее современных многоцелевых авианосцев. Последние в зависимости от поставленных задач применяются в ударном, в ударно-противолодочном и противолодочном вариантах. Так, в 1952 г. заложен, а в 1955 г. введен в строй авианосец CV.59 «Форрестол» полным водоизмещением 78 000 т. До 1959 г. введены в строй еще три авианосца этого типа. С 1961 по 1968 г. построены и введены в строй четыре новых авианосца типа «Китти Хок» полным водоизмещением 81 000 т. В этот же период (1958—1961 гг.) создан первый атомный авианосец CVN.65 «Энтерпрайз».

Применение и освоение атомных энергетических установок на флоте — это новый этап развития авианосных сил. Создание атомных авианосцев существенно повышает их боевые возможности, снижает расходы на их содержание и использование. По данным зарубежной печати, одна заправка активной зоны ядерных реакторов на авианосце с атомной энергетической установкой достаточна для ее работы в течение 13 лет и позволяет пройти авианосцу 1 млн миль. Кроме того, можно взять на борт такого авианосца авиационного топлива в 2 раза больше и на 50% больше боезапаса, чем на авианосец с обычной энергетической установкой.

На основе опыта создания и применения атомного авианосца «Энтерпрайз» заложен и введен в строй новый базовый атомный авианосец CVN.68 «Честер У. Нимитц» полным водоизмещением 92 000 т. Далее введены в строй этого же класса атомные авианосцы CVN.69, CVN.70 и CVN.71.

Таким образом, в настоящее время в США имеются десять авианосцев с обычными энергетическими установками и пять с атомными энергетическими установками. Кроме того, в США разработана программа модернизации и расширенного капитального ремонта всех существующих авианосцев для увеличения их срока службы с 30 до 45—50 лет. Прошел ремонт авианосец CV.60 «Саратога». Затем будут модернизированы авианосцы CV.59, CV.61 и так далее. До 2000 г. планируется модернизировать все авианосцы типа «Китти Хок», а после 2005 г. и атомные авианосцы.

Кроме авианосцев в составе ВМС США имеется 25 кораблей десантного назначения, имеющих авианосную архитектуру и полетную палубу, способных иметь на борту до 30 самолетов типа «Харриер» и вертолетов. На этих ко-

раблях нет катапульт и аэрофинишеров. К таким кораблям относятся: 5 универсальных десантных кораблей типа «Тарава», 7 вертолетоносцев типа «Иводзима» и 15 десантно-вертолетных кораблей-доков.

Многоцелевые авианосцы, судя по мнению зарубежных специалистов, имеют высокую эффективность и способны вести боевые действия различного характера и масштаба. Авианосцы способны перемещаться за сутки на расстояние 1100...1200 км и наносить удары по морским и береговым целям в радиусе 1300...1800 км. Наряду с этим им присущи такие недостатки, как уязвимость, высокая стоимость создания, содержания и эксплуатации.

В связи с этим во всем мире изучаются возможности создания более экономичных средних авианосцев и авианесущих кораблей. В США имеются проекты таких кораблей — CVV (средний авианосец), SCS и VSS (авианесущие корабли или «мини-авианосцы»).

В Англии построены авианесущие противолодочные корабли «Инвинсибл», «Иластриес» и в завершающей постройке находится «Арк Ройял» полным водоизмещением 19 800 т, имеющие в носовой части трамплин для повышения боевой нагрузки самолетов вертикального взлета и посадки типа «Харриер» при коротком (трамплинном) взлете.

Во Франции, Италии и Испании имеются и строятся единицы авианесущих кораблей.

Корабельные самолеты по конструкции подобны сухопутным соответствующего назначения и типа, но имеют и существенные отличия. Основные особенности конструкции корабельных самолетов обусловлены требованиями совместимости с кораблем, на котором они базируются, взлета и посадки на палубу и размещением требуемого числа корабельных самолетов на корабле.

Современные корабельные самолеты подразделяются по способу взлета с палубы корабля на самолеты: катапультного взлета, вертикального взлета и короткого или трамплинного взлета. Они подразделяются также по способу посадки: аэрофинишерная, вертикальная, короткая и др.

Корабельные самолеты катапультного взлета осуществляют взлет с помощью паровой катапульты, которая обеспечивает на небольшой дистанции разгон самолета до требуемой скорости, а посадку — с помощью аэрофинишера, трос которого захватывает тормозной крюк (гак), укрепленный на самолете, и плавно тормозит самолет до полной остановки. У корабельного самолета, таким образом,

появляется новый элемент конструкции — убирающийся в полете тормозной крюк (гак) и соответствующее усиление конструкции в месте его крепления к самолету, а также в местах зацепления самолета с челноком катапульты. Корабельные самолеты катапультного взлета должны обладать возможно меньшими взлетными и посадочными скоростями. Для этой цели у них меньшая удельная нагрузка на крыло на взлете и посадке, применяются более совершенные средства механизации крыла. Из-за возможности попадания пара из катапульты на вход в воздухозаборник принимаются специальные меры по обеспечению устойчивости работы силовой установки в этих условиях.

Корабельные самолеты вертикального взлета осуществляют взлет и посадку за счет вертикальной составляющей тяги силовой установки, которая больше по величине силы тяжести самолета. Этому типу корабельных самолетов не требуется разгона по палубе, они осуществляют взлет с нулевой скоростью, а разгон и переход в горизонтальный полет обеспечиваются в воздухе после отрыва от палубы корабля.

Основной конструктивной особенностью корабельных самолетов вертикального взлета и посадки (КСВВП) является применение двигателей, которые создают тягу как в горизонтальном направлении для обеспечения полета, так и в вертикальном — для обеспечения вертикального взлета и посадки. При этом тяга в вертикальном направлении должна быть больше силы тяжести самолета.

На малых скоростях полета, когда аэродинамические силы малы или отсутствуют, для управления самолетом применяются энергетические системы управления в виде управляющих сопел на концах крыльев, в носу и в хвосте самолета с подачей сжатого воздуха (или газов) от двигателей для создания управляющих моментов.

На взлете и посадке выхлопные газы из двигателей корабельного самолета ВВП действуют в направлении, перпендикулярном оси самолета или близком к нему. В результате газы высокой температуры с высокой скоростью натекают на палубу. Для защиты ее от разрушения применяются теплозащитные плиты. От попадания отраженных от палубы высокотемпературных газов на вход в двигатели предусматриваются конструктивные меры.

Корабельные самолеты короткого или трамплинного взлета осуществляют взлет с разбегом на палубе и дальнейшим разгоном на воздушном участке после отрыва от палубы или от трамплина. Посадка

этого типа самолетов на палубу осуществляется вертикальная, аэрофинишная или с коротким пробегом.

В качестве корабельных самолетов короткого или трамплинного взлета используются самолеты вертикального взлета и посадки для увеличения их грузоподъемности, самолеты с поворотом вектора тяги силовой установки на взлете с аэрофинишной посадкой. Первые конструктивно подобны СВВП, а вторые — самолетам катапультного взлета и аэрофинишной посадки.

Все типы корабельных самолетов имеют складывающиеся консоли крыльев для уменьшения их размеров в целях размещения большего их количества на нижней палубе корабля, где они находятся в пришвартованном виде на переходах по морям и океанам.

В период второй мировой войны корабельные самолеты — истребители, торпедоносцы, бомбардировщики были с поршневыми двигателями. Их максимальная скорость полета 500...700 км/ч, практический потолок 7...12 км, дальность полета до 2000 км.

В послевоенный период появились реактивные корабельные самолеты: истребители, штурмовики, бомбардировщики, противолодочные, радиолокационного дозора, радиопротиводействия. Их максимальная скорость полета 800...2500 км/ч, практический потолок 7...22 км, дальность полета до 5500 км.

Корабельные вертолеты по принципу работы и внешнему облику подобны соответствующим вертолетам сухопутного базирования. В зависимости от назначения в корабельных вертолетах размещается различное оборудование, которое и оказывает основное влияние на их конструкцию. На корабельных вертолетах складываются лопасти несущего винта для уменьшения размеров его при нахождении на нижней палубе. Имеются швартовочные узлы. Приняты конструктивные меры для повышения прочности шасси для выдерживания нагрузок при посадке на качающуюся палубу, а также меры для уменьшения проскальзывания при посадке и стоянке на качающейся палубе.

Советский народ и правительство проводят мирную политику, идут в авангарде борьбы за мир. XXVII съезд КПСС сформулировал программу мира, целый комплекс мер, направленных на оздоровление международной обстановки. Исключительно важными инициативами являются программа, выдвинутая СССР и поддержанная странами Варшавского Договора, о ликвидации ядерного оружия до

2000 г., о моратории на испытания ядерного оружия, принятие оборонительной доктрины Вооруженных Сил и др.

В современных условиях КПСС и Советское правительство принимают меры по обеспечению обороноспособности страны. Делается много для развития и совершенствования боевой техники, в том числе корабельной авиации.

Глава 1

АВИАНОСЦЫ. АВИАНЕСУЩИЕ КОРАБЛИ

(краткая характеристика)

1.1. АВИАНОСЦЫ

Современный авианосец — это плавучий аэродром с базированием на нем 80...100 палубных самолетов и вертолетов различных типов и назначений, со всеми средствами обеспечения их боевых действий в течение длительного времени.

Из иностранных авианосцев наиболее современными являются четыре типа: «Мидуэй», «Форрестол», «Китти Хок» с обычными двигателями энергетической установки и «Честер У. Нимитц» с атомной энергетической установкой.

Различные типы авианосцев отличаются друг от друга водоизмещением, конфигурацией и размерениями, числом базирующихся самолетов, типом и мощностью энергетических установок, числом и типом катапульт и аэрофинишеров, числом и местом расположения самолетоподъемников и др. Это обусловлено разным периодом их создания и их разными боевыми возможностями.

Авианосцы типа «Мидуэй» созданы в период 1945—1947 гг., прошли модернизацию в период 1953—1967 гг. и имеют полное водоизмещение 64 000 т. На авианосце этого типа базируется до 70 самолетов. Максимальная скорость хода 32 уз, дальность плавания 8000 миль при скорости хода 20 уз. Применена котлотурбинная энергетическая установка из четырех двигателей общей мощностью 156 000 кВт. На рис. 1.1 представлена компоновка авианосца «Корал Си» (типа «Мидуэй»). Характерной особенностью является применение трех самолетоподъемников: одного по левому борту (1) и двух по правому борту (5, 7), применение трех паровых катапульт: двух в носовой части (3, 4) и одной на угловой палубе (2). На этого типа авианосцах применены катапульты типа С-11-1 с длиной

хода челнока 67 м и энергией $51,8 \cdot 10^6$ Дж, что обеспечивает разгон палубного самолета максимальной массой 25 000 кг до скорости 230 км/ч. Для посадки самолетов применен аэрофинишер 8 типа Мк 7—2 энергоемкостью $53,0 \cdot 10^6$ Дж с четырьмя тормозными тросами. Допустимая посадочная скорость самолета равна 210 км/ч при массе 30 000 кг или 273 км/ч при массе 18 700 кг.

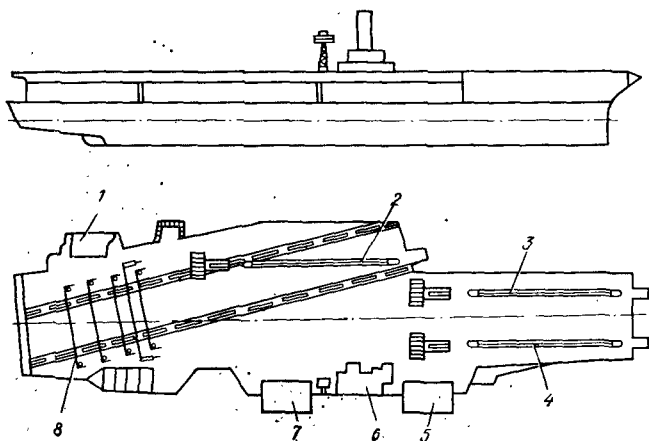


Рис. 1.1. Компоновка авианосца «Корал Си» (типа «Мидуэй»):

1, 5, 7 — самолетоподъемники; 2 — паровая катапульта на угловой палубе; 3, 4 — паровые катапульты в носовой части авианосца; 6 — надстройка; 8 — аэрофинишер

Для посадки самолетов имеется угловая полетная палуба длиной 210 м, шириной 27 м в носовой и 36 м в кормовой части. Угол отклонения полетной палубы по отношению к оси авианосца составляет $10,5^\circ$. Наибольшая длина авианосца равна 298 м, а ширина полетной палубы — 72 м. Высота борта до полетной палубы 26,5 м, осадка наибольшая составляет 11 м.

Для размещения самолетов на авианосце предусмотрен ангар длиной 245 м, шириной 30 м и высотой 7,8 м. По сторонам ангара расположены различные мастерские для обслуживания и ремонта самолетов, двигателей, вооружения и оборудования.

По правому борту расположена надстройка 6. Ее стараются сделать минимальной по размерам для меньшего расходования поверхности палубы и уменьшения ее влияния на посадку самолетов.

На авианосце базируется крыло боевых самолетов, состоящее из отряда тяжелых палубных штурмовиков-разведчиков, двух-трех эскадрилий штурмовиков, двух эскадрилий истребителей, отряда противолодочных самолетов, отряда противолодочных вертолетов, отрядов или одиночных самолетов радиотехнической разведки и радиоэлектронной борьбы, дальнего радиолокационного обнаружения и заправщиков.

Для боевого применения авианосец оборудован боевой информационно-управляющей системой (БИУС). Для обеспечения безопасной посадки самолетов на авианосце имеются светотехническая система, которая обеспечивает посадку самолетов в простых метеорологических условиях, и система автоматической посадки в сложных метеорологических условиях.

Авианосцы типа «Форрестол» созданы в 1955—1959 гг. и прошли модернизацию в конце семидесятых — первую половину восьмидесятых годов, полное водоизмещение—78 000 т. На авианосце может базироваться до 85 самолетов. Он имеет мощность энергетической установки 199 000 кВт и максимальную скорость хода 33 уз. Размерение их также выше по сравнению с авианосцами типа «Мидуэй»: наибольшая длина 317 м, ширина полетной палубы 77 м и высота борта 29,67 м.

На этого типа авианосцах изменены конфигурация и компоновка самолетоподъемников (рис. 1.2). Один самолетоподъемник 3 расположен по левому борту, а три самолетоподъемника 6, 8, 9 — по правому борту (один 6 — впереди надстройки 7, а два других 8, 9 — сзади надстройки). Характерной особенностью авианосца является применение четырех паровых катапульт, две из них расположены в носовой части корабля (4, 5), а две — вдоль угловой посадочной полосы (1, 2), причем катапульты в носовой части С-7 имеют большую энергоемкость по сравнению с С-11-1. Их энергоемкость составляет $79 \cdot 10^6$ Дж, что обеспечивает разгон самолетов массой 35 000 кг до скорости 240 км/ч. Катапульты 1 и 2 той же модификации и имеют те же характеристики, что и катапульты на авианосцах типа «Мидуэй», а аэрофинишер 10 другой модификации Mk 7—3 с энергоемкостью $65,4 \cdot 10^6$ Дж. Он обеспечивает посадку самолетов массой 23 000 кг с посадочной скоростью 273 км/ч.

На авианосце этого типа имеются 5880 т авиационного топлива и 1600 т боеприпасов. Экипаж 4940 человек, из них 2150 человек летно-технического состава.

Авианосцы типа «Китти Хок» созданы в период 1961—1968 гг. Это наиболее современные авианосцы с котлотурбинными энергетическими установками. Полное водоизмещение авианосца этого типа составляет 81000 т. На авианосце базируется до 90 самолетов. Размещения авианосца близки к размерениям авианосца типа «Форрестол»,

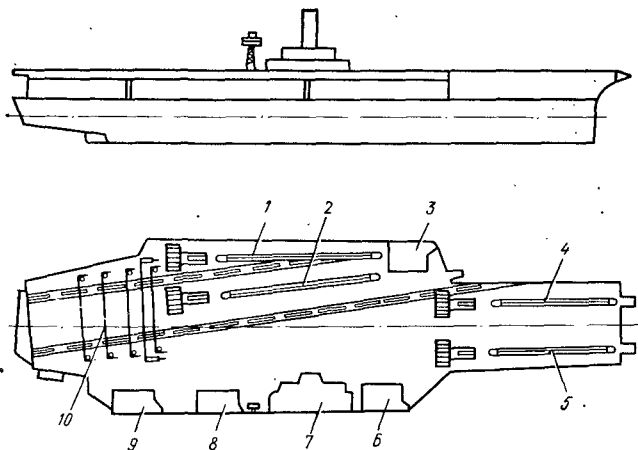


Рис. 1.2. Компоновка авианосца типа «Форрестол»:

1, 2, 4, 5 — паровые катапульты; 3, 6, 8, 9 — самолетоподъемники; 7 — надстройка; 10 — аэрофинишер

лишь увеличена длина угловой палубы на 10 м — до 220 м. Изменена компоновка четырех самолетоподъемников (рис. 1.3): один 1 — по левому борту и три 6, 7, 9 — по правому. Самолетоподъемник 1 левого борта расположен вне посадочной полосы сзади катапульт в отличие от самолетоподъемника левого борта авианосцев типа «Форрестол», у которых он размещался в передней части на посадочной полосе впереди катапульт. Два самолетоподъемника 6 и 7 правого борта расположены впереди надстройки 8 и один 9 — сзади. Такая компоновка самолетоподъемников более предпочтительна с точки зрения оперативности доставки самолетов на полетную палубу в процессе боевого применения самолетов.

Энергетическая котлотурбинная установка авианосца этого типа имеет мощность 206 000 кВт. Максимальная скорость хода равна 30 уз.

На авианосце типа «Китти Хок» применены четыре более мощные катапульты типа С-13 и С-13-1 с энергией $89,6 \cdot 10^6 \dots 97,5 \cdot 10^6$ Дж, обеспечивающие разгон самолетов массой $37\,000 \dots 40\,000$ кг до скорости 300 км/ч. Аэрофинишер с четырьмя тормозными тросами таких же типа и энергоемкости, что и на авианосце типа «Форрестол».

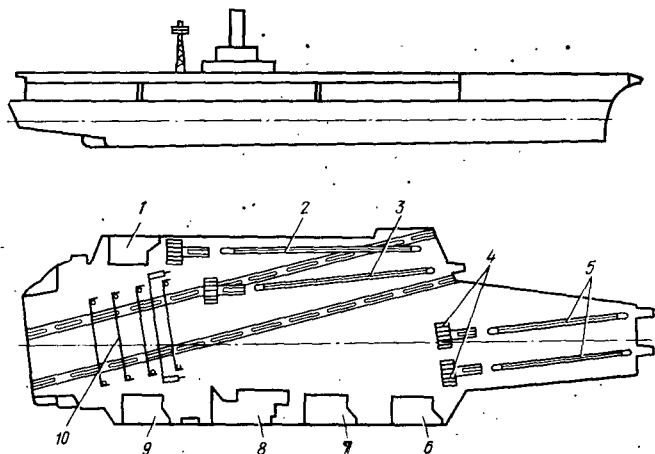


Рис. 1.3. Компоновка авианосца типа «Китти Хок»:

1 — самолетоподъемник левого борта; 2, 3, 4, 5 — паровые катапульты; 6, 7, 9 — самолетоподъемники правого борта; 8 — надстройка; 10 — аэрофинишер

Авианосец типа «Китти Хок» имеет массу авиационного топлива 5880 т и массу боеприпасов $1650 \dots 2000$ т. Экипаж 5600 человек, из них 2500 человек летно-технического состава.

Авианосец вооружен 90 самолетами, тремя установками зенитных управляемых ракет «Си Спарроу», тремя 20-мм зенитными артиллерийскими комплексами «Вулкан-Фаланкс», тремя 20-мм артиллерийскими установками Мк 68. Он оснащен боевой информационно-управляющей системой NTDS, радионавигационной системой ТАКАН, радиолокационной станцией обнаружения низколетящих целей, двумя радиолокационными станциями обнаружения воздушных целей, навигационной радиолокационной станцией, тремя пусковыми установками системы постановки пассивных помех и системой спутниковой связи.

Первым атомным авианосцем США является авианосец «Энтерпрайз» со структурой полетной палубы, компонов-

кой самолетоподъемников, типом и энергетическими характеристиками катапульт и аэрофинишера такими же, что и у авианосцев типа «Китти Хок». В дальнейшем заложены и построены атомные авианосцы типа «Честер У. Нимитц».

Авианосцы типа «Честер У. Нимитц» начали строить в конце 60-х годов и строят до настоящего времени. Это наиболее мощные из всех авианосцев капиталистических стран. Авианосец этого типа имеет полное водоизмещение 92 000 т. Длина корабля равна 333 м, ширина — 40,8 м, ширина полетной палубы — 76,8 м.

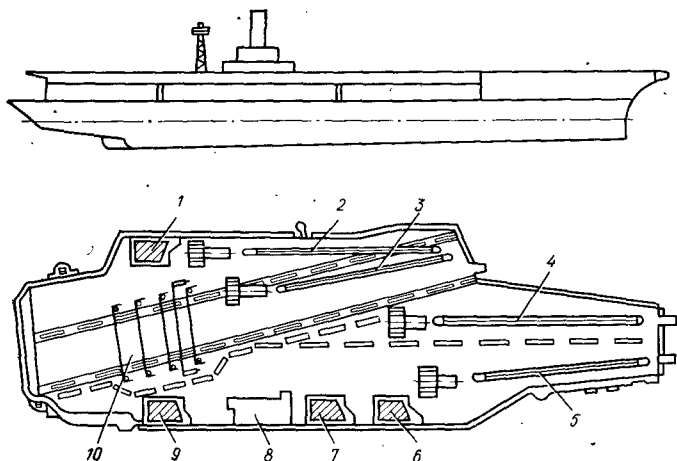


Рис. 1.4. Компоновка авианосца типа «Честер У. Нимитц»:

1 — самолетоподъемник левого борта; 2, 3, 4, 5 — паровые катапульты; 6, 7, 9 — самолетоподъемники правого борта; 8 — надстройка; 10 — аэрофинишер

Мощность атомной энергетической установки — 191 000 кВт, что обеспечивает максимальную скорость хода 30 уз. Конфигурация авианосца и компоновка самолетоподъемников, катапульт и аэрофинишера такие же, что и у авианосцев типа «Китти Хок» (рис. 1.4). На авианосце этого типа применяются четыре катапульты типа С-13-1 и аэрофинишер типа Мк 7—3. Катапульты С-13-1 способны обеспечить самолету ускорение $5g$, обеспечить разгон самолета массой 40 000 кг до скорости 300 км/ч. Это позволяет самолетам взлетать на ходу авианосца при любых направлениях и скоростях ветра.

Мореходные качества атомных авианосцев позволяют

осуществлять боевое применение самолетов при волнении моря до 7 баллов.

На атомных авианосцах типа «Честер У. Нимитц» базируется авиационное крыло самолетов и вертолетов. Состав крыла зависит от выполняемых задач. Однако типовой состав включает: отряд тяжелых палубных штурмовиков-разведчиков RA-5C «Виджилент» из трех-четырех самолетов, две-три эскадрильи штурмовиков A-7 «Корсар-2» из 12—14 самолетов каждая, эскадрилью штурмовиков A-6A «Интрудер» из 12 самолетов, две эскадрильи истребителей F-14 «Томкэт» из 12 самолетов каждая, отряд или эскадрилью противолодочных самолетов S-2 «Треккер» и S-3A «Викинг» из четырех—десяти самолетов, отряд или эскадрилью противолодочных вертолетов SH-3 «Си Кинг» и S-3 «Сиспрайт» из четырех—восьми вертолетов, отряд самолетов радиотехнической разведки и РЭБ EA-6B «Проулер» из четырех самолетов, отряд самолетов дальнего радиолокационного дозора E-2B «Хокай» из трех-четырех самолетов и отряд самолетов-заправщиков KA-6 «Интрудер» из четырех—шести самолетов.

Атомные авианосцы типа «Честер У. Нимитц» оснащены зенитными ракетными комплексами, артиллерийскими зенитными комплексами, боевой информационно-управляющей системой, радионавигационной системой, радиолокационными станциями, системами постановки помех и системой спутниковой связи.

1.1.1. Технические средства обеспечения полетов самолетов на авианосцах

Взлет и посадка современных боевых самолетов на авианосцах возможны только с помощью специальных устройств — катапульт для разгона самолетов и аэрофинишеров — для торможения и полной остановки самолетов. Для выполнения полетов самолетов, управления ими, а затем посадки необходим целый комплекс радиотехнических, светотехнических средств. Перемещение большого числа самолетов на авианосце в ангаре, на полетной палубе требует наличия большого числа технических средств, они необходимы также для обеспечения противопожарной безопасности, для снаряжения самолетов вооружением, топливом, смазочными материалами, жидкостями и газами.

Наиболее важными техническими средствами обеспечения полетов палубных самолетов на авианосцах являются: катапульты, отражатели реактивных струй авиационных

двигателей самолетов, аэрофинишер, аварийный барьер, светотехническая система посадки и автоматическая система посадки, система телевизионного контроля посадки, противопожарное оборудование и подвижные технические средства обеспечения.

Катапульты. Современные авианосцы, как показано выше, оснащены четырьмя паровыми катапультами. Катапульты при длине трека 94,5 м и длине хода челнока 77 м способны разогнать самолет типа F-14А «Томкэт» массой 33 000 кг до скорости 260...300 км/ч за 2...2,5 с.

Катапульта представляет собой устройство, состоящее из двух параллельно расположенных цилиндров с поршнями, которые скреплены между собой соединительным элементом с так называемым челноком (рис. 1.5). Пар давлением до 8000 кПа воздействует на оба поршня (масса каждого 2 722 кг, диаметр 46 см), перемещая их внутри цилин-

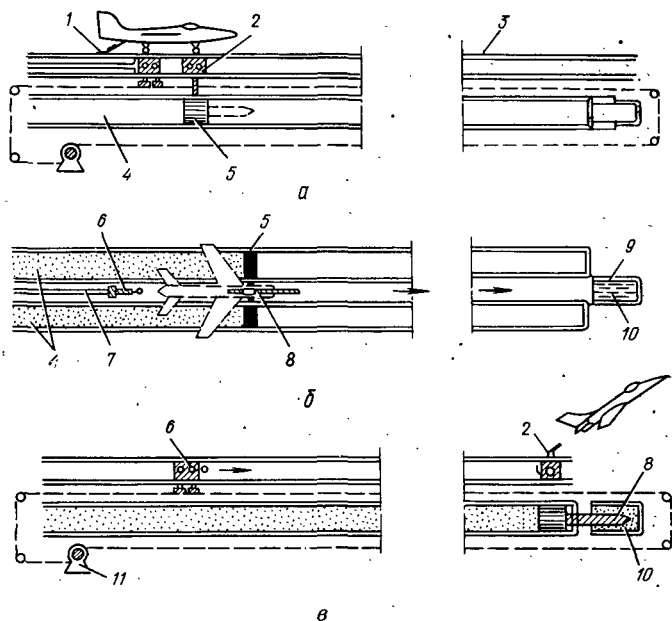


Рис. 1.5. Особенности конструкции паровой катапульты:

а — стартовое положение самолета; б — разгон самолета; в — сход самолета с катапульты; 1 — задержник; 2 — челнок; 3 — трек катапульты; 4 — цилиндр катапульты; 5 — поршень; 6 — захват; 7 — механизм натяжения; 8 — плунжер торможения поршня; 9 — гидротормозная часть катапульты; 10 — вода; 11 — устройство возврата поршней

дров, находящихся под полетной палубой. Цилиндры закрыты двумя съемными секциями настила палубы, имеющими прорезь, в которой движется упомянутый челнок. Его верхняя часть находится над полетной палубой, к ней крепится буксирный трос или непосредственно носовая стойка шасси самолета.

Цилиндры собраны из скрепленных болтами секций (длиной 3,6 м), изготовленных из высококачественной нержавеющей стали. Прорезь по всей длине стенок цилиндров для свободного прохода соединительного элемента двух поршней герметизируется специальной гибкой полосой, крепко удерживаемой снизу пружинами. При проходе поршней полоса отжимается вниз специальным кулачком, закрывая вновь прорезь после прохода поршней и не давая пару выходить наружу.

Массивный челнок, соединенный с поршнями, имеет свободный ход по катапультному треку, в конце которого на участке в 1,5 м они затормаживаются гидротормозным устройством, представляющим собой конусообразный плунжер. Под палубой он прикреплен к соединительному элементу поршней и в конце их хода входит в специальный цилиндр, наполненный водой. В результате сжатия и перемещения воды через профилированные отверстия в плунжере все подвижные элементы тормозятся до полной остановки.

Оба рабочих цилиндра и тормозное устройство катапульты расположены под полетной палубой в специальном желобе размером 1,2×1,3 м. Пар вырабатывается в паровых котлах авианосца и поступает в паровой коллектор через систему паропроводов диаметром 20 см.

Перед взлетом самолет стоит на катапульте, центрируется на ней и крепится к челноку бриделем, изготовленным из стального троса. Для предотвращения преждевременного движения самолета под воздействием тяги собственных двигателей он крепится к так называемому задержнику на полетной палубе с помощью калиброванного кольца, которое разрывается с началом движения челнока катапульты. Энергия катапульты может регулироваться в зависимости от взлетной массы самолета, необходимой конечной скорости и других условий взлета. Конечная скорость разгона, которая зависит от ограничений по прочности конструкций самолета и допустимых перегрузок для летного состава, должна быть равна минимальной скорости отрыва данного самолета, а в целях безопасности даже превышать ее на 10—15%.

После взлета самолета с помощью катапульты ее челнок возвращается в исходное положение. Для этого используется устройство, состоящее из захвата, приводимого в движение посредством полиспастной системы.

Отражатели реактивных струй авиационных двигателей. После установки самолета на катапульту позади него поднимаются отражатели реактивной струи. Это

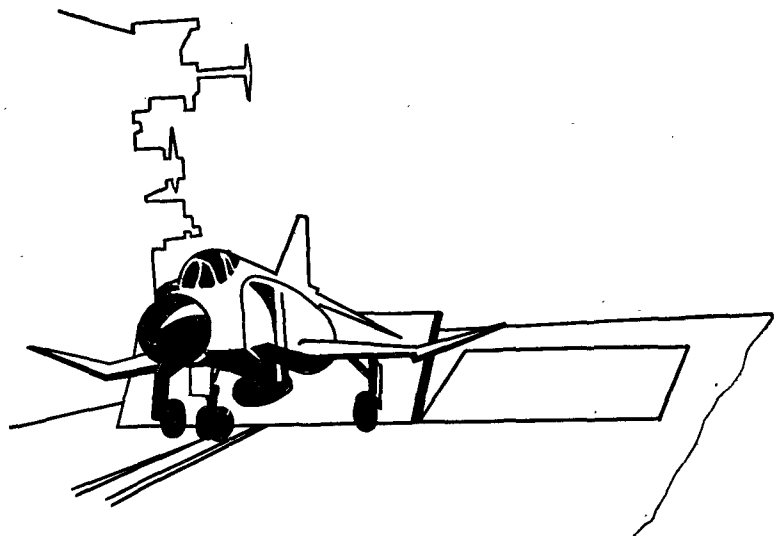


Рис. 1.6. Внешний вид отражателя реактивных струй самолета на авианосце

панели из алюминиевого сплава (ширина 10,8 м, высота 4,2 м), охлаждаемые забортной водой и выдерживающие температуру свыше 1260°C (рис. 1.6). Отклонение реактивной струи необходимо, чтобы не было помпажа компрессора или непроизвольной остановки двигателя позади стоящего самолета, а также случаев разрушения обтекателей антенн самолетов, ожидающих очереди для постановки на катапульту. Кроме того, это делается в целях предотвращения воспламенения взрывчатых веществ или двигателей твердотопливных ракет стоящих сзади самолетов и защиты личного состава, находящегося на полетной палубе.

Перед отражателями реактивной струи в палубе располагаются панели, охлаждаемые водой, что обеспечивает нормальную температуру при работе людей в районе катапульты.

Аэрофинишер — основное средство торможения самолетов на палубе при посадке. Он представляет собой стальные тросы (диаметр 35 мм, длина до 36 м), натянутые поперек посадочной полосы полетной палубы в районе касания ее самолетами.

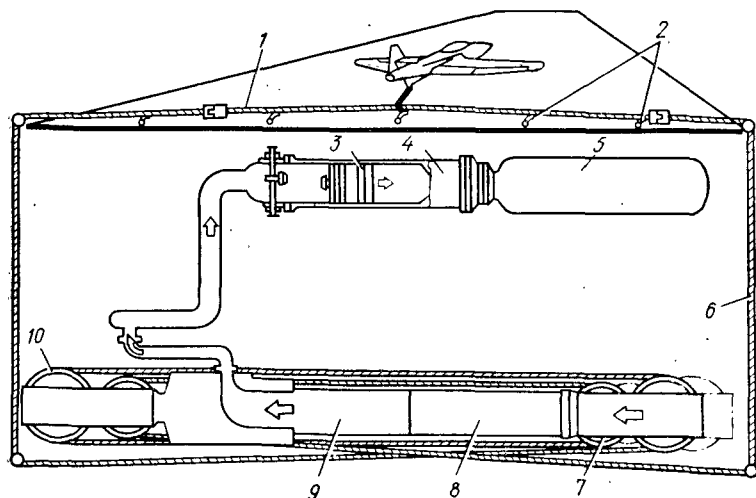


Рис. 1.7. Схема работы аэрофинишера:

1 — приемный трос; 2 — тросоподъемники; 3 — поршень аккумулятора; 4 — аккумулятор; 5 — воздушный баллон аккумулятора; 6 — трос; 7 — подвижная блочная обойма; 8 — плунжер; 9 — цилиндр; 10 — неподвижная блочная обойма

Каждый авианосец имеет четыре таких троса, приподнятых над палубой на высоту 10—15 см. Они соединяются муфтами с подпалубными тросами длиной около 600 м и через систему шкивов уходят вниз, где размещены двигатели аэрофинишеров и гидравлические амортизаторы. Двигатели наматывают тросы на барабаны, создавая необходимое натяжение в зависимости от посадочного веса и скорости самолета (рис. 1.7).

В настоящее время на авианосцах устанавливаются аэрофинишеры барабанного типа.

При посадке как самолета захватывает один из тросов аэрофинишера. Трос растягивается, сматываясь с барабана, который имеет переменный диаметр и связан с гидротормозным устройством. Аэрофинишер плавно затормаживает самолет на участке пробега длиной 90 м за

2,5—3 с. Перегрузки при этом не превышают 5g. Для управления аэрофинишером предусмотрен специальный пост, с пульта которого оператор может регулировать величину натяжения тросов, необходимую для торможения самолетов с посадочным весом до 24 т и скоростью до 250 км/ч.

К моменту остановки самолета трос вытягивается почти на всю длину. После освобождения гака от троса самолет заруливает на безопасный участок полетной палубы, а трос финишера подготавливается для приема других самолетов.

Аварийный барьер используется при посадках в аварийных ситуациях. Он представляет собой нейлоновую сеть, закрепленную между двумя стойками, имеющими привод для быстрого подъема и заваливания на палубу. Сеть

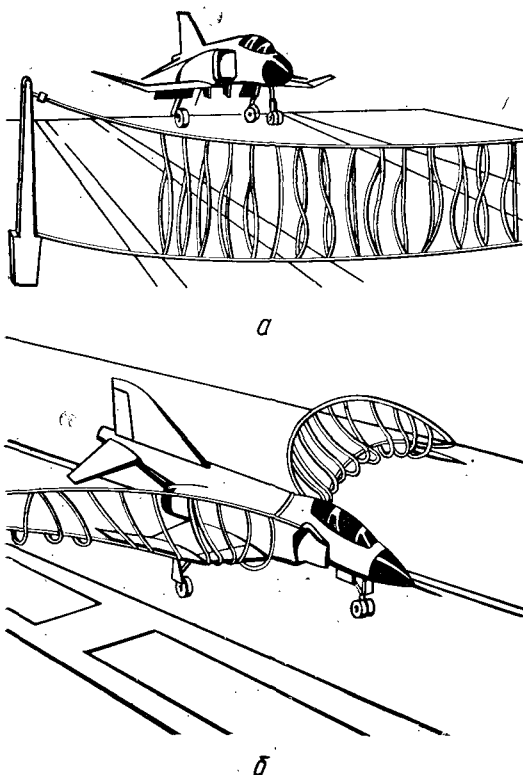


Рис. 1.8. Аварийный барьер авианосца из нейлоновых лент для задержки самолета при посадке в аварийной ситуации:

а — на подходе самолета к барьеру; б — самолет захвачен барьером

состоит из верхнего и нижнего стропов, между которыми натянуты вертикальные ленты, задерживающие самолет за передние кромки крыла (рис. 1.8). Высота барьера такова, что верхний горизонтальный строп проходит выше фонаря кабины летчика, а нижний — на уровне стоек шасси. Перегрузки при посадке на барьер будут несколько большими, чем при нормальной посадке, однако самолет получает лишь незначительные повреждения. Время, затрачиваемое на отсоединение барьера от самолета, превышает время, необходимое для расцепления посадочного гака с тросом аэрофинишера. Установка и уборка, а также освобождение самолета от сети нарушают нормальный ритм процесса посадки.

Светотехническая система обеспечивает посадку самолета на палубу в простых метеорологических условиях. Она установлена на стабилизированной платформе, вынесенной за пределы борта авианосца. Оптический блок системы состоит из пяти линзовых ячеек, расположенных одна над другой. Каждая излучает световой пучок в азимутальной плоскости на угол 40° и в вертикальной — на $1,5^\circ$, причем три средние ячейки дают желтый свет (по глиссаде планирования под углом $3,5-4^\circ$), верхняя — постоянный белый, а нижняя — красный проблесковый. По обеим сторонам средней ячейки находятся проблесковые зеленые огни разрешения посадки (по два) и вертикальные красные — запрета (по пять). Справа и слева от последних на одном уровне с центральной ячейкой оптического блока размещено по шесть постоянных зеленых (так называемых опорных) огней. Когда самолет при заходе на посадку входит в луч глиссады планирования, летчик видит желтые и зеленые опорные огни на одном уровне. Удержание их на одном уровне (рис. 1.9) позволяет совершить точную по-

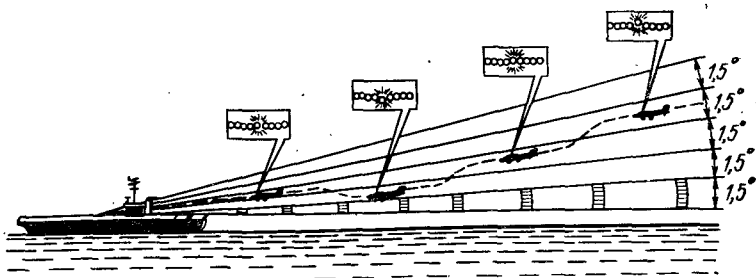


Рис. 1.9. Светотехническая система посадки самолетов на палубу авианосца

садку на авианосец (будет захвачен третий трос аэрофинишера). Дальность видимости огней в различное время суток составляет 1,5—4 км.

С помощью автоматической системы посадки в сложных метеорологических условиях осуществляются заход и посадка самолета в автоматическом режиме (с дальностью 8—14 км), а также в полуавтоматическом (пилотирование по индикатору системы) и ручном (по командам оператора посадочной РЛС). Она состоит из корабельного и самолетного оборудования. Корабельное оборудование включает посадочные РЛС AN/SPN-10 и -42, устройства стабилизации, компенсации (по крену, дифференту, вертикальному перемещению и рысканию палубы), навигационные вычислители, аппаратуру передачи данных, пульты управления и индикаторы РЛС.

В самолетное оборудование входят приемник, автопилот, устройство автоматического управления полетом, индикатор летчика. Приемник получает сигналы от корабельного оборудования, обеспечивающие автоматическое управление элеронами, рулями высоты и направления, другими аэродинамическими поверхностями и, кроме того, тягой двигателей при заходе на посадку.

Данные о самолете, поступающие от РЛС AN/SPN-42, компенсаторов движения палубы авианосца и стабилизации антенны, а также от гидродатчика и акселерометров, отрабатываются в навигационном вычислителе. Он определяет величину линейного отклонения самолета от заданной посадочной траектории и через передатчик выдает команды управления по крену и тангажу на автопилот и индикатор летчика. Команды управления передаются через боевую информационно-управляющую систему NTDS — ATDS.

Вначале самолет выполняет свой заход на посадку с помощью навигационной системы ТАКАН, по командам оператора РЛС или по индикатору (полуавтоматический режим). Система имеет устройство компенсации перемещения палубы. Сигналы компенсации начинают поступать на самолет за 12,5 с до посадки. Приблизительно за 500—600 м до точки касания полет самолета начинает синхронизироваться с движением палубы корабля. При посадке вручную такая компенсация невозможна вследствие относительно медленной реакции летчика. Американские специалисты считают, что из кабины самолета трудно своевременно и точно определить направление перемещения и скорость движения палубы, поэтому автоматическая посад-

ка в сложных метеорологических условиях является более безопасной.

Система телевизионного контроля, обеспечивающая безопасность посадки самолетов, состоит из четырех телевизионных камер, расположенных в разных местах авианосца. Они передают изображение на контрольный пост, где оператор записывает необходимую информацию на видеомагнитофон и распределяет ее по различным приемным устройствам на корабле.

Основа системы — видоизмененная стандартная телекамера, установленная под угловой полетной палубой точно по осевой линии на расстоянии 90 м от последнего (четвертого) троса аэрофинишера. Объектив смонтирован на перископическом основании и немного выступает над палубой, что позволяет наблюдать за всей поверхностью палубы. Он прикрыт стальной крышкой от возможного разрушения колесами самолетных шасси. Вырез в стальной крышке обеспечивает необходимый обзор. Перекрестие, нанесенное на призме перископа, ориентировано вдоль заданной глиссады планирования. Все устройство смонтировано на амортизаторах, что исключает влияние вибрации корабля на изображение. Вторая аналогичная телевизионная камера является резервной. Третья установлена в посту управления посадкой и постоянно направлена на приборную доску, на которой имеется следующая информация: дата, время, скорость ветра над палубой и скорость самолета, идущего на посадку. Изображения от обеих камер совмещаются в одном кадре так, что необходимые данные, характеризующие посадку самолета, отображаются одновременно с его изображением в этот момент.

Четвертая телекамера установлена на мостике островной надстройки и управляется оператором вручную. Обязательными для съемки являются момент касания палубы при посадке, захват троса аэрофинишера посадочным гаком, остановка и руление самолета за линию безопасности. Эта камера позволяет показать крупным планом любое происшествие на верхней палубе.

Видеомагнитофон работает на магнитной ленте шириной 50,8 мм, которая намотана на катушки, рассчитанные на 1,5 ч записи. По одному из двух каналов записываются переговоры между летчиком и офицером управления посадкой, а также команды руководителя полетов и диспетчеров центра управления воздушным движением. Другой канал используется для комментария при разборах полетов.

Такая система, по мнению иностранных специалистов, значительно облегчает разбор полетов, так как все посадки, выполняемые на палубу авианосца, фиксируются на видеоманитофоне. Запись можно производить и ночью, благодаря специальной подсветке на верхней палубе. Каждый летчик имеет возможность видеть и оценить как свой заход на посадку, так и посадки других летчиков, а также проанализировать радиообмен с руководством полетов. У офицера, управляющего посадкой, есть свой контрольный экран, что позволяет ему в любой момент проверить правильность подачи им команд на исправление ошибок и следить за точностью их исполнения. Одним из преимуществ системы является возможность объективного анализа летных происшествий.

По сообщениям американской прессы, с принятием на вооружение всех авианосцев всепогодной автоматической системы вероятность посадки самолетов с первого захода повысилась бы до 80%.

Противопожарное оборудование включает пожарный автомобиль, самоходный кран, пожарные шланги, охватывающие всю полетную палубу со значительным перекрытием, самолетные и корабельные огнетушители. Автомобиль для тушения пожаров (масса 14 т) вмещает 3780 л обыкновенной и 500 л «легкой» воды. Мониторы разбрызгивают компоненты в радиусе 45 м. Согласно данным американской печати, разлитое горящее топливо массой 11 т удастся погасить примерно за 4 мин. На авианосцах есть также пожарный автомобиль с двумя турельными пушками, которые предназначены для распыления пламегасителя. Одна из них (работает вручную) имеет подачу жидкости 3000 л/мин, вторая (с дистанционным управлением) — 1100 л/мин. Подача пожарных шлангов составляет 300 л/мин. Емкость автомобиля может подключаться к корабельной пожарной магистрали.

Подъемный самоходный кран, имеющий на конце стрелы распылительное сопло для тушения огня, сталкивает горящие самолеты за борт. Им управляет один водитель из кабины или дистанционно с расстояния 15 м.

Полетные палубы авианосцев оснащены распылителями, расположенными по бортам и в палубе, для борьбы с пожарами.

Кроме самолетов и вертолетов на палубе постоянно находится большое количество подвижных технических средств обеспечения. Так, на авианосце имеются самодвижущийся подъемный кран (грузоподъем-

ность около 25 т), 20—25 самолетных тягачей, до 10 подвижных компрессоров, 10 гидравлических лебедок, 10—12 самоходных вилочных погрузчиков, 9—11 прицепов с жидким кислородом, 16 тяжелых прицепов, транспортирующих двигатели и хвостовые секции самолетов для ремонта, газотурбинные генераторы постоянного и переменного тока, самоходные и перевозимые воздушные стартеры, домкраты, кондиционеры воздуха, водила, тормозные колодки, швартовые цепи.

По мнению командования ВМС США, обеспечение полетов на авианосцах представляет собой довольно сложный процесс, от которого целиком зависит выполнение боевой задачи. Поэтому в настоящее время вопрос дальнейшего совершенствования технических средств, обеспечивающих взлет и посадку летательных аппаратов с требуемой цикличностью, приобретает особую остроту.

1.1.2. Особенности боевого применения авианосцев

Авианосцы, как показал опыт агрессивной войны во Вьетнаме, решают важные задачи в локальных войнах. Кроме того, стратеги США считают их важнейшим инструментом достижения в мирное время политических целей путем «демонстрации силы».

Как правило, авианосцы с кораблями охранения действуют в составе авианосных многоцелевых (ударных) групп. Зарубежные военные специалисты считают, что для охранения атомного авианосца необходимо выделять до четырех атомных крейсеров управляемого ракетного оружия (УРО), а обычного авианосца — до десяти надводных кораблей класса крейсер, эскадренный миноносец, фрегат. Кроме того, в состав охранения включаются атомные торпедные подводные лодки, которые развертываются на направлениях, где наиболее вероятно встреча с подводными лодками противника. Ввиду недостаточного количества атомных кораблей допускается смешанный состав охранения — атомные крейсера УРО и эскадренные миноносцы типа «Спрюенс».

Судя по материалам зарубежной печати, с началом боевых действий авианосцы планируется привлекать для решения следующих основных задач: завоевание и удержание господства на море, нанесение ядерных ударов по морским и береговым целям, проведение блокадных действий в морских районах, защита океанских и морских коммуникаций,

обеспечение высадки морских десантов, авиационная поддержка действий сухопутных войск на приморских направлениях.

Завоевание и удержание господства на море предусматривает достижение превосходства в воздухе, на море и под водой, достаточного (по времени и масштабам) для проведения необходимой операции. Судя по материалам иностранной печати, это—главная задача американского флота. Ее решение командование ВМС связывает в первую очередь с многоцелевым использованием авианосцев, которые в современных условиях способны вести борьбу с воздушным, надводным и подводным противником.

В зависимости от поставленных задач и обстановки современные американские авианосцы могут действовать одновременно в ударном и противолодочном, а также или в ударном, или в противолодочном вариантах. Ударно-противолодочный вариант считается основным при завоевании господства на море. В этом случае в авиационное крыло будут входить тяжелые штурмовики-разведчики RA-5C «Виджилент» (одна эскадрилья, три самолета), штурмовики A-6 «Интрuder» и A-7 «Корсар» (три эскадрильи, 40 самолетов), истребители F-14 «Томкэт» (две эскадрильи, 24 самолета), противолодочные самолеты S-3 «Викинг» (одна эскадрилья, 10 самолетов), противолодочные вертолеты SH-3 «Си Кинг» (одна эскадрилья, восемь вертолетов), самолеты ДРЛО E-2 «Хокай» (четыре самолета), самолеты электронного подавления EA-6B «Проулер», самолеты-заправщики KA-6 «Интрuder» (четыре самолета).

Ударный вариант предполагает концентрацию главных усилий на нанесение ударов по береговым объектам и оказание поддержки сухопутным войскам. Такой вариант возможен лишь после завоевания господства на море и в воздухе. При этом увеличивается количество штурмовиков за счет некоторого сокращения истребителей и противолодочных самолетов.

Судя по материалам американской печати, предусматривается противолодочный вариант использования авианосца для защиты морских и океанских коммуникаций и обеспечения стратегических перебросок войск. В этом случае в составе его авиационного крыла могут действовать до 36 противолодочных самолетов и вертолетов (т. е. около 40% общего числа самолетов на борту).

Варьирование составом авиационного крыла в целях правильного реагирования на ожидаемую угрозу является

важным преимуществом многоцелевого авианосца. Такая оперативная гибкость может осуществляться путем перебазирования самолетов с одного авианосца на другой или их перелетов с береговых аэродромов.

Одна из задач, решаемых в ходе завоевания господства на море, — борьба с группировками надводных кораблей противника. Для участия в ней привлекаются авианосная штурмовая авиация, надводные корабли и атомная подводная лодка из состава сил охраны.

Палубные штурмовики рассматриваются как важнейшее средство для нанесения ударов по кораблям противника в море. Они могут применять управляемые ракеты класса «воздух — поверхность» и бомбы. Согласно данным иностранной печати, штурмовики способны наносить эффективные удары по надводным кораблям в радиусе 1300—1800 км. Учитывая, что авианосная группа может проходить за сутки до 600 миль (около 1110 км), ее самолеты за этот период при благоприятных условиях в состоянии осуществить эффективный контроль акватории площадью около 3 млн км². Зарубежные военные специалисты также подчеркивают, что атомные авианосцы могут вести непрерывные боевые действия в течение примерно двух недель при двух ежедневных вылетах каждого самолета.

Основной способ действия корабельной авиации по кораблям в море — нанесение массированных ударов с нескольких направлений с малых высот. Действия ударных групп палубных штурмовиков обеспечиваются путем организации заблаговременного обнаружения и слежения за надводными кораблями противника, наведения штурмовиков на цели.

В интересах повышения возможностей авианосных сил в борьбе с группировками надводных кораблей американское командование планирует вооружить все палубные штурмовики и противолодочные самолеты, базовые патрульные самолеты, крейсера, эскадренные миноносцы и фрегаты, атомные торпедные подводные лодки противокорабельными УР «Гарпун» с дальностью стрельбы 110 км. В результате авианосная группа будет способна применять против надводных кораблей противника одновременно несколько десятков таких ракет. При этом, как полагают зарубежные специалисты, штурмовики смогут наносить удары по кораблям, не входя в зону действия их противоздушных средств поражения, что в целом повысит эффективность ударов авиации.

В нанесении удара по кораблям в море могут участво-

вать также корабельные поисково-ударные группы, имеющие на вооружении ракетные комплексы класса «корабль — корабль», артиллерийские установки и торпедные аппараты.

Для борьбы с подводными лодками используются палубные противолодочные самолеты и вертолеты, надводные корабли охранения, атомные торпедные подводные лодки, базовые патрульные самолеты. Эти силы способны контролировать подводную среду в радиусе до 200 миль (около 370 км) от авианосца.

При одновременном решении задач борьбы с надводными кораблями и подводными лодками противника авианосец, по мнению военных специалистов стран НАТО, вынужден постоянно изменять курс и скорость, производить перестроение в ордере, что вызывает значительные ограничения в проведении взлета и посадки самолетов и в целом снижает боевые возможности авианосца.

Судя по материалам зарубежной печати, при наличии нескольких видов угроз, когда свобода маневра авианосца становится решающим фактором в сохранении его боевой устойчивости, борьбу с надводными кораблями могут успешно вести самолеты типа «Харриер», способные взлетать и садиться на палубу независимо от курса авианосца.

Нанесение ядерных ударов по морским и береговым целям, по мнению военно-морских специалистов США и НАТО, остается важнейшей после завоевания господства на море задачей корабельной авиации. Авианосцы считаются американским командованием резервом стратегических наступательных сил. Однако задача участия во всеобщем ядерном наступлении с них полностью не снята, и она периодически отрабатывается в ходе командно-штабных учений объединенных и национальных вооруженных сил.

При проведении блокадных действий в морских районах основные усилия палубной авиации и кораблей охранения планируется сосредоточить на противодействии группировкам сил флота противника, воспрещении их прохода через проливные зоны и узкости, нанесении ударов по базам, постановке минных заграждений, нарушении морских коммуникаций, достижении тактического превосходства в воздухе путем использования палубной истребительной авиации при одновременном нанесении ударов штурмовой авиацией по аэродромам противника.

При нанесении ударов по базам, аэродромам и другим береговым объектам в прибрежной полосе, как показыва-

ет опыт использования авианосных сил США в агрессивной войне во Вьетнаме, могут проводиться массированные и эшелонированные действия корабельной авиации.

Защита океанских и морских коммуникаций непосредственно связана с завоеванием господства на море. По мнению командования вооруженных сил США, от бесперебойности перебросок через океан войск, вооружения и различных предметов снабжения на заморские территории (в частности, в Западную Европу) во многом будут зависеть ход и исход военных действий.

Главными силами при решении этого вопроса продолжают оставаться авианосцы, задачей которых является уничтожение и подавление сил, способных сорвать или существенно нарушить перевозки важнейших видов стратегического сырья, войск и боевой техники. Основными силами, которые могут активно действовать на морских коммуникациях, зарубежные специалисты считают подводные лодки, вооруженные крылатыми ракетами и торпедами. В этом случае безопасность морских коммуникаций будет обеспечиваться прежде всего авианосцами в противолодочном варианте, когда в составе авиакрыла имеется максимальное число противолодочных самолетов и вертолетов.

Иностранная военная печать отмечает, что для обеспечения перехода важных конвоев наиболее целесообразно использовать авианосную группу, которая выдвигается на угрожаемое направление и ведет борьбу с силами противника под водой, на море и в воздухе, а также уничтожает или нейтрализует их на подходах к маршрутам перехода конвоев.

Авианосные силы планируется привлекать для обеспечения высадки морских десантов и поддержки действий сухопутных войск. При этом для обеспечения высадки экспедиционной дивизии морской пехоты, как правило, выделяются две-три авианосные группы, которые осуществляют прикрытие десантных отрядов на переходе морем, завоевание господства на море и в воздухе в районе высадки десанта, обеспечение всех видов обороны, авиационную поддержку сил десанта в ходе ведения боя за высадку. Поддержку боевых действий сухопутных войск палубная штурмовая авиация выполняет, нанося удары самостоятельно и во взаимодействии с тактической авиацией по боевым порядкам войск, стартовым позициям ракет, огневым позициям артиллерии, командным пунктам, радиотехническим средствам. Обращая внимание на важность этой задачи, командование ВМС США считает, что

ее выполнение возможно лишь при достижении превосходства в морских районах, где необходимо сосредоточивать авианосцы для поддержки действий сухопутных войск.

Таким образом, американское командование рассматривает авианосцы, обладающие большими возможностями для решения широкого комплекса задач, в качестве основного средства ведения боевых действий на море. Вместе с тем, как признают зарубежные специалисты, им присущи следующие недостатки: значительная уязвимость не только для ядерных, но и для обычных средств поражения, попадание которых в его жизненно важные части (катапульты, аэрофинишеры, «остров») может исключить применение палубной авиации; низкая противопожарная безопасность; снижение боеспособности в ходе взлета и посадки самолетов, когда авианосец вынужден следовать постоянным курсом; большая зависимость действий палубной авиации от метеорологических условий, а авианосной группы — от снабжения запасами в море.

Для повышения боевых возможностей флота по завоеванию господства на море в США начата разработка кораблей нового класса — многоцелевых авианесущих кораблей. На эти корабли планируется базировать авианосные группы смешанного состава: самолеты вертикального взлета и посадки (типа AV-8A, AV-8B) и противолодочные вертолеты. Многоцелевые авианесущие корабли предназначены главным образом для охраны конвоев и боевых кораблей на переходе морем, а также для выполнения частично задач авианосцев, когда их применение нецелесообразно. По мнению зарубежных специалистов, это повысит эффективность, оперативность и боевую готовность кораблей — носителей авиации, а также улучшит распределение корабельной авиации на океанских ТВД.

1.2. АВИАНЕСУЩИЕ КОРАБЛИ

Авианесущие корабли по своей архитектуре и устройству напоминают авианосцы: у них есть полетная палуба, сдвинутая к одному из бортов надстройки («остров»), самолетоподъемники и ангар. У них нет катапульт и аэрофинишеров. На них базируются самолеты вертикального или короткого взлета и посадки и вертолеты. К этого класса кораблям в первую очередь относятся противолодочные крейсера и универсальные десантные корабли.

Противолодочный крейсер типа «Ивинсибл» имеет полное водоизмещение 19 800 т, длину 207 м, ширину корпуса 27,5 м, ширину полетной палубы 32 м, осадку 7,3 м. Мощность энергетической установки равна 82 500 кВт. Наибольшая скорость хода составляет 30 уз, а дальность плавания—5000 миль при скорости хода 18 уз. На кораблях этого типа базируются девять противолодочных вертолетов и пять самолетов вертикального взлета и посадки. Экипаж—1200 человек, из них 300 человек летно-технического состава.

Полетная палуба (длина 183 м, ширина 32 м) начинается от кормы, но в отличие от авианосца заканчивается в 24 м от форштевня и имеет вырез с правой стороны. Ниже ее расположен полубак, на котором установлены палубные механизмы. Кроме того, здесь же под вырезом планировалось разместить четыре одноконтейнерные пусковые установки управляемых ракет (УР) «Экзосет». После принятия решения о вооружении крейсеров системой зенитного управляемого ракетного оружия (ЗУРО) «Си Дарт» и самолетами с вертикальным или укороченным взлетом и посадкой «Си Харриер» от этого намерения отказались, а вырез в полетной палубе сохранился.

Для обеспечения безопасности взлета самолета взлетная полоса сдвинута к левому борту и заканчивается носовым срезом угловой палубы, расположенной под углом $0,5^\circ$ к диаметральной плоскости корабля (рис. 1.10). Ширина полосы составляет 12,2 м. Это считается достаточным, так как размах крыла самолета «Си Харриер» равен 7,7 м.

На полетной палубе установлен специальный трамплин (длина 27,5 м, ширина 12,8 м, угол возвышения 7° , масса 55 т), обеспечивающий самолету взлет с подскоком в конце разбега. Как сообщает иностранная печать, применение трамплина позволяет увеличить взлетную массу самолета на 544 кг или сократить длину разбега на 61 м (последнее дает возможность разместить в кормовой части дополнительно несколько самолетов). Планируется увеличить угол возвышения ramпы до 12° на третьем корабле «Арк Ройял», так как с возрастанием угла возвышения ее эффективность будет больше. При этом пусковая установка зенитного ракетного комплекса (ЗРК) будет перенесена в другое место.

Надстройка узкая и длинная, размещена ближе к диаметральной плоскости корабля за счет смещения взлетной полосы к левому борту. Внутри ее находятся дымохо-

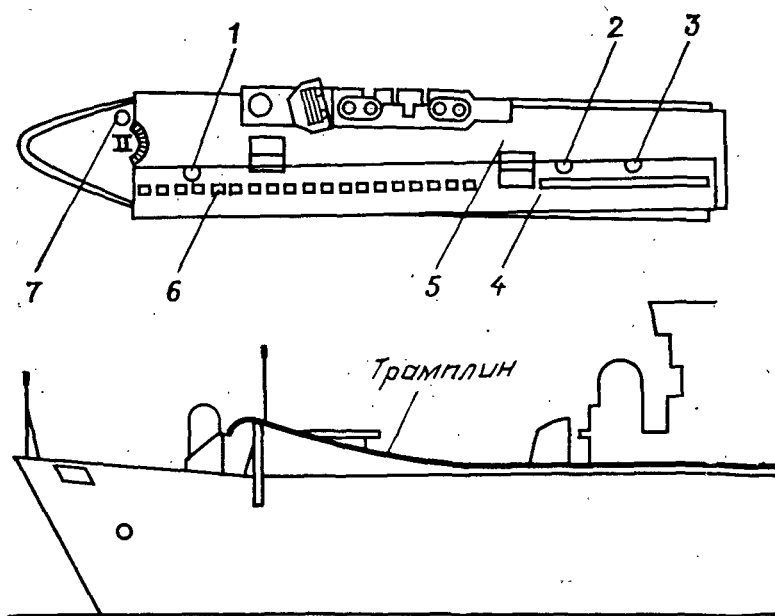


Рис. 1.10. Авианесущий корабль «Инвинсибл» с взлетной полосой, заканчивающейся трамплином (компоновка корабля):

1, 2, 3 — места взлета и посадки вертолетов; 4 — взлетная полоса; 5 — полетная палуба; 6 — угловая палуба; 7 — вырез в полетной палубе

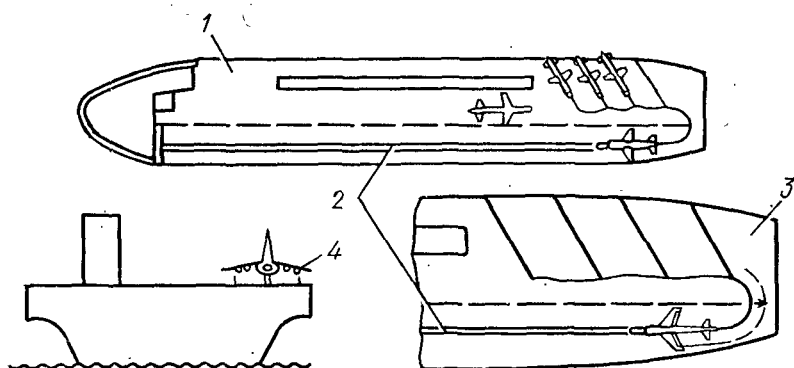


Рис. 1.11. Схема полетной палубы авианесущего корабля «Инвинсибл»: 1 — полетная палуба; 2 — взлетная полоса; 3 — кормовая часть полетной палубы; 4 — самолет «Си Харриер» на взлетной полосе

ды для отработанных газов газотурбинных двигателей. Позади надстройки на полетной палубе справа могут разместиться три-четыре самолета (рис. 1.11).

В надстройке имеется немного выступающих частей, что уменьшает образование турбулентных воздушных потоков при движении корабля, которые затрудняют взлет с разбегом и заход самолетов и вертолетов на вертикальную посадку с кормовых углов в условиях плохой видимости. Авиационная техника на полетной палубе обслуживается тракторами-тягачами и вилочными автопогрузчиками, а для подъема аварийных самолетов и вертолетов на правом борту установлен подъемный кран.

Ангар занимает примерно три четверти длины корабля, то есть около 130 м, его высота 7,5 м. Ширина ангара была определена в период проектирования корабля, когда на нем планировалось иметь только вертолеты, поэтому она несколько меньше, чем требуется для размещения самолетов. По обе стороны ангара находятся различные мастерские по обслуживанию и ремонту авиационных двигателей, оружия, аппаратуры, парашютов и т. д.

В носовой и кормовой частях ангара имеются два гидравлических самолетоподъемника. Самолеты и вертолеты на площадку носового самолетоподъемника подаются с двух сторон, а на площадку кормового — с трех. По мнению западных специалистов, в боевых условиях при выходе из строя одного подъемника могут создаваться значительные трудности в подаче авиатехники к другому (из-за недостаточной ширины ангара).

Вертолеты со складывающимися лопастями несущего винта (ширина их в этом случае около 5 м) размещаются в ангаре параллельно по две машины. Консоли крыла самолета с вертикальным или укороченным взлетом и посадкой в отличие от палубных самолетов авианосцев не складываются, и в ангаре по ширине может размещаться только один самолет.

Подача авиационных боеприпасов из погребов осуществляется двумя элеваторами, один из которых подает боеприпасы на полетную и ангарную палубы, а второй — только на ангарную.

Противоатомная защита обеспечивается несколькими независимыми укреплениями, специальными воздушными фильтрами, системой дезактивации полетной палубы и надстройки, системой измерения уровня радиации воздушной и морской среды с автоматической сигнализацией, включающейся в случае повышения уровня радиации. Система

кондиционирования воздуха имеет семь автономных контуров, работает в тропическом климате и может обеспечивать помещения регенерированным воздухом практически без связи с атмосферой.

Корабль оборудован устройством по приему и передаче грузов на ходу в море. Грузы поступают на полетную палубу, опускаются самолетоподъемниками на ангарную палубу, откуда доставляются вилочными автопогрузчиками к двум грузовым лифтам (грузоподъемность — по 2 т) и одному конвейеру, а далее — в хранилище.

Главная энергетическая установка двухвальная, газотурбинная, размещена в двух машинных отделениях: в каждом два газотурбинных двигателя (ГТД) «Олимпус». Воздухозаборники двигателей проходят в верхней части правого и левого борта корабля. ГТД работают на трехступенчатый редуктор с гидродинамической муфтой, обеспечивающей реверс гребного вала. Гребной винт постоянного шага. ГТД могут работать одновременно и порознь, так что при необходимости можно производить их ремонт и замену на ходу в море. Все двигатели однотипные, что облегчает обслуживание и ремонт. Номенклатура и объем запчастей главной энергетической установки основаны на принципе агрегатного ремонта. В частности, по данным зарубежной печати, на корабле имеются два резервных газотурбинных двигателя.

Установка управляется из ходовой рубки, поста энергетика и живучести или из машинного отделения (в аварийной обстановке). Обычно на ходу в машинном отделении личный состав отсутствует.

Электроэнергетическая установка состоит из восьми дизель-генераторов переменного тока мощностью по 1750 кВт (трехфазный ток напряжением 450 В частотой 60 Гц).

Вооружение. Корабль типа «Инвинсibl» вооружен противолодочными вертолетами «Си Кинг» HAS.2 (максимальная взлетная масса 9525 кг, крейсерская скорость 208 км/ч, практический потолок 3050 м, дальность полета 1230 км). Каждый вертолет оснащен четырьмя противолодочными торпедами Mk 46 или четырьмя глубинными бомбами Mk 11, опускаемой гидроакустической станцией (ГАС) типа 195, РЛС AW 391. Предполагается, что ГАС будут заменены пассивными радиоакустическими буями, которые позволят более точно определять местонахождение подводных лодок. Кроме того, в этом случае вертолеты смогут действовать на большом удалении от корабля.

Крейсера вооружены также многоцелевыми самолета-

ми «Си Харриер», которые могут использоваться в вариантах истребителя, штурмовика и разведчика (однако для нанесения ударов по береговым объектам с сильной ПВО они применяться не будут).

При необходимости корабль может принимать десантно-транспортные вертолеты «Уэссекс» и десант (до 2000 человек).

Для усиления возможностей ПВО крейсер оснащен ЗРК «Си Дарт» среднего радиуса действия. С этой же целью в состав его охраны намечается включить эскадренные миноносцы УРО типа «Шеффилд», также вооруженные ЗРК «Си Дарт».

Радиоэлектронное оборудование. На корабле имеются: РЛС дальнего обнаружения воздушных целей 965, РЛС дальнего обнаружения воздушных и надводных целей и целеуказания 992 Р, две РЛС управления огнем 909, навигационная РЛС 1006, а также панорамная ГАС дальнего действия 184М, которая будет заменена ГАС 2016 после принятия ее на вооружение. Кроме того, крейсер оборудован комплексной системой связи ICS-3 и аппаратурой спутниковой связи, а также боевой информационно-управляющей системой ADAWS-6.

Дальнее радиолокационное обнаружение в интересах корабельных соединений, в состав которых будут входить крейсера типа «Инвинсибл», планируется возложить на самолеты дальнего радиолокационного обнаружения (ДРЛО) «Нимрод» берегового базирования.

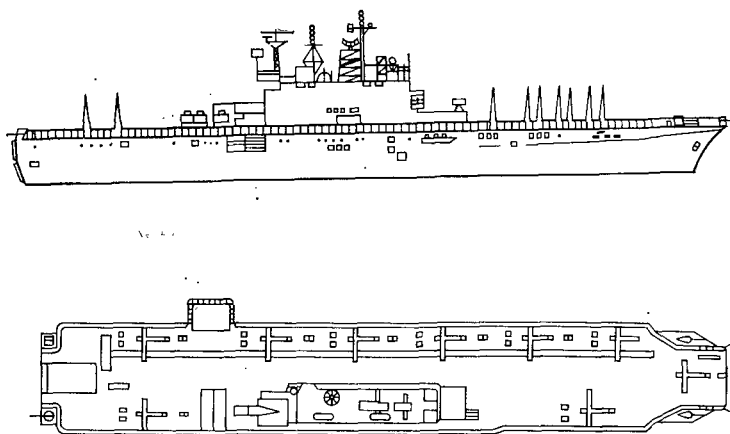


Рис. 1.12. Универсальный корабль типа «Тарава» (компоновка)

Универсальный десантный корабль типа «Тарава» (рис. 1.12) имеет полное водоизмещение 39 300 т, длину 250 м, ширину 32,5 м, ширину полетной палубы 36 м, осадку 7,9 м. Мощность энергетической установки равна 103 000 кВт, наибольшая скорость хода — 24 уз.

Паросиловая энергетическая установка состоит из двух главных паровых котлов, двух турбозубчатых агрегатов и вспомогательных механизмов. Производительность главных котлов 190,5 т/ч перегретого пара с температурой 482° С и давлением 4900 кПа.

Для улучшения маневренности во время высадки десанта и при погрузочно-разгрузочных работах корабль оснащен носовым подруливающим устройством мощностью 612 кВт. Управление паросиловой энергетической установкой, рулевым и подруливающим устройством осуществляется с пульта управления в ходовой рубке.

Корабль вооружен зенитным управляемым ракетным оружием «Си Спарроу» (две установки по восемь ракет в каждой), тремя 127-мм универсальными башенными артиллерийскими установками и шестью 20-мм автоматами, расположенными на галереях правого и левого борта вдоль полетной палубы. На корабле базируются 30 вертолетов или за счет снижения количества вертолетов — самолеты вертикального взлета и посадки.

Корпус корабля имеет восемь палуб и платформ и 1400 помещений. По правому борту на корабле установлена надстройка островного типа длиной 54,9 м, шириной 15,3 м и высотой 16,5 м с двумя дымовыми трубами и решетчатыми мачтами. Ангар расположен под полетной палубой длиной 100 м и высотой 9,7 м. В ангаре размещены вертолеты и самолеты, производится их предполетное обслуживание, снаряжение боеприпасами. Здесь же имеются колонки для заправки топливом, кислородом, сжатым воздухом и снабжения электроэнергией. На корабле предусмотрен запас авиатоплива.

Под ангарной палубой от кормового среза до кормового машинного отделения расположена док-камера длиной 81,68 м и шириной 23,77 м, в которой размещаются четыре танко-десантных катера грузоподъемностью 180 т каждый (по три 60-тонных катера) или шесть десантных катеров грузоподъемностью 35 т каждый для десантирования боевой техники. Каждый из них может перевозить средний танк или 80 морских пехотинцев с личным оружием. В носовой части корабля до первого машинного отделения рас-

положена главная палуба длиной 76 м для бронетанковой техники.

Общая десантовместимость корабля: 1703 морских пехотинца, 30 вертолетов различных типов или частично вертолетов и частично самолетов вертикального взлета и посадки, шесть десантных катеров для перевозки боевой техники и четыре танкодесантных катера.

Для быстрого приема и распределения грузов по хранилищам, погребам, а также для их погрузки на десантно-высадочные средства (вертолеты и катера) корабль оснащен системой механизации (грузовые и пассажирские лифты, ленточные транспортеры, конвейеры, автопогрузчики), которая обеспечивает погрузку (выгрузку, размещение) до 50 т грузов в час. Важной особенностью этой системы является отсутствие пересечения грузопотоков с путями движения личного состава и подвижных средств десанта.

Корабль оснащен боевой информационно-управляющей системой.

Боевое применение корабля обеспечивают радиолокационные станции обнаружения надводных целей, воздушных целей, управления полетами вертолетов и самолетов, управления огнем, радионавигационная система ТАКАН, спутниковая навигационная система, аппаратура радиоэлектронной борьбы и средства связи.

Десантно-транспортная авиагруппа может состоять из различного числа десантных и тяжелых вертолетов, вертолетов огневой поддержки или самолетов. Один из вариантов: 16 десантных вертолетов СН-46, шесть тяжелых вертолетов СН-53Е и четыре (шесть) вертолета огневой поддержки АН-1Е или самолета вертикального взлета и посадки AV-8А (или AV-8В).

Могут иметь место различные варианты использования вертолетов и десантно-высадочных средств при высадке десанта на берег. На полетной палубе корабля — девять взлетно-посадочных площадок. Одним из вариантов применения вертолетов для десантирования является: взлет шести вертолетов СН-46 с личным составом с шести взлетно-посадочных площадок, двух вертолетов СН-53Е с грузами с двух взлетно-посадочных площадок и двух вертолетов огневой поддержки АН-1Е с одной взлетно-посадочной площадки. Одновременно используются десантно-высадочные средства: восемь плавающих гусеничных бронетранспортеров и четыре танкодесантных катера. Общая численность десанта в одной десантной волне в зависимости

от вариантов 720—790 морских пехотинцев и 12 тяжелых или средних танков.

Таким образом, при применении современных универсальных кораблей половина или даже $\frac{2}{3}$ личного состава десанта доставляется на берег вертолетами, а остальной состав — плавсредствами.

Глава 2

ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

Характеристики и особенности конструкции корабельных самолетов определяются конкретным назначением их и характером решаемых боевых задач, условиями базирования и внешними воздействиями на летательный аппарат при движении корабля, взлете и посадке на палубу и боевом применении.

2.1. ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ПРИ ДВИЖЕНИИ АВИАНОСЦА, ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ ЕГО НА ПАЛУБУ КОРАБЛЯ

Окружающие условия, в которых находятся корабельный летательный аппарат и авианосец, уникальны и существенно влияют на конструкцию летательного аппарата и его систем. В силу подвижности авианосца корабельный летательный аппарат во многих случаях сталкивается почти со всеми типами погодных и внешних условий. Так, например, возможно попадание в условия температуры окружающей среды около 0°C со скоростью ветра у поверхности палубы до 65 км/ч в Северной Атлантике, в условия температуры $+30^{\circ}\text{C}$ с незначительным ветром или при полном штиле в Тонкинском заливе и во все промежуточные условия. Состояние моря может вызывать движение палубы авианосца со среднеквадратичными значениями колебаний: килевые $\pm 1...2^{\circ}$, бортовые $\pm 2...4^{\circ}$ и по высоте $\pm 1,5...2,5\text{ м}$. Погодные условия могут быть: высота облачности $50...60\text{ м}$, видимость $1,5...1,6\text{ км}$.

При переходах авианосца на нем летательные аппараты пришвартованы. В этих условиях на летательный аппарат действуют нагрузки вследствие колебания корабля при его

движении, вибрационные нагрузки от вибраций корпуса от энергетической установки авианосца. Движение вокруг центра масс корабля в первом приближении описывается гармоническим законом

$$\gamma_k = \gamma_{k \max} \sin \left(\frac{2\pi}{T_k} t + \varphi_k \right), \quad (2.1)$$

где γ_k — угол крена корабля;
 $\gamma_{k \max}$ — амплитуда бортовой качки;
 T_k — период колебания корабля по крену;
 t — текущее время;
 φ_k — фаза качки корабля по крену.

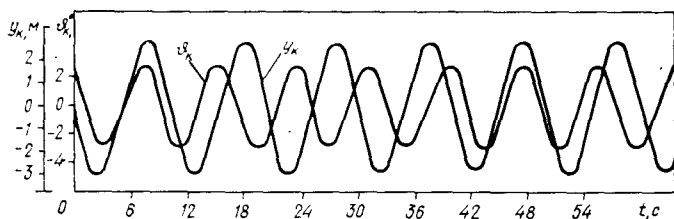


Рис. 2.1. Зависимость угла γ_k дифферента и высоты y_k движения центра масс корабля относительно их средних значений от времени

Такие же формулы для углов дифферента и рыскания корабля. На рис. 2.1 представлены зависимость угла дифферента и высоты движения центра масс корабля относительно их средних значений по времени t . Эти зависимости получены моделированием движений корабля [13]. На рис. 2.2 представлена зависимость вертикальной скоро-

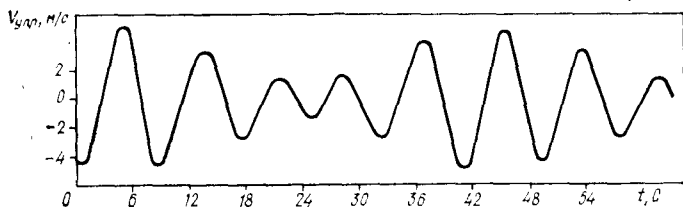


Рис. 2.2. Зависимость вертикальной скорости $V_{у.п.}$ движения конца посадочной палубы от времени t

сти движения конца посадочной палубы $V_{y \text{ п.п}}$ по времени. Очевидно, что вертикальная скорость $V_{y \text{ п.п}}$ определится:

$$V_{y \text{ п.п}} = l_{\text{к.п.п}} \dot{\psi}_{\text{к}} + \dot{y}_{\text{к}}, \quad (2.2)$$

где $l_{\text{к.п.п}}$ — удаление конца посадочной палубы от центра масс корабля.

Видим, что колебания скорости конца посадочной палубы знакопеременны, имеют неправильную, периодически повторяющуюся форму, а максимальные их амплитуды достигают 5 м/с.

Таким образом, в зависимости от места положения самолета относительно центра масс корабля на него действуют менее или более интенсивные колебания как всего корабля от движения его по волнам, так и колебания от вибраций судовых энергетических установок.

Вследствие движения корабля и при наличии ветра над палубой корабля и за кораблем образуются турбулентные вихревые потоки, которые возникают вследствие срывного обтекания кромок корабля [13]. В общем случае суммарный вектор скорости набегающего потока на корабль направлен не по оси корабля, а под некоторым углом β . В результате происходит срыв потока с носовых и боковых кромок корабля, а также с надстроек. Появляется сложная вихревая система, состоящая из нескольких (трех-четырех) вихревых жгутов больших размеров, как это видно на рис. 2.3. Здесь видим два ярко выраженных жгута, связанных со срывом потока с носовых и боковых кромок корабля, а также с кромок посадочной палубы. Кроме того, имеется вихрь за надстройкой корабля. Если рассмотреть вихревое поле потоков в сечениях вдоль палубы, то увидим различную структуру вихревого поля с большими скосами потока и с наличием восходящих и нисходящих потоков. Например, на рис. 2.4 представлено вихревое поле потоков в одном из сечений над угловой палубой. Виден ярко выраженный вихрь с интенсивным вращением потока. Кроме того, за кормой корабля продолжают оставаться зоны завихренного потока на больших расстояниях. Причем сразу за кормой корабля линии завихренного потока до ≈ 150 м направлены вниз, а с расстояния ≈ 300 м и далее — направлены вверх. Таким образом, за авианосцем имеется провал потока вниз и летательный аппарат, входя в эту зону, имеет тенденцию проваливаться.

Указанные вихревые потоки приводят к изменению воздушной скорости над палубой корабля из-за торможения

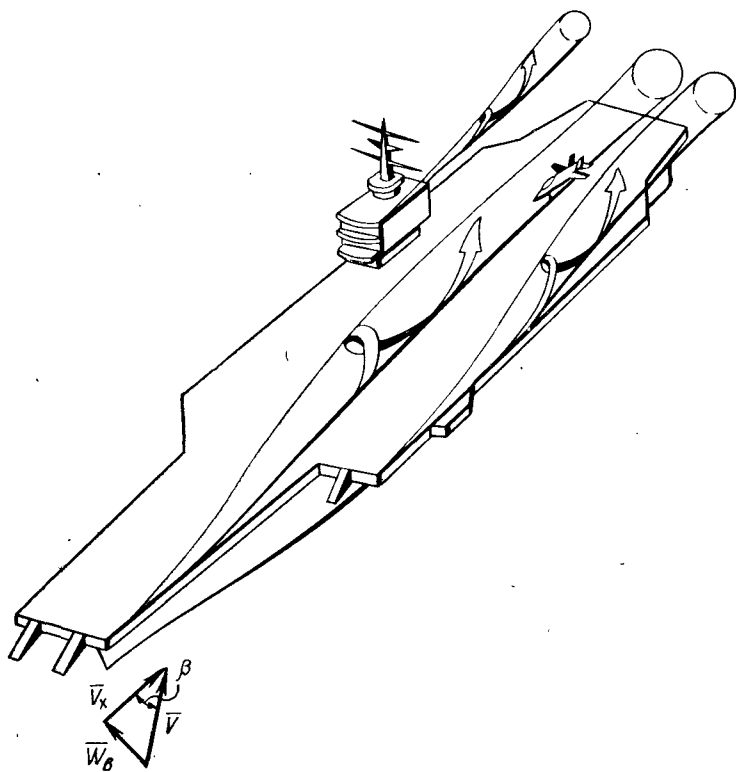


Рис. 2.3. Вихревая система потока, образующаяся при обтекании внешним потоком носовых и боковых кромок корабля

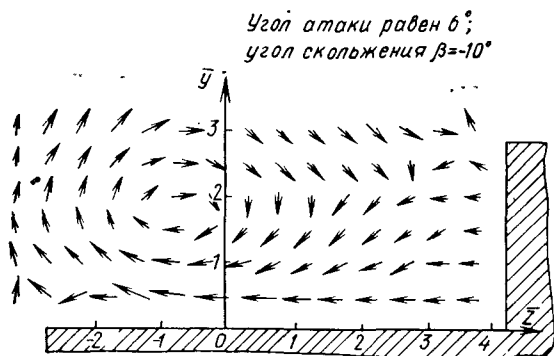


Рис. 2.4. Поле скоростей потока в одном из сечений над угловой палубой корабля длиной L ($\bar{y} = y/L$; $\bar{z} = z/L$)

потока вдоль палубы (рис. 2.5). Они приводят к изменению углов атаки и скольжения летательного аппарата и воздушной скорости потока, обтекающего летательный аппарат, что вызывает изменение действующих на него сил и моментов.

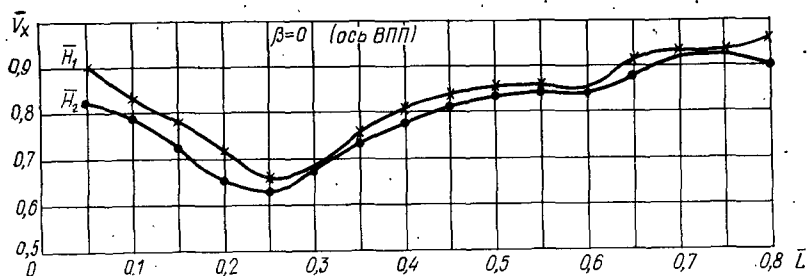
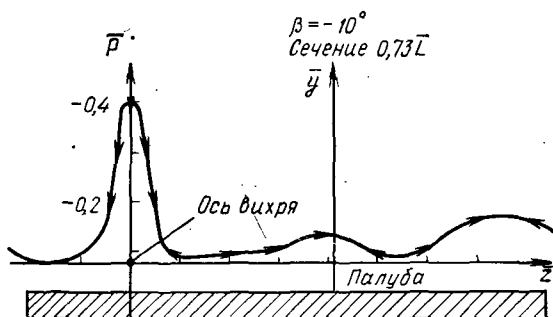


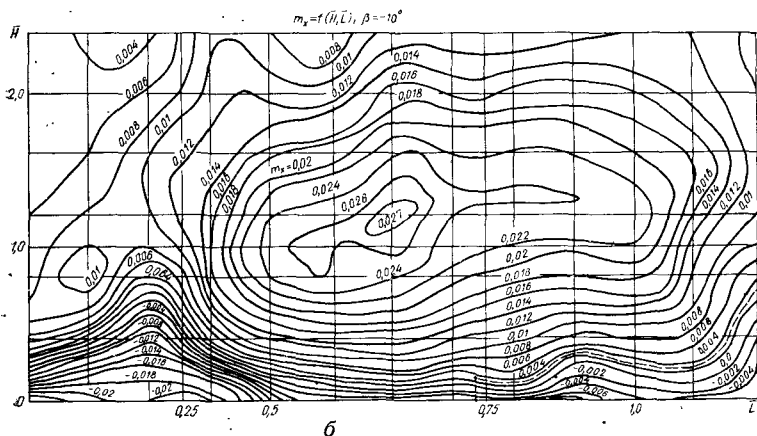
Рис. 2.5. Изменение горизонтальной составляющей скорости потока V_x над палубой корабля по длине L взлетно-посадочной полосы для разных высот H положения самолета над палубой ($\bar{H}=H/L$; $\bar{L}=l/L$, l — текущая длина)

В качестве примера на рис. 2.6, а, б и в приведены изменения относительного давления в потоке воздуха в одном из сечений над палубой корабля при угле скольжения $\beta=-10^\circ$, а также поля равновеликих значений коэффициентов моментов крена m_x и рыскания m_y вдоль полетной палубы для разных значений относительной высоты над палубой. Величины этих коэффициентов указывают на значительные возмущающие воздействия вихревых воздушных потоков над палубой корабля на летательный аппарат.

Для более детального и широкого изучения характера потоков над палубой корабля и его влияния на аэродина-



а



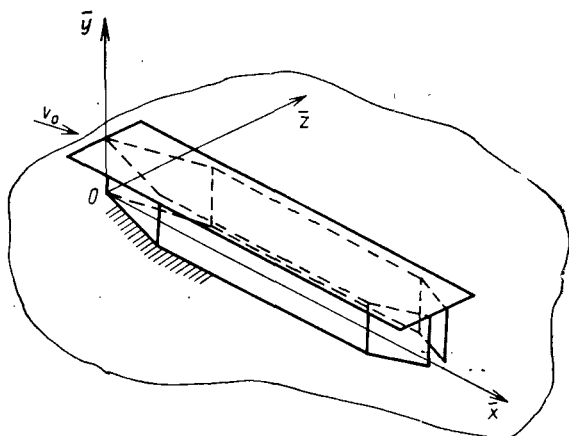


Рис. 2.7. Схематизация надводной части корабля для расчетного определения характера его обтекания

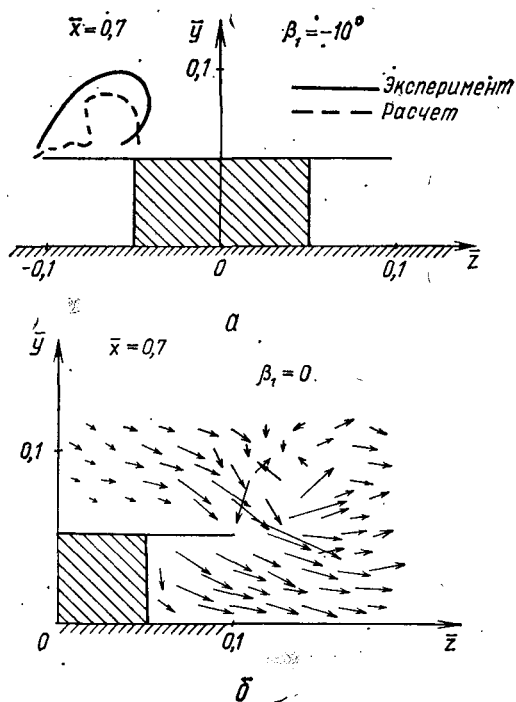


Рис. 2.8. Результаты расчета и эксперимента по определению поля скоростей в одном из сечений над палубой корабля (а) и поле скоростей в одном из сечений над палубой и у палубы корабля (б)

рис. 2.7. Результаты расчета и эксперимента вихревого потока над палубой корабля представлены на рис. 2.8, *а*, а на рис. 2.8, *б* представлено поле скоростей в одном из сечений при осевом натекании суммарного внешнего потока, полученного расчетом на ЭВМ. Из рис. 2.8, *а* видно качественное совпадение результатов моделирования и эксперимента.

Для моделирования воздействия вихревого потока на летательный аппарат последний схематизируется тремя несущими плоскостями: крылом, стабилизатором и килем. Делается допущение, что летательный аппарат, помещенный в вихревую структуру потока над палубой корабля, не оказывает влияния на эту структуру (заданное поле скоростей). Результаты расчетов с этим предположением представлены в виде зависимостей коэффициентов моментов m_x , m_y , m_z , коэффициентов подъемной и боковой сил c_y и c_z от относительной высоты \bar{H} на рис. 2.9. Относительная высота \bar{H} представляет собой отношение высоты положения летательного аппарата над палубой корабля H к корневой хорде крыла b . Здесь же приведены результаты экспериментов для m_x и m_y (точки на графиках). Оценивая полученные результаты, можно отметить следующее.

Аэродинамические коэффициенты значительно изменяются с изменением высоты нахождения летательного аппарата над палубой корабля, причем на малых высотах они не только резко падают, но и меняют знак. Например, коэффициент подъемной силы с уменьшением \bar{H} с 4 до 2 сначала резко возрастает, а с дальнейшим уменьшением \bar{H} он резко падает и на $\bar{H}=1$ принимает значительное отрицательное значение. Из приведенных результатов также следует, что расчетные и экспериментальные данные по коэффициентам моментов m_x и m_y достаточно хорошо совпадают. Последнее позволяет успешно пользоваться методикой моделирования на ЭВМ.

Для авианесущих кораблей типа «Инвинсибл» (рис. 1.10), у которых имеется трамплин для взлета самолетов вертикального и короткого взлета типа «Харриер», дополнительно к возникновению описанных вихревых потоков за счет срыва с кромок корабля имеет место вихрь за счет срыва потока с передней кромки трамплина. На рис. 2.10, *а* представлена схема трамплина, а на рис. 2.10, *б* — поле скоростей воздушного потока от передней кромки трамплина до перехода его в горизонтальную плоскость при осевом набегании потока вдоль трамплина $\beta=0$. Это поле

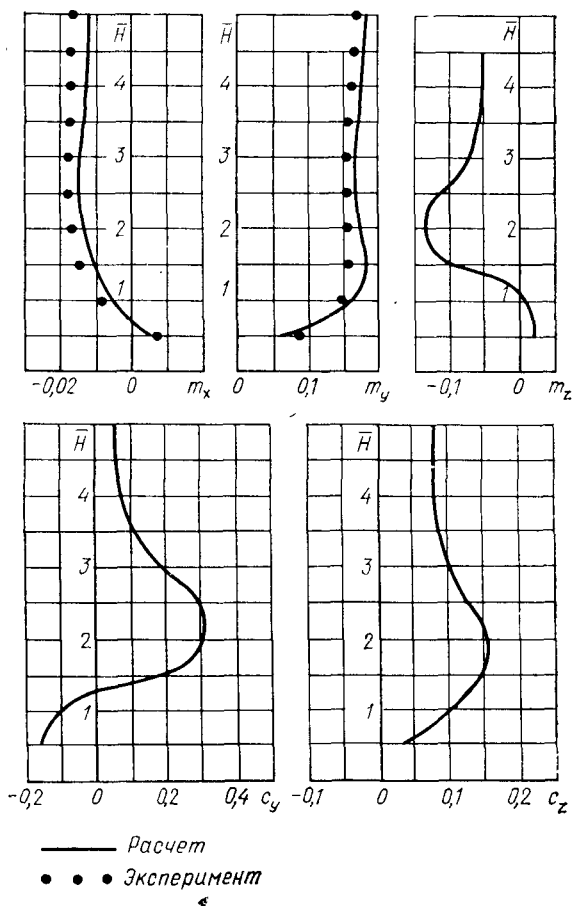
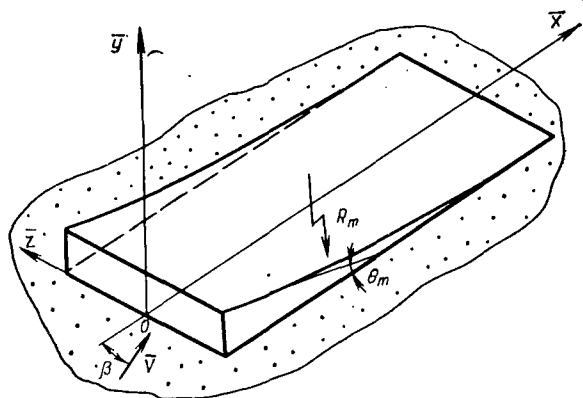


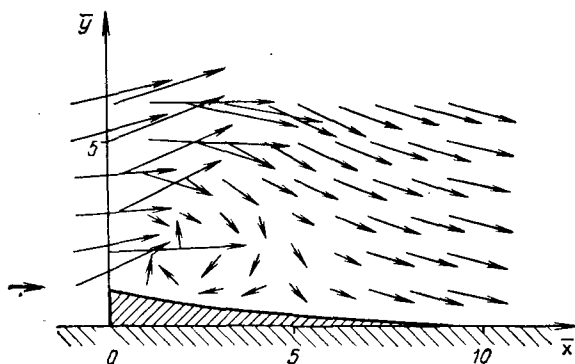
Рис. 2.9. Зависимости коэффициентов моментов, подъемной c_y и боковой c_z сил от относительной высоты положения самолета над палубой корабля

скоростей воздействует на самолет, движущийся по трамплину, а также в непосредственной близости впереди него после схода самолета с трамплина (рис.2.11). На этом рисунке представлены расчетные зависимости коэффициентов подъемной силы c_y , моментов m_x , m_y и m_z от относительной осевой координаты \bar{x} , т. е. места нахождения самолета вдоль оси трамплина для разных углов натекания внешнего потока β при трех значениях угла атаки 0° ; $2,5^\circ$ и 5° .



a

Угол атаки равен 0
Угол скольжения равен 0
 $\bar{z}=0$



b

Рис. 2.10. Характер обтекания корабля с трамплином:

a — схема трамплина (R_T — радиус трамплина, Θ_T — угол схода с трамплина); *b* — поле скоростей воздушного потока от передней кромки трамплина

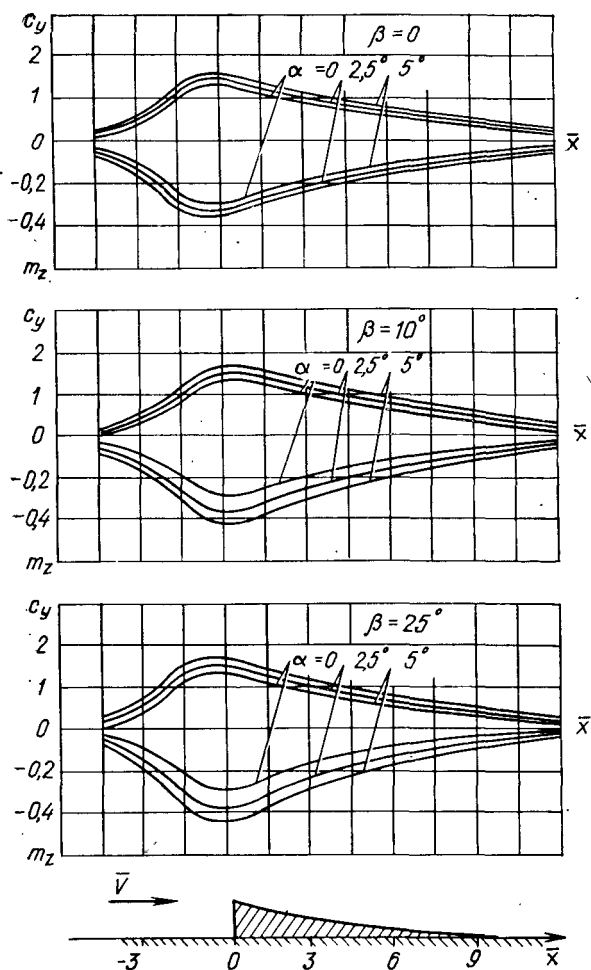
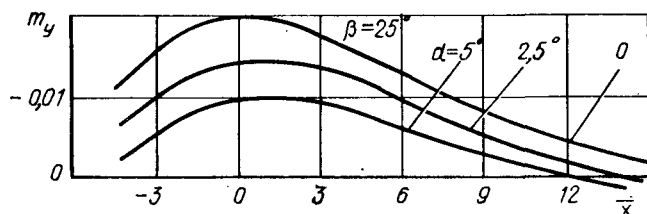
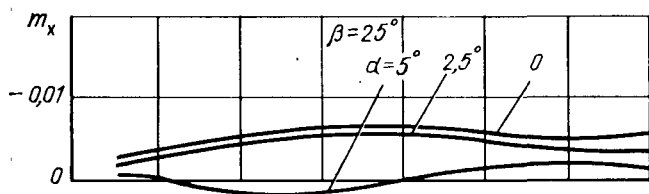
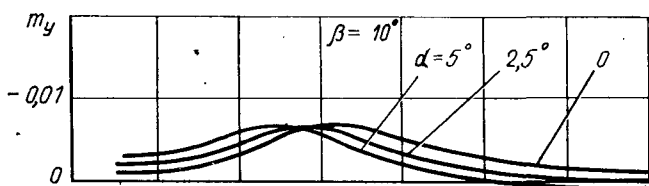
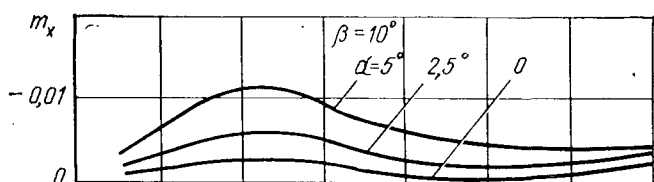


Рис. 2.11. Зависимости коэффициента подъемной силы c_y и коэффициента трапп

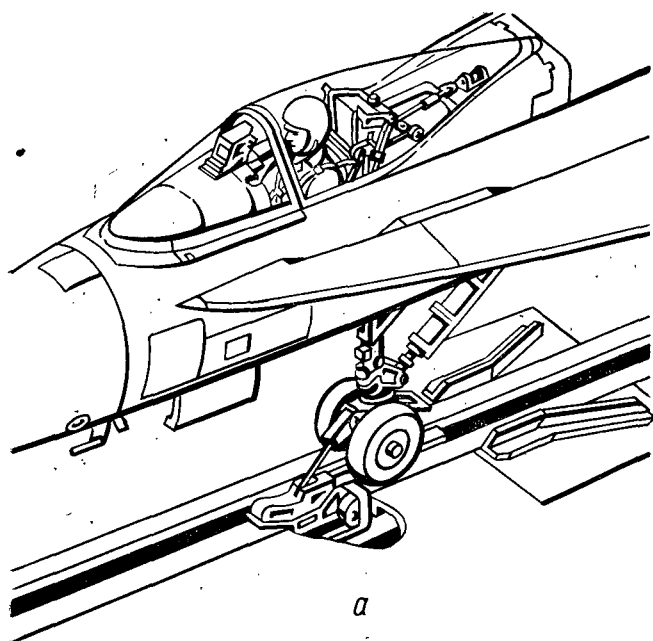


ентов m_x , m_y , m_z от относительного положения самолета вдоль оси
лина

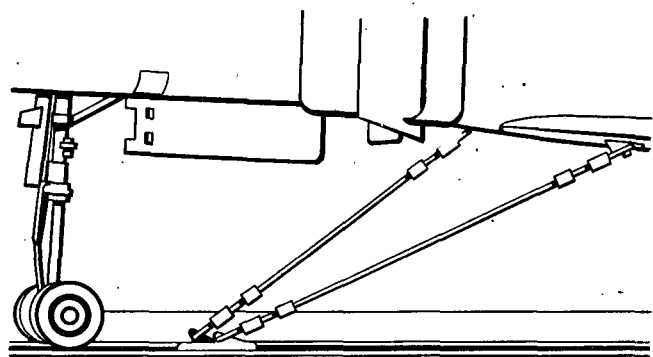
Если рассмотреть движение самолета от входа на трамплин $\bar{x}=12$, то коэффициент подъемной силы возрастает практически линейно до $\bar{x}=3$. В этой области сказывается вихрь над обрезаем трамплина. Интенсивность роста коэффициента подъемной силы начинает падать, в области $\bar{x}=0$ он достигает максимального значения и далее начинает падать. Коэффициенты моментов m_x , m_y и m_z имеют ярко выраженный нелинейный характер и в области $\bar{x}=0$ имеют экстремум.

Корабельный самолет как в конструктивном, так и функциональном отношении должен выдерживать нагрузки и перегрузки, возникающие во время катапультного старта и аэрофинишной посадки. Эти нагрузки должны выдерживать все элементы конструкции, системы и вооружения (боевая нагрузка, бортовое специальное и радиоэлектронное оборудование).

Катапультный взлет осуществляется при разных взлетных массах самолетов и массах боевой нагрузки, различных сочетаниях скорости взлета и продольных ускорений. Для обеспечения катапультного взлета в конструкции самолета имеются соответствующие устройства. При разгоне самолета катапультной челнок ее тянет за элементы фюзеляжа или стоек шасси. Для этого в конструкции самолета имеются специальные подкосы, воспринимающие усилия при катапультировании. Они располагаются либо на фюзеляже, либо на стойках шасси. На рис. 2.12, а представлен подкос самолета «Корсар», воспринимающий усилия от челнока катапульты, а на рис. 2.12, б показано крепление самолета «Фантом» к челноку катапульты с помощью бриделя (петлей стального троса). Места крепления на самолете бриделя усилены для обеспечения требуемой прочности. Все это связано с увеличением массы конструкции. При катапультном разгоне самолета челнок катапульты тянет за элементы фюзеляжа или стоек шасси под углом к направлению движения, что приводит к дополнительному нагружению стоек шасси силой P_v . Таким образом, в интересах катапультного старта на самолете появляются узлы крепления буксирного троса катапульты к самолету и соответствующие элементы усиления его конструкции, усиленные носовые и основные стойки шасси, усиления креплений боевых грузов к конструкции самолета и др. Дополнительное нагружение конструкции самолета при катапультном старте может произойти из-за асимметричного закрепления самолета относительно оси ката-



a



б

Рис. 2.12. Крепление самолетов для разгона их челноком катапульты:
a — подкос самолета «Корсар»; *б* — крепление самолета «Фантом» к челноку катапульты с помощью бриделя

пульты. При закреплении буксирного троса за носовую стойку шасси носовая стойка крепится всегда симметрично относительно оси катапульты, а основные стойки могут быть смещены максимально на 15° (рис. 2.13). Это приводит к появлению боковых нагрузок на самолет. Для снижения энергетических характеристик катапульти или повышения эффективности созданных катапульти к корабельным

Обозначения:

● — симметричное

○ — асимметричное

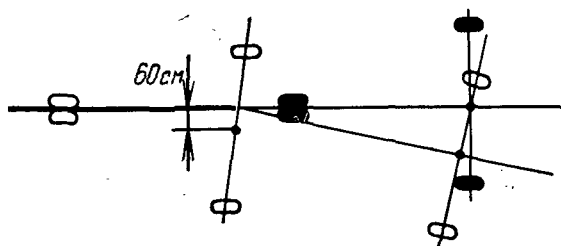


Рис. 2.13. Асимметричное закрепление самолета относительно оси катапульты

самолетам предъявляется требование улучшения взлетных свойств за счет повышения несущих свойств самолетов на взлетных режимах, применения развитой механизации, изменения длины носовой стойки шасси для достижения требуемого угла атаки на взлете (F-4 «Фантом»), поворота всего крыла для тех же целей (F-8А «Крусейдер»), повышения давления в пневматиках при полетах с авианосцев и др.

Весьма важным фактором надежности корабельных самолетов на взлете является обеспечение устойчивости работы двигателей корабельного самолета при попадании на его вход пара катапульты в процессе разгона самолета по треку катапульты. Наибольшее влияние на работу двигателя при попадании в него пара проявлялось у двухконтурных турбореактивных двигателей с большой степенью повышения давления на самолетах, воздухозаборники которых были близко расположены к треку катапульты. Имеют место или незначительные колебания давления, или

срыв в компрессоре, или выключение форсажной камеры и даже заглохание двигателя. Причинами этих явлений являются следующие три фактора: первый — неравномерный нагрев воздуха на входе в компрессор; второй — изменение свойств паровоздушной смеси по сравнению с воздухом и третий — появление водяных капелек, образующихся из перегретого пара катапульты при взаимодействии с воздухом.

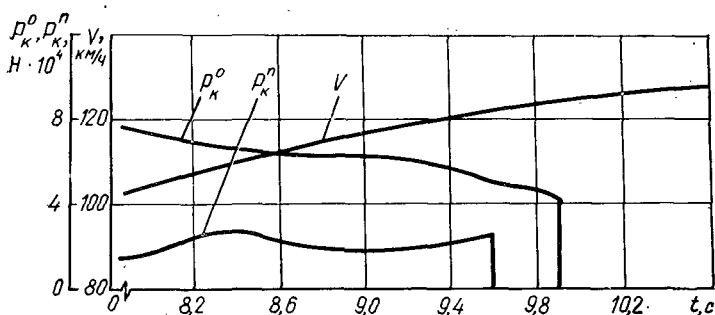


Рис. 2.14. Зависимости нагрузок на колеса передней и основных стоек шасси, скорости V от времени движения самолета по трамплину

Все это предъявляет повышенные требования к двигателям корабельных самолетов по величине запасов газодинамической устойчивости.

При трамплинном взлете вследствие движения самолета со скоростью по трамплину происходит нагрузка шасси с самого наезда на трамплин до схода самолета с него. На рис. 2.14 представлены расчетные зависимости нагрузок на колеса передней $P_k^п$ и основных P_k^0 стоек шасси от времени движения самолета t по трамплину [13]. Уже в начале движения достигается пик нагрузки на переднюю стойку шасси, далее несколько снижается и перед сходом с трамплина снова возрастает, достигая значений, близких к максимальным. Основные стойки во все время движения по трамплину постепенно разгружаются. Коэффициент нормальной перегрузки n_y при наезде самолета на трамплин возрастает на 30...35% и далее при движении по трамплину несколько увеличивается (еще на 4...5%). В момент схода самолета с трамплина исчезает реакция передней, а затем главных стоек шасси ($t=9,9$ с). Нормальная перегрузка скачкообразно уменьшается от своего мак-

симального до минимального значения, а затем медленно увеличивается до значения, соответствующего разгону самолета.

Самолет на вибрирующей палубе в общем случае является нелинейной динамической системой. Входными сигналами системы являются перемещения палубы h_k в точках контакта с самолетом (шасси самолета), а выходными — реакции опор R , нагружающие планер. Если самолет имеет трехопорную систему, то R_1 — реакция носовой опоры, R_2 — сумма реакций главных опор шасси, h_1 — перемещение палубы в точке контакта с пневматиком носовой опоры, а h_2 — в точках контакта с пневматиками главных опор. Частотный диапазон амплитудно-частотных характеристик можно разделить на следующие зоны: до-резонансную, низкочастотного резонанса, межрезонансную, высокочастотного резонанса и зарезонансную. Расчеты, выполненные И. А. Лобаревым, показывают, что на резонансную частоту амплитуды значительное влияние оказывает жесткость амортизаторов и пневматиков. Снижение жесткости амортизаторов и пневматиков в 10 раз уменьшает резонансную частоту, низкочастотного резонанса в 3..4 раза и на порядок уменьшает амплитуду низкочастотного резонанса. Существенное влияние на амплитудно-частотные характеристики динамической системы «планер — шасси» оказывают демпфирующие свойства амортизаторов.

Следовательно, при движении корабля пришвартованный самолет испытывает нагружения через вибрирующие части корабля, пневматики и стойки шасси самолета. Чрезвычайно важными являются жесткостные свойства швартовочных элементов и шасси самолета.

Посадка корабельных самолетов осуществляется с помощью аэрофинишера, и только самолеты вертикального взлета и посадки и вертолеты осуществляют посадку вертикально или с помощью специальных технических средств. Взлет, а особенно посадка самолета на палубу авианосца вынуждает использовать пневматики с высоким давлением. Например, при эксплуатации самолета «Фантом» с сухопутных аэродромов давление в его пневматиках основных стоек шасси равно 1400 кПа, в то время как при эксплуатации этого же самолета на авианосцах это давление составляет 2500 кПа. Это обусловлено большими вертикальными скоростями снижения (у самолета «Фантом» — 7 м/с), а также динамическими нагрузками при движении

по палубе в процессе торможения и разгоне по треку катапульты.

Посадки на аэрофинишер выполняются при различных сочетаниях тормозящей силы и отрицательных продольных ускорений самолета при разных массах самолета и боевой нагрузки. Могут быть посадки как с симметричным, так и асимметричным зацеплением гака самолета за аэрофинишерный трос. Предельно допустимое отклонение точки касания гака за аэрофинишер при асимметричной посадке

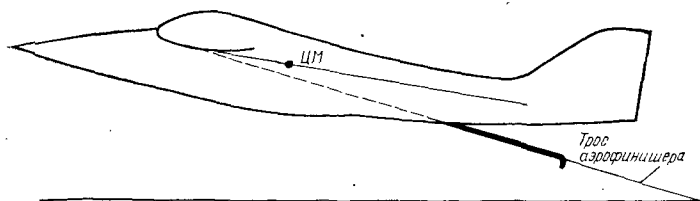


Рис. 2.15. Захват тросом аэрофинишера самолета в воздухе (не коснувшегося палубы корабля)

составляет 20% длины троса аэрофинишера над палубой, т. е. 6...7 м в зависимости от типа аэрофинишера. При симметричной посадке имеют место значительные перегрузки — до 4 g. При асимметричной посадке имеют место как перегрузки, так и возможность потери боковой и путевой устойчивости самолета на пробеге во время торможения тросом аэрофинишера. Это вызывает боковые и путевые колебания самолета. Они могут привести к касанию консолей крыла или подвешенного боевого груза о палубу и повреждению конструкции.

В процессе эксплуатации самолетов на авианосце посадка может быть выполнена при различных посадочных положениях самолета по тангажу, крену и курсу, различных скоростях снижения. Все это сказывается на нагружении конструкции самолета и аэрофинишера и учитывается при создании и испытаниях корабельных самолетов.

Особым случаем при посадке корабельных самолетов на аэрофинишер авианосца является захват троса аэрофинишера, когда самолет находится в воздухе и не коснулся пневматиками палубы корабля (рис. 2.15). Это бывает, когда летчик делает попытку исправления каких-либо ошибок путем увеличения угла тангажа на малой скорости у

самой палубы. При этом происходит рост угла тангажа и захват троса аэрофинишера до касания стойками шасси палубы авианосца. В зависимости от геометрии шасси и тормозного гака и центровки самолета результирующая тормозная сила может проходить ниже центра масс (ЦМ) самолета, создавая значительный пикирующий момент. Скорость опускания носа самолета, которая будет в момент касания носовой стойки шасси палубы авианосца, может привести к большим нагрузкам на шасси.

Задача захода на посадку и посадки на авианосец является уникальной, поскольку она обусловлена внешними условиями, характеристиками авианосца и характеристиками системы «летчик — планер — двигатель». Кроме требований прочности самолета и его элементов при посадке предъявляются весьма жесткие требования по летным характеристикам и пилотажным качествам. Для обеспечения хороших характеристик при посадке летчик должен производить точные изменения по тангажу и крену для координированного исправления ошибок по глиссаде и курсу. Важным фактором при посадке является устойчивость самолета на траектории, т. е. по скорости — тяге. Воздушная скорость должна изменяться только путем продольного управления самолетом при постоянном положении ручки управления двигателем (РУД). Требуется, чтобы самолет обладал возможностью маневрирования на постоянном режиме тяги при незначительных изменениях угла атаки и чтобы потребная тяга уменьшалась при увеличении угла атаки и увеличивалась при его уменьшении. Это дает возможность вносить необходимые исправления глиссады с помощью продольного управления, исправлять угол атаки до требуемых значений, а затем исправить тягу с помощью положения РУД. Существенно облегчает летчику пилотирование на посадке применение автомата тяги. Входными сигналами для автомата тяги являются изменения угла атаки, нормального ускорения и угла отклонения руля высоты. Они поступают в вычислительное устройство автомата тяги. Автомат тяги обеспечивает такое автоматическое изменение тяги двигателя, которое приводит к выдерживанию требуемого угла атаки — воздушной скорости в процессе маневрирования на глиссаде и по курсу.

Другим важным свойством двигателей корабельных самолетов является его приемистость от режима работы в условиях захода на посадку до максимального для обеспечения ухода на второй круг. Величина приемистости для самолетов авианосного базирования составляет 2,5 с. При

этом должно быть обеспечено продольное ускорение самолета 5,5 (км/ч)/с.

При вертикальном взлете и посадке корабельных самолетов возникает целый комплекс специфических особенностей нагружения и функционирования частей самолета, его систем и силовой установки.

При взлете СВВП возможны попадание на вход в их двигатели горячих выхлопных газов, снижение их тяги и уменьшение запасов по газодинамической устойчивости, поворот газовых струй в сторону воздухозаборников при их взаимодействии с внешним суммарным потоком воздуха над палубой (ветер + ход корабля). Уменьшение подъемной силы из-за подсасывающего действия выхлопных струй и появления обтекания самолета сверху вниз, нагружение конструкции СВВП вследствие нестационарности восходящих от палубы газовых потоков (фонтанов), появляющихся при встрече двух и более потоков газов при их ударе о палубу. Акустическое воздействие на конструкцию самолета, излучаемое выхлопными струями СВВП при их взаимодействии друг с другом и препятствием, которым является палуба корабля.

При посадке СВВП возможны значительные нагружения шасси и всей конструкции самолета из-за посадки с креном (либо самолет имеет угол крена, либо палуба вследствие бортовой качки подходит к шасси самолета под углом) и из-за посадки при движении палубы вверх на волне.

Особенностью корабельных самолетов любых типов является эксплуатация их в условиях среды, интенсивно воздействующей на конструкцию в виде коррозии. На самолет и любые его части — двигатель, вооружение и оборудование воздействуют брызги морской воды, мельчайшая водяная пыль, которая проникает во все открытые в той или иной степени места, влажность окружающей атмосферы, возможность обледенения.

Назначение корабельных самолетов, выполняемые ими боевые задачи, приведенные условия базирования, внешние воздействия на летательный аппарат при движении корабля, взлете и посадке на палубу и определяют характеристики и особенности конструкции корабельных самолетов.

2.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ КАТАПУЛЬТНОГО ВЗЛЕТА И АЭРОФИНИШЕРНОЙ ПОСАДКИ

Особенности базирования на авианосцах, осуществление катапультирования взлета и аэрофинишной посадки и целевое предназначение оказывают основное влияние на характеристики и конструкцию корабельных самолетов.

В состав авиакрыла, базирующегося на современных авианосцах, входят: истребители, штурмовики, истребители-бомбардировщики, противолодочные самолеты и вертолеты, самолеты РТР и РЭБ, самолеты дальнего радиолокационного обнаружения, заправщики.

К корабельным истребителям предъявляются высокие требования как по взлетно-посадочным характеристикам, так и особенно по маневренным свойствам. Компонировка истребителя определяется желанием обеспечить наилучшее сочетание крыла, фюзеляжа, оперения и силовой установки, чтобы достичь высокой маневренности в бою, минимальных значений взлетной и посадочной скоростей; так расположить воздухозаборники, чтобы иметь наиболее высокие их характеристики при маневрах, выбрать геометрию хвостового оперения и расположить его наилучшим образом для согласования с полем скоростей на больших углах атаки. По таким принципам созданы наиболее современные иностранные корабельные истребители F-14 и F/A-18.

Истребитель F-14 «Томкэт» — основной корабельный самолет этого типа предназначен для замены самолетов «Фантом» и может выполнять функции:

1. Истребителя сопровождения и завоевания превосходства в воздухе. Это главное предназначение, под которое определялись компоновка, геометрические размеры и масса самолета. Для этой цели определены радиус действия 800 км, ведение боя в течение 2 мин на средних высотах на форсажных режимах работы двигателя и состав вооружения: встроенная пушка и четыре управляемых ракеты типа «Спарроу».

2. Истребителя противовоздушной обороны. Для этой цели самолет должен осуществлять патрулирование на расстоянии 300 км в течение 2 ч с подвесными топливными баками и шестью управляемыми ракетами дальнего действия типа «Феникс».

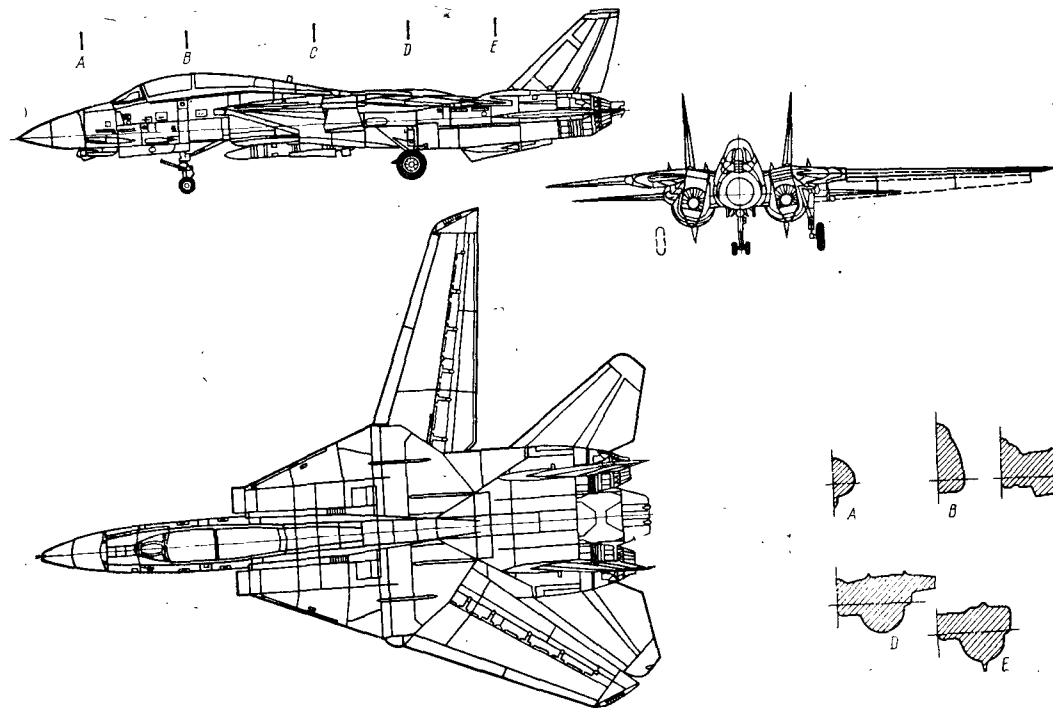


Рис. 2.16. Корабельный истребитель F-14 «Томкэт»

3. Ударного самолета по наземным и надводным целям с бомбовой нагрузкой 6570 кг и двумя управляемыми ракетами «воздух — воздух» типа «Сайдвиндер» для защиты от нападения истребителей.

Для обеспечения выполнения многообразия задач, возлагаемых на самолет, удовлетворения противоречивых требований: большой дальности полета, высокой маневренности и больших скоростей полета ($M > 2$) принята схема самолета с крылом изменяемой (в полете) стреловидности, применено мощное вооружение и сложное оборудование. Все это обусловило его большую массу. В целях обеспечения безопасности полета применены два двигателя, а сложное электронное оборудование системы навигации и управления при боевом применении потребовало двух членов экипажа.

Самолет F-14 (рис. 2.16) выполнен по схеме среднеплана с крылом изменяемой в полете стреловидности с управляемым горизонтальным оперением и двухкилевым вертикальным оперением. Диапазон углов стреловидности крыла в полете $20 \dots 68^\circ$. Основными требованиями при выборе формы и параметров крыла являлись: минимальное смещение фокуса при изменении стреловидности для уменьшения потерь на балансировку и обеспечение высоких маневренных характеристик при боевом применении, а также приемлемые размеры для размещения на авианосце. Непрерывное изменение угла стреловидности крыла обеспечивает получение максимального качества в любых условиях полета, т. е. достижения изменения качества по огибающей максимальных величин качества на данном угле стреловидности при изменении числа M полета, как это показано на рис. 2.17. Установка углов стреловидности крыла осуществляется автоматически для достижения максимальных маневренных характеристик. Возможна также установка любого требуемого угла стреловидности крыла вручную летчиком из кабины в указанном диапазоне. При размещении самолета на авианосце угол стреловидности крыла увеличивается до 75° в целях уменьшения размеров самолета по размаху. В этом случае происходит перекрытие плоскостями крыльев поверхностей стабилизатора.

Особенностью компоновки самолета является применение небольших поверхностей треугольной формы в плане, выдвигающихся из носовой части неподвижного центроплана крыла (рис. 2.18). Эти поверхности применяются для создания подъемной силы дополнительно к подъемной силе крыла, но эта сила расположена впереди центра масс

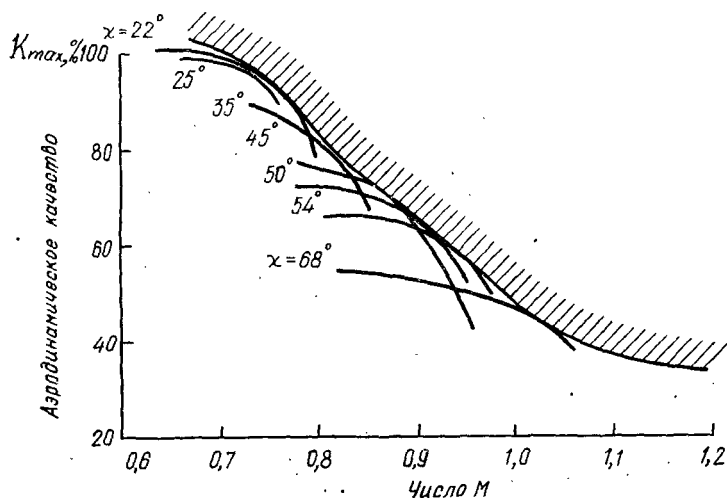


Рис. 2.17. Изменение величины качества для данных углов стреловидности при изменении числа M полета

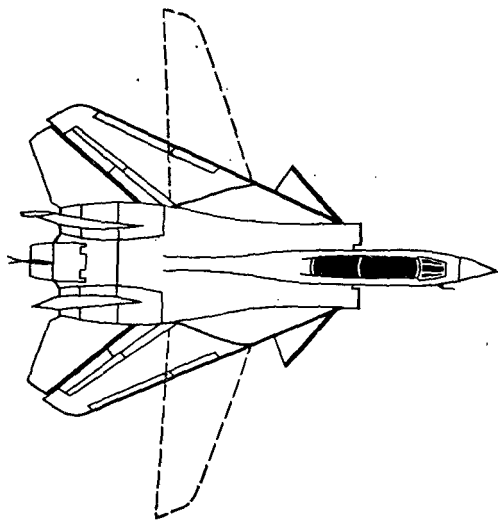
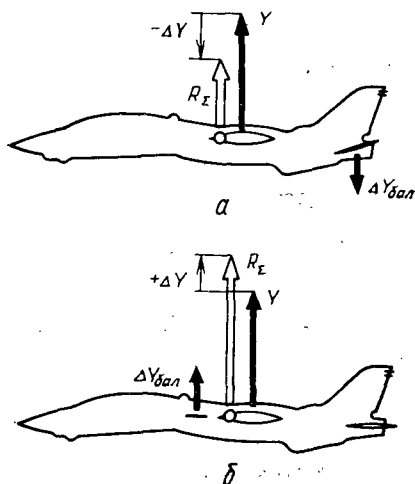


Рис. 2.18. Небольшие поверхности треугольной формы в плане, выдвигающиеся из неподвижной части центроплана

самолета. Это положение дополнительной подъемной силы (впереди ЦМ самолета) крайне желательно из соображений обеспечения требуемых моментных характеристик, которые определяют его устойчивость и управляемость. Для продольных моментных характеристик типичным негативным свойством является резкое и значительное смещение фокуса самолета (точки приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки) при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета и при значительном увеличении угла атаки, когда на несущих поверхностях самолета появляются срывы потока. Вследствие перемещения фокуса назад от центра тяжести самолета появляются большие пикирующие моменты. Выдвижение небольших поверхностей в носовой части центроплана крыла впереди ЦМ самолета компенсирует пикирующий момент, т. е. балансирует возникающие моменты, особенно при переходе на сверхзвуковые скорости полета. Обычно эти поверхности убраны в носовую часть неподвижного крыла, а в зависимости от скорости и высоты полета они выдвигаются максимально на угол 15° . Кроме целей балансировки самолета при переходе на сверхзвуковые скорости полета эти поверхности служат для получения дополнительной подъемной силы $\Delta Y_{\text{бал}}$ при боевом маневрировании. Если бы не было этих поверхностей, то при смещении фокуса самолета назад для балансировки пикирующего момента от подъемной силы крыла стабилизатор отклонялся бы вниз на отрицательные углы (рис. 2.19), в



результате чего подъемная сила $\Delta Y_{\text{бал}}$ была бы противоположной подъемной силе крыла Y и суммарная сила R_Σ , искривляющая траекторию движения самолета на маневре, уменьшилась на вели-

Рис. 2.19. Изменение подъемной силы при балансировке без выдвигающихся поверхностей (а) и с выдвигающимися поверхностями (б)

чину отрицательной подъемной силы стабилизатора. При выдвижении передних поверхностей этого не требуется, так как они балансируют самолет и в результате имеется большая величина силы для выполнения маневра. Выдвигающиеся поверхности приводят к снижению изгибающего момента, действующего на конструкцию самолета, в том числе изгибающего момента, воспринимающего шарнирами

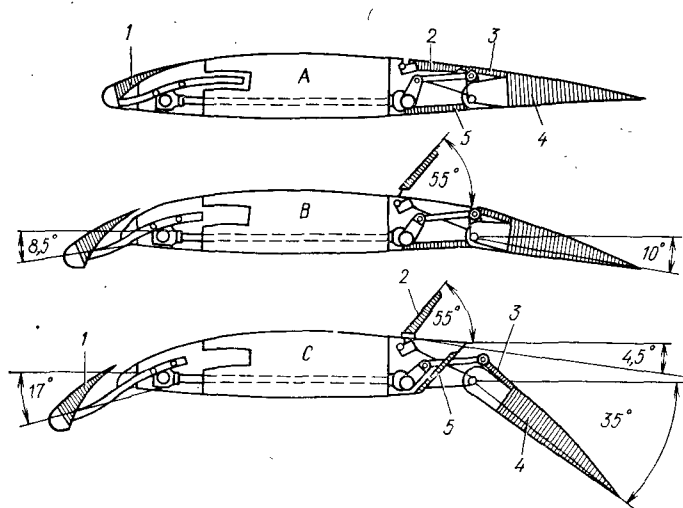


Рис. 2.20. Отклонение предкрылков и закрылков на различных режимах полета:

A — полет с большой скоростью; *B* — боевое маневрирование; *C* — взлет и посадка; 1 — предкрылок (носик крыла); 2 — интерцентр; 3 — верхняя панель закрывания щели; 4 — щелевой закрылок; 5 — нижняя панель закрывания щели

крыла. Таким образом, эти выдвижные поверхности имеют многоцелевое назначение. Они выдвигаются совместно с изменением стреловидности крыла и выпуском предкрылков и закрылков.

Крыло по всему размаху оборудовано предкрылками и простыми щелевыми закрылками (рис. 2.16). Предкрылки и закрылки отклоняются на взлете, посадке и в полете при выполнении маневров. Максимальный угол отклонения предкрылков — 17° , закрылков — 35° . Предкрылки на каждой консоли крыла разделены на две секции, а закрылки — на три секции: две основные (средняя и внешняя) и одну вспомогательную (внутреннюю). При различных режимах

полета предкрылки и закрылки отклоняются на различные углы (рис. 2.20). При полете на больших скоростях во всем диапазоне изменения углов стреловидности крыла предкрылки и закрылки находятся в нулевом положении (не отклонены). При полете на скоростях осуществления боевых маневров предкрылки отклоняются на $8^{\circ}30'$, а закрылки — на 10° на углах стреловидности крыла 20° .. 57° . На взлете и посадке предкрылки отклонены на 17° , а закрылки на 35° при угле стреловидности крыла 20° . На каждой консоли крыла установлены четырехсекционные интерцепторы. Они расположены впереди закрылков по всему размаху крыла и могут отклоняться на угол до 55° . Интерцепторы служат для управления самолетом по крену, так как элероны на самолете отсутствуют. Управление самолетом с помощью интерцепторов совместно с дифференциальным отклонением стабилизатора осуществляется до углов стреловидности крыла 55° . При больших углах стреловидности крыла управление самолетом по крену осуществляется только дифференциальным отклонением консолей стабилизатора. Кроме того, интерцепторы служат для непосредственного управления подъемной силой при посадке самолета, выполняя также роль воздушных тормозов на посадке.

Таким образом, для управления полетом самолета применяются: переменная стреловидность крыла, выдвигающиеся поверхности в носовой части неподвижного крыла, предкрылки и закрылки, интерцепторы, подвижный (в том числе дифференциально) стабилизатор и рули направления двухкилевого вертикального оперения. На различных режимах полета осуществляется совместная работа механизации крыла и всех органов управления самолетом.

На режиме взлета и полета с малой скоростью угол стреловидности крыла — 20° . Все три секции закрылков отклонены на 35° , а предкрылки отклонены на 17° . Для управления по крену используются все секции интерцепторов с возможностью их отклонения до 55° и дифференциальное отклонение стабилизатора. При угле стреловидности крыла более 22° на дозвуковой скорости полета вспомогательная (внутренняя) секция закрылков не отклоняется, так как корневая часть консоли крыла начинает входить внутрь неподвижной части крыла. Управление по курсу осуществляется рулями направления, кинематически связанными с системой управления по крену. Управление по тангажу осуществляется поворотом (одновременным) подвижного стабилизатора.

На режиме боевого маневрирования угол стреловидности крыла $20...57^\circ$. Две секции закрылков (средняя и внешняя) отклонены на угол 10° , а внутренняя находится в нейтральном (нулевом) положении. Предкрылки отклонены на угол $8^\circ30'$. Выдвигающиеся поверхности повернуты на 5° в диапазоне углов стреловидности крыла $20...35^\circ$, а на углах стреловидности более 35° — на максимальный угол 15° . Управление по крену осуществляется дифференциальным отклонением стабилизатора и всеми секциями интерцепторов. При угле стреловидности крыла более 55° для управления по крену используется только отклонение консолей стабилизатора. Отклонение основных секций закрылков и предкрылков и выдвижение дополнительных передних треугольных поверхностей управляются вычислителем.

На режиме полета с большой скоростью (сверхзвуковые скорости полета) угол стреловидности крыла 68° . Управление по крену осуществляется только дифференциальным управлением стабилизатора. Передние треугольные поверхности выдвигаются автоматически до угла 15° по линейному закону по скорости полета.

На режиме захода на посадку и посадке угол стреловидности крыла 20° . Все секции закрылков отклонены на угол 35° , предкрылки отклонены на угол 17° . Все секции интерцепторов могут использоваться для управления величиной подъемной силы, т. е. в этом случае они могут отклоняться одновременно на обеих плоскостях крыла. Воздушные тормоза используются для управления траекторией движения самолета на посадке.

Воздушные тормоза расположены на верхней и нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа самолета между выходными соплами двигателей. Они применяются для торможения самолета при боевом маневрировании, для управления траекторией при бомбометании и заходе на посадку. Совместное отклонение нижней и верхней панелей воздушных тормозов практически не изменяет балансировки самолета. На посадке для обеспечения необходимого расстояния нижних точек самолета от палубы (чтобы не было удара о палубу хвостовой частью самолета) предусмотрена блокировка выпуска нижней панели воздушного тормоза в целях ограничения его поворота при выпуске шасси самолета.

Горизонтальное оперение имеет угол стреловидности 51° и отклоняется в диапазоне углов $+14...-35^\circ$.

Двухкилевое вертикальное оперение выбрано из соображений эффективности работы на больших углах атаки в зоне возмущенного вихревого потока и соображений размещения самолета на авианосце, чтобы не требовалось их складывания. Кили со стреловидностью 47° разнесены на 3,25 м и имеют угол развала 5° от вертикальной плоскости наружу. Рули направления отклоняются симметрично в обе стороны на угол $\pm 30^\circ$.

Фюзеляж самолета имеет сложную конфигурацию (рис. 2.16). В зоне носовой части — круговое сечение *A*, в зоне кабины экипажа — грушевидное сечение *B*. Далее за воздухозаборниками (*C*, *D*, *E*) — сечения сложной формы с выступающими вниз мотогондолами. Фюзеляж состоит из трех частей (секций). В передней расположены кабина экипажа и передняя стойка шасси, к этой части крепятся воздухозаборники и корневые наплывы крыла. В средней части — центральная балка крыла и топливный бак центральной части фюзеляжа. К ней крепятся мотогондолы, основные стойки шасси и неподвижная часть крыла. К хвостовой части фюзеляжа крепятся хвостовые части мотогондол, хвостовое оперение (стабилизатор и два киля), верхний и нижний воздушные тормоза, поворотный задерживающий крюк (гак) для торможения самолета аэрофинишером при посадке на авианосец.

Характерной особенностью самолета являются две входящие в конструкцию фюзеляжа двигательные гондолы, которые начинаются с воздухозаборников и заканчиваются хвостовыми частями, в которых расположены регулируемые створки выходных сопел двигателей. Движение воздуха от воздухозаборников до выходной части сопла осевое (без поворотов). Это во многом предопределяет конфигурацию и площадь поперечного сечения фюзеляжа. Фюзеляж имеет балочную конструкцию с коваными шпангоутами. Он выполнен из титановых сплавов.

Одним из важнейших элементов конструкции самолета с крылом изменяемой в полете стреловидности является центральная поперечная балка, на которой установлены шарниры поворотных консолей крыла. Консоли крыла передают на балку большие изгибающие и крутящие моменты. К балке крепятся элементы фюзеляжа, гондолы двигателей, поэтому она должна быть исключительно жесткой, прочной и надежной. Размеры и форма центральной поперечной балки выбраны из условия минимума продольного момента и улучшения аэродинамики. В целях достижения меньших значений продольного момента при изменении

стреловидности крыла на больших высотах полета и интенсивном маневрировании определено положение шарниров консолей крыла, что и предопределило длину центральной поперечной балки 6700 мм, высоту 355 мм и ширину 838—914 мм. Балка расположена в зоне максимального поперечного сечения самолета. Для обеспечения правила площадей и снижения сопротивления потребовалось иметь V-образное сечение этой балки. Эта балка используется также для размещения топливных баков. Конструкция центральной поперечной балки состоит из 33 механически обработанных деталей. Применение болтовых соединений привело бы к значительному увеличению массы и проблеме использования полезного объема для размещения топлива. Это потребовало применения новых конструктивных материалов и новых технологических процессов. В результате была выбрана схема балки в виде открытого кессона (рис. 2.21), изготовленная методом электронно-лучевой сварки из титана. На рис. 2.21 показаны центральная поперечная балка и типы применяемых сварных соединений. Для изготовления этой балки требуется 70 отдельных сварных операций, из них 57 бессосных соединений встык. Остальные соединения внапуск или угловые. Из титановых сплавов изготавливаются верхняя и нижняя обшивки крыла. Титан используется в конструкции воздухозаборников, панелей хвостовой части фюзеляжа и трубопроводах гидросистемы. В массе конструкции титан занимает 24 %, алюминиевые сплавы — 39 %, сталь — 17 %, синтетические материалы — 20 %.

Одной из наиболее ответственных конструкций явилась конструкция шарниров поворота консолей крыла. Механизм шарнира поворота консоли крыла состоит из двух кольцеобразных сферических подшипников. Шарнир изготовлен из титанового сплава с покрытием из тефлона. Шарнир крепится к кессонной поперечной балке болтами. Поворотные консоли крыла выполнены по двухлонжеронной схеме. Стрингеры и нервюры из дюралю. Стабилизатор и кили также имеют двухлонжеронную конструкцию, но с многослойной обшивкой. Предкрылки, закрылки, интерцепторы и рули направления имеют многослойную обшивку.

Шасси трехстоечное. Все стойки шасси убираются вперед. Передняя стойка со спаренными колесами убирается в нишу, расположенную под кабиной экипажа. Главные стойки имеют одинарные колеса. Они крепятся и убираются в околوفюзеляжные неподвижные части крыла. Для

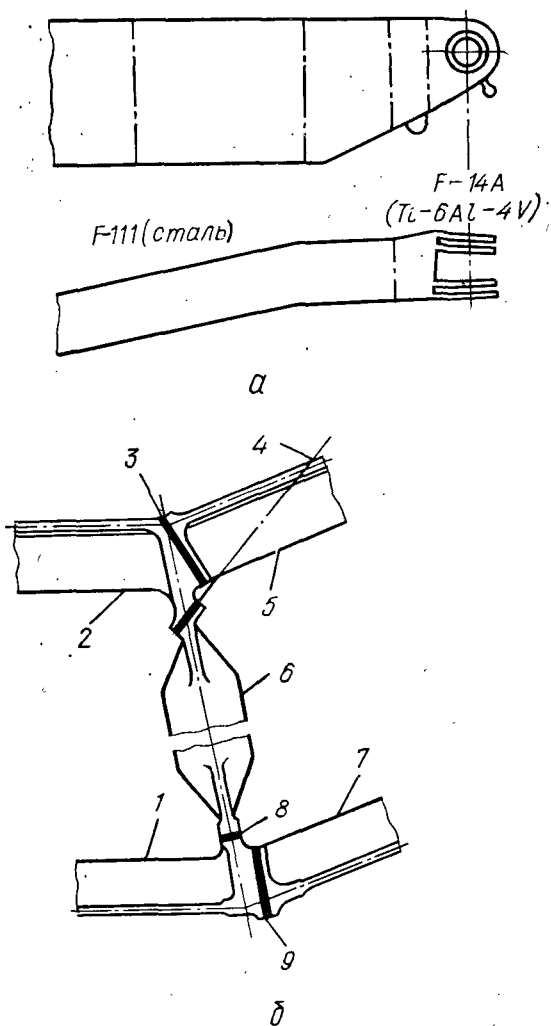


Рис. 2.21. Центральная поперечная балка (а) самолета F-14 и типы применяемых сварных соединений (б):

1, 7 — нижняя обшивка; 2, 5 — верхняя обшивка; 3, 4, 8, 9 — швы сварных соединений; 6 — центральная нервюра

этого во время уборки колеса поворачиваются относительно стойки, занимая почти горизонтальное положение. К передней стойке шасси крепится подкос для присоединения самолета к челноку катапульты на авианосце (рис. 2.16). К хвостовой части фюзеляжа крепится убирающийся крюк (гак) для захвата троса аэрофинишера при посадке и торможения самолета с его помощью на палубе авианосца.

Силовая установка самолета состоит из двух двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) TF 30-P-412 фирмы «Пратт-Уитни» с тягой по 93 кН. Удельный расход топлива на форсажном режиме равен

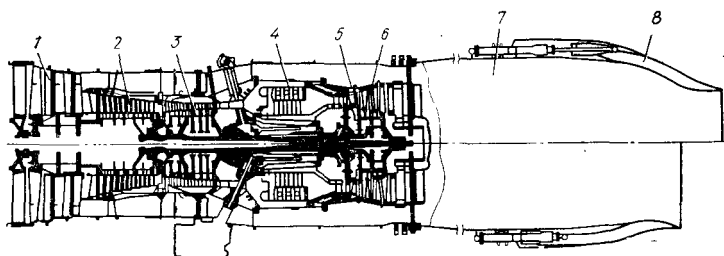


Рис. 2.22. Конструктивная схема двигателя TF30-P-412 самолета F-14:
1 — вентилятор; 2 — компрессор низкого давления; 3 — компрессор высокого давления; 4 — камера сгорания; 5 — турбина высокого давления; 6 — турбина низкого давления; 7 — форсажная камера; 8 — реактивное сопло

0,245 кг/(Н·ч), суммарный расход воздуха — 116 кг/с, степень двухконтурности — 0,91, суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре — 18,6, степень повышения давления воздуха в вентиляторе — 2,1...2,2, температура газов перед турбиной — 1533 К, масса двигателя — 1800 кг, максимальный диаметр — 1288 мм. Схема двигателя представлена на рис. 2.22. Вентилятор 1 — трехступенчатый с нерегулируемым направляющим аппаратом. Лопатки входного направляющего аппарата обогреваются горячим воздухом, отбираемым от компрессора. Вентилятор изготовлен из титановых сплавов. Лопатки рабочего колеса третьей ступени вентилятора изготовлены из бор-алюминиевого композиционного материала. В результате этого масса рабочего колеса уменьшилась на 36% по сравнению с таким же колесом из титанового сплава. Рабочие лопатки всех трех ступеней вентилятора имеют антивибрационные полки. Замки рабочих лопаток вентилятора — типа «ласточкин хвост».

Компрессор низкого давления 2 — шестиступенчатый, конструктивно объединен в один узел с вентилятором. Они оба на одном валу и приводятся во вращение трехступенчатой турбиной низкого давления. Направляющие и рабочие лопатки первых двух ступеней выполнены наклонными (по потоку). Это повысило КПД компрессора вследствие уменьшения отрыва пограничного слоя. Все элементы компрессора низкого давления выполнены из титанового сплава. Лопатки направляющих аппаратов выполнены из стали.

Компрессор высокого давления 3 — семиступенчатый. Его элементы выполнены из никелевых сплавов. В этом компрессоре имеются клапаны перепуска воздуха во внешний контур, которые применяются при запуске двигателя и выходе на стационарные рабочие режимы.

Камера сгорания 4 — трубчато-кольцевая с восемью малодымными жаровыми трубами. Каждая из жаровых труб во фронтальной части имеет по четыре горелки с двухканальными форсунками. Жаровые трубы двухстенной конструкции с ребристыми стенками, между которыми образуются продольные каналы для протока охлаждающего воздуха. Такая конструкция повышает эффективность охлаждения (снижается расход охлаждающего воздуха на 50%) и обеспечивает повышение прочности жаровых труб. Вследствие этого их масса уменьшена на 20%.

Турбина высокого давления 5 — одноступенчатая, высоконагруженная. Лопатки соплового аппарата отлиты из кобальтового сплава с направленной кристаллизацией. Конвективно-пленочное охлаждение лопаток соплового аппарата обеспечивает их надежную работу при высоких температурах газа перед турбиной. Рабочие лопатки турбины изготовлены из никелевого сплава с направленной кристаллизацией. Лопатки рабочего колеса безбандажные, охлаждаемые воздухом.

Турбина низкого давления 6 — трехступенчатая, рабочие лопатки первой ступени имеют систему воздушного охлаждения. Сопловые лопатки этой ступени также охлаждаются воздухом.

Форсажная камера 7 — со смешением потоков первого и второго контуров. Камера имеет 5 кольцевых зон горения с широким диапазоном регулирования. Система регулирования форсажной камеры обеспечивает широкие пределы изменения степени форсирования путем последовательно (зонного) включения или выключения подачи топлива в коллекторы. Применение различных сочетаний зон горе-

ния обеспечивает плавное изменение тяги на форсажных режимах от 20 до 100% прироста тяги. Топливная система форсажной камеры состоит из 7 кольцевых топливных коллекторов со струйными форсунками. Выходное реактивное сопло 8 — регулируемое.

Основная коробка передач привода агрегатов расположена под компрессором и приводится от ротора высокого давления через коническую передачу. На коробке передач расположены приводы к топливным и масляному насосам, стартеру, гидронасосам и другим агрегатам.

Система регулирования гидромеханическая. Система ограничения максимальной температуры газов перед турбиной состоит из датчика температуры и электронного регулятора (ограничителя), сравнивающего замеренную температуру с наперед заданным предельным ее значением. Когда замеренная температура превосходит заданное значение, происходит уменьшение подачи топлива и соответственно снижение температуры газов.

Для запуска на этом двигателе применен воздушный турбостартер, расположенный на коробке передач.

В силовой установке самолета F-14 применены относительно простые боковые воздухозаборники с внешним сжатием и горизонтальными подвижными панелями для их регулирования. Верхняя острая кромка воздухозаборника выдвинута вперед и расположена в носовой части неподвижной части крыла (наплыва). Воздухозаборники выдвинуты вперед для избежания влияния крыла. Воздухозаборники расположены на некотором расстоянии (178 мм) от фюзеляжа, создавая сравнительно большую щель для отвода пограничного слоя, образовавшегося на носовой части фюзеляжа (рис. 2.23). Продольные плоскости симмет-

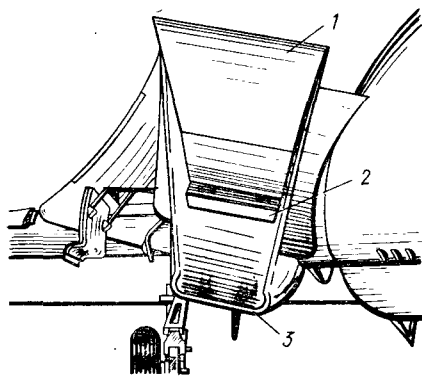


Рис. 2.23. Воздухозаборник самолета F-14:

1 — верхняя острая кромка;
2 — подвижная панель; 3 —
нижняя губа воздухозаборника

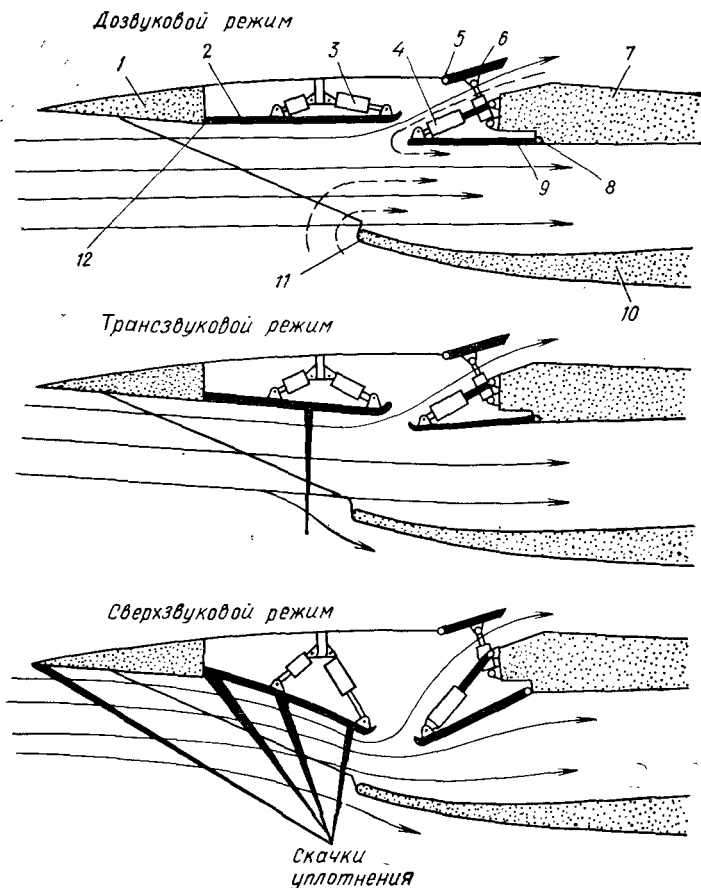


Рис. 2.24. Схема воздухозаборника и его регулирования:

1 — верхняя носовая часть; 2, 6, 9 — подвижные панели; 3, 4 — силовые цилиндры; 5, 8, 12 — оси вращения панелей; 7 — неподвижная верхняя часть воздухозаборника; 10 — нижняя часть воздухозаборника; 11 — нижняя губа

рии воздухозаборников имеют наклон относительно плоскости симметрии самолета в сторону фюзеляжа. Такие воздухозаборники имеют хорошую эффективность на маневренных истребителях. Они имеют высокие значения восстановления полного давления в широком диапазоне скоростей и на больших углах атаки.

Схема воздухозаборника и его регулирования представлена на рис. 2.24. Верхняя носовая часть 1 с передней острой кромкой неподвижна и вписывается в конструкцию

крыла. Неподвижны верхняя часть воздухозаборника 7, нижняя губа 11 и нижняя часть воздухозаборника 10. Для регулирования воздухозаборника применены три подвижные панели 2, 6 и 9. Горизонтальные панели регулирования воздухозаборников вращаются относительно осей 5, 8 и 12 с помощью силовых цилиндров 3, 4. Поворот панелей для управления воздухозаборником осуществляется автоматически по числу М полета. С помощью положения панелей 2 и 9 задаются режимы работы воздухозаборника (в том числе формирование скачков уплотнения), а створка 6 служит для образования щели для перепуска воздуха в атмосферу для согласования работы воздухозаборника с двигателем.

На дозвуковых скоростях полета передняя 2 и задняя 9 панели расположены почти горизонтально. Площадь сечения для прохода воздуха наибольшая. Имеется только щель между панелью 2 и 9, через которую пограничный слой отводится через щель, образованную выпускной панелью 6. На этом же рисунке штриховыми линиями показан режим работы воздухозаборника на взлете, когда требуется наибольший расход воздуха и его недостаток обеспечивается работой выпускной панели как панели, создающей щель в виде впускных окон (штриховые линии). На этом режиме воздух обтекает нижнюю губу снизу вверх (штриховые линии).

На околосзвуковых скоростях полета (трансзвуковой режим) панели 2 и 9 несколько отклоняются (поворачиваются) относительно осей 12 и 8 вниз. Сечение уменьшается, и появляется прямой скачок уплотнения. На этом режиме также происходит слив пограничного слоя и выпуск части вошедшего воздуха через выпускную щель за счет поворота выпускной панели 6 относительно оси 5.

На сверхзвуковых скоростях полета передняя панель 2 значительно опускается вниз и изламывается примерно в середине своей длины за счет движения штоков силовых цилиндров 3. Задняя панель также значительно опускается. Панель 6 открывает щель для выпуска воздуха, попавшего сюда через щель между панелями 2 и 9. В результате образуется четыре скачка уплотнения — три косых и один замыкающий почти прямой. Первый косой скачок уплотнения отходит от передней острой кромки, второй — от первого излома, образованного поворотом панели 2 относительно неподвижного клина 1, и третий — от излома панели 2 на две части примерно на середине его длины.

Набегающий поток воздуха сжимается в четырех скач-

ках уплотнения, пограничный слой отводится через щель между передней и задней панелями. Затем он сжимается в дозвуковой части воздухозаборника и поступает в двигатель. Дозвуковая часть довольно короткая, так как в данном воздухозаборнике обеспечивается малая неравномерность потока из-за отсутствия заметных местных поворотов.

Щель между передней 2 и задней 9 панелями в воздухозаборнике играет важную роль. При отсутствии щели отрыв потока происходит на малых углах поворота панелей. Наличие щели обеспечивает безотрывную работу во всем диапазоне режимов. Щель имеет переменное сечение. Она служит для отсоса образовавшегося пограничного слоя на клине 1 и панели 2, а также для перепуска излишнего воздуха через щель, образованную панелью 6, а также для впуска воздуха через эту же щель на взлетном режиме. Когда двигатель работает на низких режимах по частоте вращения, у него малый расход воздуха — щель в этом случае широко открыта и избыток воздуха перепускается в атмосферу. С увеличением частоты вращения щель уменьшается и соответственно уменьшается количество перепускаемого воздуха. Для улучшения устойчивости работы двигателя на режимах приемистости была увеличена толщина губы нижней кромки воздухозаборника, а также применен перепуск воздуха из промежуточных ступеней компрессора. Благоприятна с точки зрения устойчивой работы двигателя и воздухозаборника работа панели перепуска в режиме впуска воздуха. Все эти эффекты представлены на рис. 2.25, где дана зависимость коэффициента запаса устойчивости двигателя или воздухозаборника от толщины губы без створки и со створкой перепуска воздуха. Увеличение толщины губы, как видно из графиков, приводит к существенному росту коэффициента запаса по помпажу, а применение створки перепуска обеспечивает скачок в величине коэффициента запаса устойчивости. При этом наблюдается существенно меньшее влияние толщины губы нижней кромки воздухозаборника. Примерно так же влияет устройство замедления темпа снижения частоты вращения ротора двигателя при резком снижении тяги и расхода воздуха с целью предотвращения возможности возникновения неустойчивой работы силовой установки.

Хорошие характеристики воздухозаборника и двигателя позволяют получить широкую область допустимых углов атаки и скольжения при маневрировании самолета. На рис. 2.26 приведены области допустимых углов атаки и

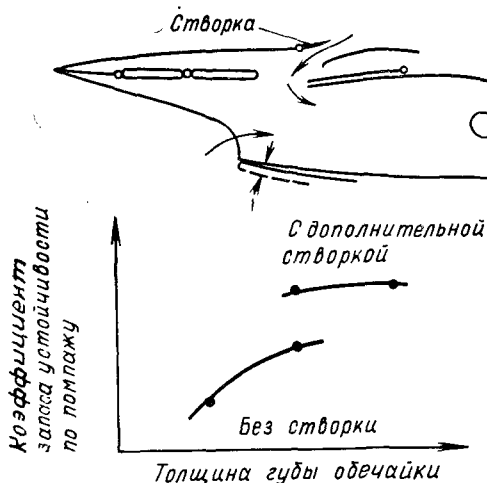


Рис. 2.25. Зависимость коэффициента запаса устойчивости от толщины губы обечайки без створки и со створкой перепуска

скольжения на малых, больших дозвуковых и околозвуковых, сверхзвуковых скоростях полета.

На самолете установлены два двигателя, которые оборудованы многостворчатыми выходными соплами. При такой компоновке двигателей особое внимание уделяется

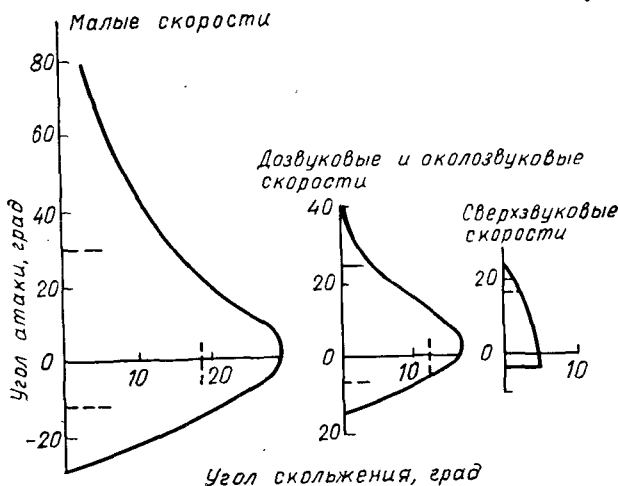


Рис. 2.26. Области допустимых углов атаки и скольжения при маневрировании самолета: на малых, дозвуковых и околозвуковых, сверхзвуковых скоростях полета

снижению сопротивления хвостовой части самолета при разнесении сопел двигателей. Сопло двигателя — регулируемое, состоит из 18 створок, которые с помощью трех гидроцилиндров и общего несущего кольца перемещаются вдоль оси двигателя. Заднее крайнее положение создает форму сужающегося сопла. Наружные обтекатели из листового металла герметизируют зазоры между неподвижными и подвижными элементами сопла и образуют плавный наружный контур с эквивалентным углом наклона $13,5^\circ$. На форсажных режимах кольцо со створками перемещается вперед почти вплотную к выходу из форсажной камеры. Сопло превращается в сужающееся—расширяющееся с отношением площади выхода к минимальной площади (сужающейся части), равным 1,2. Наружный контур в этом случае имеет угол наклона $7,5^\circ$. Охлаждение сопла осуществляется воздухом после вентилятора, который протекает вдоль стенок форсажной камеры. Пелена холодного воздуха после вентилятора изолирует створки сопла от горячего газового потока, т. е. в створки специально охлаждающий воздух не подводится.

Данное сверхзвуковое сопло обеспечивает такие же характеристики самолету, что и эжекторное сопло со степенью расширения 1,6. Это достигается тем, что выбранное сопло имеет меньшую массу и требует меньший расход воздуха на охлаждение.

Как указано, на самолете принята компоновка с большим разнесением двигателей. Это выбрано по соображениям размещения четырех ракет «Феникс» в плоском канале между мотогондолами двигателей. В результате разнесены воздухозаборники и выходные сопла. Для снижения сопротивления хвостовой части вместе с выходными соплами рассматривались различные конфигурации этой части самолета: длинный межсопловой обтекатель, отходящий назад от плоскости крепления сопел на 1,4 длины сопла; короткий обтекатель длиной 0,8 длины сопла в виде клина; короткий обтекатель, но с дополнительным центральным уплотнителем. Исследования показали, что на дозвуковых скоростях короткий обтекатель клиновидного типа имеет наименьшее сопротивление, а на сверхзвуковых скоростях сопротивление хвостовой части с коротким обтекателем несколько превышает сопротивление с длинным обтекателем. Установка центрального удлинителя к короткому обтекателю ликвидирует это увеличение сопротивления. Поэтому на самолете F-14A выбран в хвостовой части между двигателями короткий обтекатель с цент-

ральным удлинителем. Такая конфигурация обеспечивает минимальные значения сопротивления хвостовой части в широком диапазоне скоростей полета — как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях.

Оборудование и вооружение самолета F-14. Прицельно-навигационная система состоит из многорежимной импульсно-доплеровской радиолокационной системы AN/AWG-9 поиска, обнаружения, сопровождения и наведения, инфракрасной системы поиска и сопровождения целей. Прицельно-навигационная система обеспечивает обнаружение истребителей на расстоянии до 160 км. В зависимости от эффективной поверхности радиоизлучения (ЭПР) цели ее дальность обнаружения может изменяться от 120 до 315 км. РЛС имеет плоскую антенну диаметром 0,91 м и может осуществлять одновременно сопровождение до 24 воздушных целей и наведение ракет типа «Феникс» на 6 целей. Для радиоэлектронного противодействия на самолете устанавливаются контейнеры с дипольными отражателями и ложными целями, имеются активные средства создания помех.

В состав средств поражения самолета F-14 входят управляемые ракеты «воздух — воздух» большой дальности действия «Феникс», средней дальности «Спарроу» и малой дальности «Сайдвиндер», 20-мм пушка «Вулкан» с боекомплектom 676 патронов, различные варианты бомбовой нагрузки.

Самолет F-14 разработан в нескольких вариантах: F-14A, F-14B (с ТРДДФ F401), F-14C (с усовершенствованным электронным оборудованием и вооружением). Планируется в дальнейшем запустить в серийное производство модификацию F-14D с двигателями F 110 и усовершенствованным радиоэлектронным оборудованием.

Истребитель-бомбардировщик Макдоннел-Дуглас-Нортроп F/A-18 «Хорнет» имеет два варианта: F — истребитель, A — ударный самолет. Он разработан для замены находящихся на вооружении ВМС США самолетов A-7 «Корсар» и F-4 «Фантом». В результате основными боевыми корабельными самолетами ВМС США будут истребитель F-14 «Томкэт», истребитель-бомбардировщик F/A-18 «Хорнет» и бомбардировщик A-6 «Интрудер».

Самолет F/A-18 (рис. 2.27) имеет крыло умеренной стреловидности (27°) с корневыми наплывами большой стреловидности, стреловидное горизонтальное и двухкилевое вертикальное оперение. Он снабжен двумя ТРДДФ. Взлетная масса в варианте истребителя 15740 кг, а в ва-

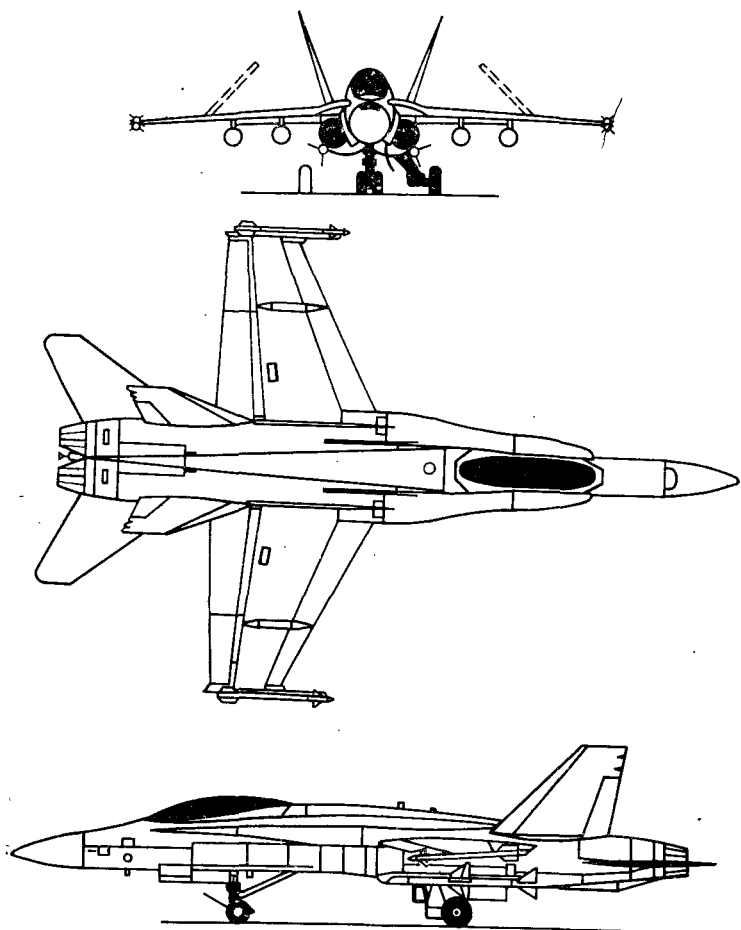


Рис. 2.27. Самолет F/A-18 «Хорнет»

рианте ударного самолета — 22 320 кг. Максимальная скорость полета соответствует $M > 1,8$, посадочная скорость — 248 км/ч, практический потолок — 15 240 м, боевой радиус в варианте истребителя — 740 км, а в ударном варианте — 1065 км. Самолет одноместный.

При разработке самолета большое внимание уделялось аэродинамической компоновке. Для получения требуемых характеристик на больших углах атаки выбрана форма крыла в плане с умеренной стреловидностью по передней

кромке, наличием наплыва с большим углом стреловидности и большой концевой хордой, т. е. применено так называемое гибридное крыло. Такое крыло обладает меньшим индуктивным сопротивлением, хорошими срывными характеристиками и характеристиками по продольной, поперечной и путевой устойчивости и управляемости самолета, сопротивляемостью сваливания в штопор. Наплыв с большой стреловидностью по передней кромке создает вихревые жгуты, которые создают поле разряжения не только на самом наплыве, но и над всей поверхностью крыла. Оценка наплывов с прямолинейной передней кромкой и криволинейной показала, что наплыв с криволинейной кромкой обеспечивает значительно большую устойчивость вихревых жгутов при увеличении угла атаки, а сами вихревые жгуты препятствуют срыву потока на всем крыле.

Для улучшения характеристик на дозвуковых и околозвуковых скоростях полета разработана механизация крыла, обеспечивающая изменение кривизны профиля крыла. Для изменения кривизны профиля крыла применены отклоняемые носки и закрылки практически по всему размаху крыла. Носки и закрылки отклоняются автоматически в зависимости от угла атаки и числа M полета. Такая автоматизация обеспечивает минимальное сопротивление на различных режимах маневрирования без вмешательства летчика. Но летчик может и вручную управлять отклонением носков и закрылков при маневрировании, заходе на посадку и посадке. Максимальный угол отклонения носков 25° , а закрылков — 20° при выполнении маневров. На взлете они отклоняются на 30° , а на посадке носки — на 30° , а закрылки — на 45° . Что же дает применение наплывов, отклонение носков и закрылков? На рис. 2.28 приведена зависимость максимального коэффициента подъемной силы $C_{y\max}$ от числа M полета для исходного крыла 1, крыла с

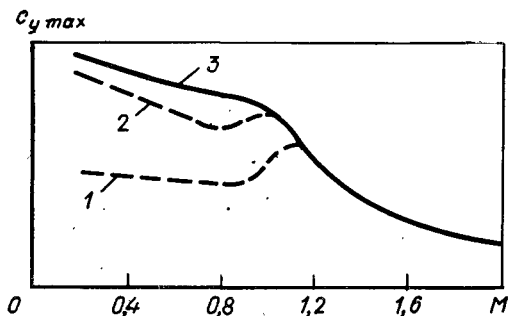


Рис. 2.28. Зависимость максимального коэффициента $C_{y\max}$ подъемной силы от числа M полета самолета F/A-18:

1 — для исходного крыла фиксированной кривизны без наплывов; 2 — для крыла с наплывами; 3 — для крыла с наплывами и отклоняемыми носками и закрылками

напльвами 2 и крыла с напльвами и отклоняемыми носками и закрылками 3. Применение напльвов сложной конфигурации приводит к увеличению площади крыла примерно на 10% и вызывает рост коэффициента подъемной силы на 50%. Еще прирост максимального коэффициента подъемной силы обеспечивается за счет изменения кривизны профиля крыла путем отклонения носков и закрылков. При этом обеспечивается сравнительно малое индуктивное сопротивление на больших углах атаки, так как вихревые жгуты, сходящие с напльвов в сочетании с изменением кривизны профиля, предотвращают или затягивают срывы потока с крыла.

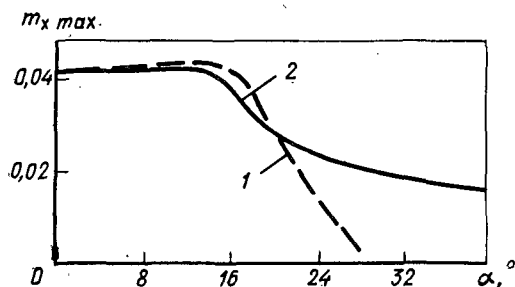


Рис. 2.29. Изменение коэффициента момента поперечной управляемости самолета F/A-18 при больших

углах атаки:
1 — исходное крыло;
2 — крыло с напльвами

Улучшение обтекания крыла способствует повышению управляемости самолета. Так, применение гибридного крыла существенно улучшает поперечную управляемость при больших углах атаки (рис. 2.29), одновременно заметно уменьшает рыскание. Гибридное крыло уменьшает также перемещение аэродинамического фокуса при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям. Это приводит к уменьшению потерь на балансировку при сверхзвуковых скоростях и маневрах с большими перегрузками, поскольку уменьшается направленная вниз аэродинамическая сила горизонтального оперения. Эта сила еще более уменьшается при установке напльва под некоторым углом относительно крыла, благодаря чему центр давления всего крыла смещается вперед.

Выбор кривизны профиля напльва проводится из условия минимума индуктивного сопротивления как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях. Оптимальными оказались напльвы, имеющие большую кривизну. Вследствие большого угла стреловидности напльва оказалось возможным придать ему большую кривизну без существенного увеличения времени разгона самолета. Благодаря

такой кривизне наплывов появление интенсивных вихрей задерживается вплоть до значения коэффициента подъемной силы, превышающего значения, характерные для крейсерского режима или установившихся сверхзвуковых маневров. В то же время это не препятствует формированию вихрей, необходимых для увеличения подъемной силы при больших углах атаки.

В результате указанных мер происходит уменьшение коэффициента индуктивного сопротивления, обеспечиваемое гибридным крылом с наплывами большой кривизны по сравнению с крылом без наплывов. Это уменьшение лобового сопротивления соответствует увеличению скорости установившегося разворота при $M=1,2$ примерно на 8%.

В целях минимизации индуктивного сопротивления при малых сверхзвуковых скоростях, в особенности при числе $M=1,2$, определено распределение площадей поперечных сечений фюзеляжа выше и ниже плоскости крыла, обеспечивающее наилучшее соотношение между значениями индуктивного и лобового сопротивления при нулевой подъемной силе. Наибольший эффект достигается при распределении площадей, обеспечивающем полезную аэродинамическую интерференцию, которая приводит к увеличению подъемной силы при заданном угле атаки. Нужное распределение площадей было достигнуто значительным уменьшением площади поперечных сечений фюзеляжа над крылом (большим, чем требуется по обычному правилу площадей, минимизирующему сопротивление при нулевой подъемной силе) и небольшим увеличением площади поперечных сечений под крылом. Области сильного разрежения, которые появляются над крылом в результате принятого уменьшения площади фюзеляжа, распространяются на обширную поверхность крыла, создавая положительную подъемную силу. Возрастание площади поперечных сечений фюзеляжа под крылом также создает положительную подъемную силу. Этот метод выбора площадей получил название дифференциального правила площадей.

Найденный тип распределения площадей, обеспечивая полезную интерференцию, уменьшает угол атаки, потребный для достижения заданного коэффициента подъемной силы, и, следовательно, индуктивное сопротивление, но ценою некоторого увеличения лобового сопротивления при нулевой подъемной силе. Кроме того, создается благоприятный продольный момент, уменьшающий потери на балансировку. Снижение сопротивления позволило получить

прирост угловой скорости установившегося разворота на 5%.

На рис. 2.30 показано применение дифференциального правила площадей (б) в сравнении с обычным правилом площадей, использованным для снижения сопротивления при разгоне на существовавших ранее самолетах (а).

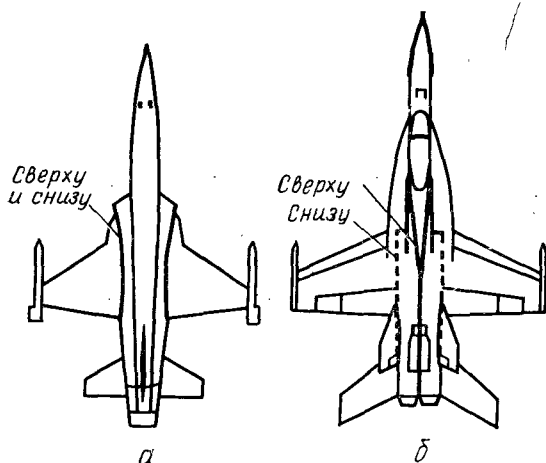


Рис. 2.30. Применение дифференциального правила площадей на самолете F/A-18 (б) по сравнению с обычным правилом площадей (а)

На первых этапах проектирования предполагалось обеспечить собственную устойчивость и управляемость самолета, а также сопротивляемость сваливания в штопор без дополнительных средств улучшения устойчивости. Затем в проект были включены новейшие системы улучшения устойчивости для обеспечения высоких пилотажных характеристик самолета.

Для получения продольной устойчивости при больших углах атаки и предотвращения бафтинга оперения в потоке воздуха за крылом при больших перегрузках горизонтальное оперение было расположено ниже крыла.

Уменьшение потерь на балансировку при маневрах достигается двумя нестандартными способами. Система улучшения продольной управляемости обеспечивает статическую устойчивость, устойчивость при маневрах и демпфирование, вследствие чего для заданного уровня пилотажных характеристик возможно уменьшение запаса продольной статической устойчивости, но в пределах, установлен-

ных из условия безопасности полета при неработающей системе улучшения устойчивости. Применение горизонтального оперения большего размера, чем это требуется для выполнения условия устойчивости и управляемости, позволяет еще более сместить центр масс назад. Существенное уменьшение балансировочных потерь по сравнению с его значением при обычной практике проектирования обусловлено сочетанием малых балансировочных усилий, полученных благодаря смещению центра масс назад, и малых отклонений горизонтального оперения, необходимых для создания этих усилий. Суммарный эффект от уменьшения балансировочных потерь выражается в улучшении характеристик установившегося виража при $M=1,2$ примерно на 10% (с учетом увеличения массы хвостового оперения и сопротивления при нулевой подъемной силе).

В окончательном варианте самолет имел 3%-ный запас продольной статической устойчивости. Однако нейтральная центровка по перегрузке соответствует значительно большему сдвигу центра масс назад, чем при обычной нейтральной центровке, поэтому при маневрах нейтральная центровка по перегрузке никогда не достигается. Указанная устойчивость реализуется только при малых значениях коэффициента подъемной силы (устойчивость возрастает с увеличением подъемной силы) и неработающей системе улучшения управляемости, т. е. при аварийных ситуациях.

Размеры и расположение вертикального оперения выбраны из условия обеспечения путевой устойчивости во всем диапазоне скоростей при углах атаки, превышающих их максимальные балансировочные значения. Два киля отклонены от вертикали наружу, в вихревое поле, создаваемое наплывами. На рис. 2.31 приведена характеристика путевой устойчивости в функции угла атаки для однокилевого 1 и двухкилевого 2 вариантов вертикального оперения

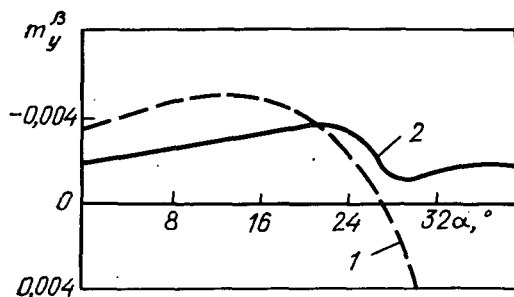


Рис. 2.31. Характеристика путевой устойчивости при различных углах атаки:

1 — для однокилевого вертикального оперения;
2 — для двухкилевого вертикального оперения

с одинаковыми статическими моментами их площади в потоке за гибридным крылом. Двухкилевой вариант обеспечивает устойчивость и сопротивляемость штопору во всем диапазоне углов атаки, в то время как однокилевое вертикальное оперение характеризуется сильной путевой неустойчивостью при больших углах атаки.

Расположение вертикального оперения, сдвинутого вперед горизонтального, было выбрано из следующих соображений: не допустить снижения эффективности горизонтального оперения из-за интерференции с отклоненными вертикальными киями; получить низкое сопротивление при сверхзвуковых скоростях вследствие благоприятного распределения площади поперечных сечений самолета от носовой до хвостовой части; наилучшим образом согласовать крепление вертикального оперения и силового привода горизонтального оперения с конструкцией фюзеляжа.

Система управления самолетом включает необратимые бустерные устройства, усилия на рычагах управления создаются автоматами усилий.

Управление по тангажу осуществляется с помощью обычной двойной механической проводки из тросов и тяг, соединенной с управляемым стабилизатором. Система улучшения продольной управляемости служила для формирования требуемых аэродинамических сил во всем диапазоне полетных режимов. Однако самолет мог пилотироваться и без системы улучшения управляемости и единственным основанием для ее применения являлась необходимость обеспечения требуемых характеристик на переходных режимах. Высокая надежность в эксплуатации наряду с низкими закупочной стоимостью и эксплуатационными расходами была главным критерием при выборе этой системы.

Управление по крену осуществляется одновременно с помощью элеронов, имеющих электродистанционное управление, и горизонтального стабилизатора с дифференциальным отклонением левой и правой консолей. Горизонтальное оперение является основным органом управления креном при больших значениях скоростного напора, когда эффективность элеронов уменьшается из-за влияния аэроупругости, а элероны (совместно с горизонтальным оперением) обеспечивают управление по крену при малых скоростях. Элероны управлялись с помощью электрических сигналов, идущих непосредственно от ручки управления к исполнительному механизму. Горизонтальное оперение достаточно эффективно по крену, чтобы обеспечить безопасный

полет самолета, в том числе осуществить посадку с неработающими элеронами. Система улучшения управления креном, действующая по сигналу об угловой скорости крена, улучшает маневренные свойства самолета и характеристики слежения за целью.

Управление по курсу осуществляется с помощью обычной механической проводки, идущей к силовым приводам рулей направления. Система улучшения путевой устойчивости самолета реагирует на угловую скорость рыскания, боковую перегрузку и произведение угловой скорости крена на угол атаки.

Наряду с формированием переходных процессов бокового движения система улучшения управляемости по крену и система улучшения путевой устойчивости стабилизируют мгновенную продольную ось вращения самолета относительно линии прицеливания пушки, чтобы уменьшить маятниковый эффект. Для дальнейшего улучшения переходных процессов бокового движения была введена связь элеронов с рулями направления.

Сопротивляемость штопору самолета обеспечивается умеренной стреловидностью крыла, наплывами, отклоняемым носком крыла, низким расположением горизонтального оперения, двухкилевым вертикальным оперением с отклоненными наружу киями, связью элеронов с рулями направления, боковыми плоскими выступами — гребнями на носовом конусе фюзеляжа. Применение этих выступов явилось результатом использования опыта разработки самолета F-5, который имеет носовую часть, оптимальную для обеспечения путевой устойчивости при больших углах атаки и требуемого обтекания крыла. Носовой конус самолета имеет круговое сечение, а боковые гребни обеспечивают ему требуемую форму поперечного сечения.

Умеренная стреловидность, гребни и отклоненные носки способствуют сохранению приемлемого обтекания крыла при больших углах атаки и тем самым сохранению продольной, поперечной и путевой устойчивости. Благодаря низкому расположению горизонтального оперения создается сильный момент пикирования при больших углах атаки, что уменьшает опасность чрезмерного заброса по тангажу.

Вертикальное оперение и боковые гребни на носке фюзеляжа улучшают путевую устойчивость при больших углах атаки. Влияние гребней, имеющих ширину около 5 см, на коэффициент путевой устойчивости при числе $M=0,2$ пока-

зано на рис. 2.32. Аналогичный эффект был установлен и для околозвуковых скоростей.

Связь элеронов с рулями направления уменьшает обратное рыскание, вызываемое отклонением элеронов, и способствует сохранению эффективности управления по крену.

Испытания моделей в аэродинамической трубе показали хорошую управляемость при углах атаки до 45° , очень

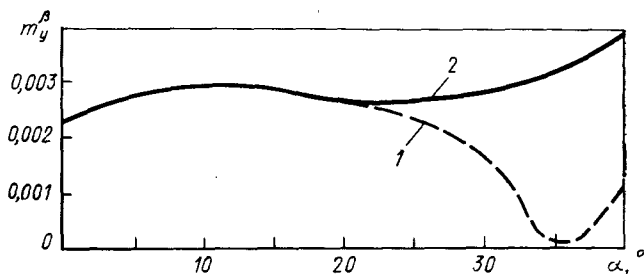


Рис. 2.32. Влияние гребней на коэффициент момента рыскания:
1 — без гребней; 2 — с гребнями

высокую степень сопротивляемости штопору и возможность вывода самолета из штопора с помощью обычных приемов.

Для самолета были выбраны боковые нерегулируемые воздухозаборники с вертикальными отсекающими пограничного слоя. Такой выбор определялся компромиссом между требованиями к восстановлению давления при сверхзвуковых скоростях до $M=1,6$ и к сопротивлению, связанному с растеканием воздуха, при больших дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях. Система отвода пограничного слоя используется для уменьшения отрицательного влияния взаимодействия ударной волны с пограничным слоем воздухозаборника при больших сверхзвуковых скоростях полета.

Воздухозаборники под крылом находятся в потоке, угол скоса которого из-за влияния крыла значительно меньше угла атаки самолета (примерно на 60%). Как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях это способствует уменьшению неоднородности поля скоростей потока на входе в воздухозаборники.

При сверхзвуковых скоростях крыло также затормаживает поток, повышая степень восстановления давления в воздухозаборниках при увеличении угла атаки самолета.

В результате в условиях сверхзвукового установившегося маневра существенно увеличивается тяга двигателя (до 5% при числе $M=1,6$).

Щели в наплывах в зоне воздухозаборников обеспечивают отвод пограничного слоя фюзеляжа и ослабляют вредное влияние поля давления крыла, предотвращая утолщение пограничного слоя.

Испытания воздухозаборников подтвердили их расчетные характеристики при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях и хорошую совместимость с двигателями.

Благодаря относительно короткому тракту воздухозаборника были снижена масса конструкции и высвобождены внутренние объемы для размещения топливных баков в районе центра масс самолета. Все эти работы были выполнены на предшественнике самолета F/A-18 — самолете YF-17.

Если опытный самолет YF-17 разрабатывался как специализированный истребитель завоевания превосходства в воздухе, то самолет F/A-18 предназначался, кроме того, и для выполнения задач изоляции поля боя и сопровождения при эксплуатации с палубы авианосца, поэтому его конструкция имеет значительные отличия от конструкции YF-17. Для осуществления посадок на палубу шасси и фюзеляж самолета были усилены, установлен задерживающий крюк, обеспечено складывание крыла. Возросшая при этом взлетная масса потребовала увеличения площади крыла с 32,5 до 37,16 м² для сохранения на прежнем уровне удельной нагрузки на крыло. Внутренний запас топлива был увеличен в связи с большей дальностью полета при выполнении задач изоляции поля боя и сопровождения. Тяга двигателей была увеличена с 66,7 до 71,22 кН для сохранения на прежнем уровне тяговооруженности самолета.

На самолете F/A-18, так же как и на самолете YF-17, конфигурация системы «крыло — фюзеляж» была выбрана в соответствии с дифференциальным правилом площадей, обеспечивающим благодаря полезной аэродинамической интерференции увеличение подъемной силы при заданном угле атаки. Необходимое распределение достигалось уменьшением площади поперечных сечений фюзеляжа над крылом и увеличением под крылом.

Параметры крыла ЛА F/A-18 — относительное удлинение 3,5, угол стреловидности по передней кромке 27°, симметричный околосзвуковой профиль с относительной толщиной 5% (линия максимальной толщины проходит по серединам хорд). Однако примененные на самолете F/A-18

носок крыла и закрылки (относительная хорда 18 и 28% соответственно), автоматически отклоняющиеся в зависимости от угла атаки и числа M , изменяют кривизну профиля в полете и обеспечивают значительно меньшее индуктивное сопротивление и больший коэффициент подъемной силы при больших углах атаки. Это дает значительное

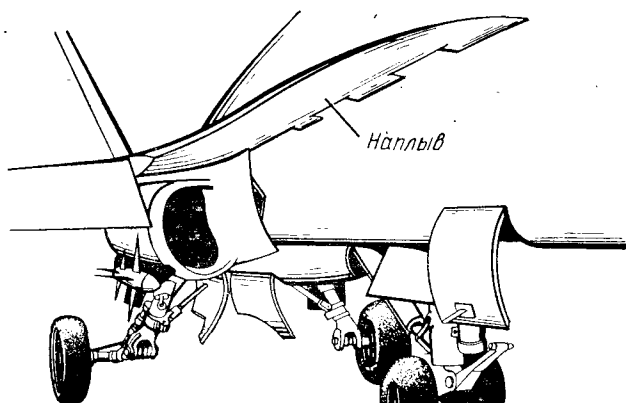


Рис. 2.33. Вид наплыва большой площади, установленного перед передней частью крыла

увеличение угловой скорости разворота самолета. Максимальный угол отклонения носка крыла составляет 35° (у самолета YF-17 он был равен 25°). Максимальный угол отклонения закрылков, составляющий 45° , должен использоваться только на взлете и при посадке; при ведении воздушного боя на малых скоростях угол отклонения закрылков не будет превышать 30° . Элероны, имеющие максимальный угол отклонения 45° , зависают при максимальном отклонении закрылков.

Особенностью механизации крыла является наличие отклоняемых щитков перед носками закрылков и элеронов. Эти поверхности служат для направления потока воздуха к закрылкам и элеронам и улучшения их эффективности в диапазоне углов отклонения от 30 до 45° .

Перед корневыми частями крыла установлены наплывы большой площади (рис. 2.33). Наплывы, имеющие большую стреловидность по передней кромке, генерируют вихри, влияющие на вихри, создаваемые на крыле, и образуют

вместе с ними на больших углах атаки вихревую систему, аналогичную вихревой системе крыла малого удлинения. При этом увеличивается подъемная сила, отодвигается порог бафтинга, уменьшается сопротивление и улучшается поперечная устойчивость. Интенсивность вихрей, создаваемых наплывами, увеличивается с ростом угла атаки; при этом возрастает также зона крыла, на которую они воздействуют. Применение наплывов приводит к увеличению коэффициента $c_{y\max}$ на 60%. Кроме того, наплывы улучшают работу воздухозаборников двигателей при больших углах атаки.

Площадь наплывов у самолета YF-17 составляла 4,25 м². У самолета F/A-18 с учетом необходимости обеспечения больших $c_{y\max}$ для снижения скорости захода самолета на посадку площадь наплывов увеличена до 5,55 м², что позволило получить $c_{y\max}=1,9$, в то время как у самолета YF-17 $c_{y\max}=1,7$. Для дальнейшего улучшения устойчивости и управляемости самолета F/A-18 при малых скоростях и больших углах атаки наплывы были несколько продолжены вперед и их передним кромкам была придана сложная форма. Передние участки наплывов повышают интенсивность вихрей, создаваемых основной частью, и увеличивают воздействие на хвостовое оперение.

Разработка системы механизации крыла и наплывов проводилась в соответствии с тремя основными требованиями. Первое из них состояло в том, что летчик должен видеть ватерлинию авианосца при горизонтальном полете со скоростью, равной расчетной минимальной скорости захода на посадку (соответствующей углу атаки 8°), в момент пересечения глиссады с углом наклона 4°. Точка пересечения глиссады должна находиться на высоте 20 м над поверхностью воды и на расстоянии 150 м за кормой авианосца. Этим обеспечивалась возможность использования визуальной системы посадки. Второе требование вытекало из условия обеспечения необходимого при посадке увеличения подъемной силы, что исключило бы удар хвостовой части фюзеляжа о палубу. У самолета F/A-18 при угле атаки 14° в момент касания палубы обеспечен угол клиренса хвостовой части 15,1°. Третье требование состояло в том, чтобы обеспечить при установившемся полете по глиссаде с углом наклона 4° и при фиксированном положении РУД возможность резкого (не более чем за 5 с) увеличения высоты полета на 15 м с использованием не более 50% располагаемой подъемной силы. Выполнение этого требования позволяет летчику существенно скоррек-

тировать траекторию планирования, не выходя при этом на срывной режим.

Отклонение закрылков вызывает приращение подъемной силы за центром масс самолета, что приводит к появлению момента пикирования, и при ручном управлении закрылками в бою их благоприятное влияние на качество самолета снижается вследствие балансировочных потерь. В случае автоматического управления закрылками наряду с появлением момента пикирования происходит увеличение угла атаки, т. е. появляется стабилизирующий эффект. Если закрылки могут отклоняться на всех режимах дозвукового полета, преимущество этого эффекта можно реализовать, сдвинув центровку самолета назад и уменьшив при этом балансировочные потери.

Отклонение носка крыла оказывает небольшое влияние на устойчивость и балансировку самолета вследствие того, что отклоненный носок обеспечивает в основном безотрывное обтекание всего крыла при больших углах атаки и почти не создает дополнительной местной подъемной силы. Наплывы же при больших углах атаки приводят к появлению значительной местной подъемной силы, приложенной перед центром масс самолета, поэтому их влияние на устойчивость самолета противоположно воздействию автоматически управляемых закрылков; они создают значительный дестабилизирующий эффект, усиливающийся при увеличении угла атаки. При собственной устойчивости самолета наличие наплывов требует значительно более передней центровки, расчет которой проводится при большом угле атаки. По этим причинам для улучшения боевых характеристик самолета наплывы и закрылки разрабатывались одновременно с определением необходимой центровки самолета, чтобы их преимущества были реализованы полностью.

Самолет F/A-18 «в основном устойчив» по тангажу. Под этим подразумевается, что существуют режимы полета, на которых самолет не обладает собственной продольной устойчивостью и электродистанционная система обеспечивает создание искусственной устойчивости. Неустойчивые режимы полета возникают на больших дозвуковых скоростях, так как именно в этих случаях дестабилизирующее влияние наплывов является наибольшим. При отказе или повреждении электродистанционного управления и использовании механической проводки диапазон рабочих углов атаки будет сильно ограничен, что приведет к ухудшению посадочных характеристик самолета.

Поперечное управление самолетом F/A-18 обеспечивается зависящими элеронами, занимающими 20% размаха крыла и имеющими большие углы отклонения, а также дифференциально отклоняемым стабилизатором.

В 1981 г. для достижения требуемой угловой скорости крена было введено дифференциальное управление закрылками и носком крыла совместно с элеронами, была увеличена жесткость на кручение путем повышения прочности задней части крыла, упрочнена задняя часть крыла в корневой зоне для увеличения критической скорости флаттера, увеличена длина элеронов на 0,5 м (до конца крыла), были увеличены углы дифференциального отклонения консолей стабилизатора (рис. 2.34).

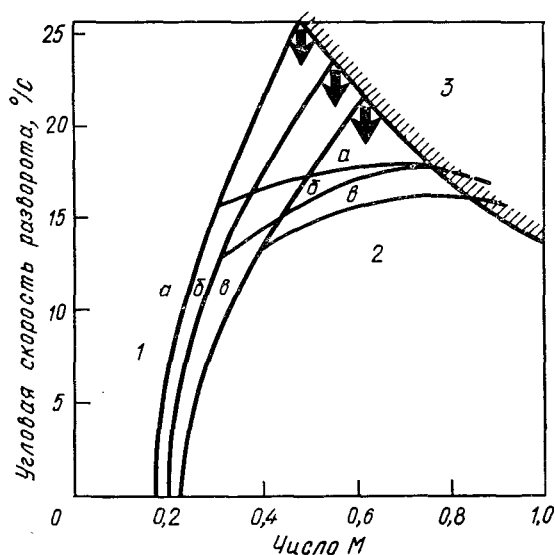


Рис. 2.34. Управление элементами крыла и стабилизатора для достижения требуемой угловой скорости крена:

1 — ограничения по C_y ; 2 — тяга равна сопротивлению; 3 — ограничения по перегрузке $n_y = 8$; а — крыло с наплывами; б — с автоматически отклоняемыми носками и закрылками; в — без механизации и наплывов

На большинстве самолетов, у которых дифференциальный стабилизатор используется в качестве основного или вспомогательного средства поперечного управления, его дифференциальное отклонение приводит к изменению характера обтекания килея и появлению значительного момента рыскания, направленного в сторону разворота самолета. На самолете F/A-18 кили смещены вперед относительно стабилизатора, поэтому дифференциальное отклонение стабилизатора должно привести к появлению независимого момента крена. Стабилизатор, размах которого сос-

тавляет 60% размаха крыла, должен обеспечить достаточно эффективное поперечное управление в случае отказа элеронов, электродистанционное управление которыми имеет только двухканальную схему резервирования. Дифференциальный стабилизатор является основным средством поперечного управления при сверхзвуковых скоростях, когда эффективность зависящих элеронов с большой хордой значительно снижается из-за аэроупругой крутильной деформации крыла.

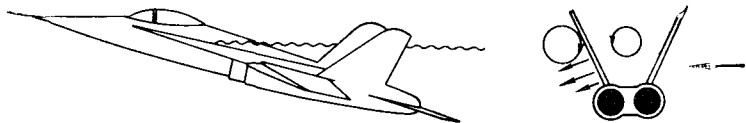


Рис. 2.35. Картины обтекания двухкилевого вертикального оперения при скольжении самолета

Смещение килей самолета F/A-18 вперед по отношению к стабилизатору приводит к уменьшению плеча управляющей силы и, следовательно, к необходимости увеличения площади килей. Однако в этом случае исключается аэродинамическое затенение рулей направления и большей части поверхности килей при больших углах атаки как крылом, так и стабилизатором. Это обеспечивает сохранение эффективности рулей направления, достаточной для создания искусственной путевой устойчивости и демпфирования. Для исключения неблагоприятного влияния на кили вихрей, сходящих с наплывов крыла при больших углах атаки, кили были отогнуты наружу. При скольжении самолета вихрь от наплыва, проходящий рядом с килем, обращенным в сторону, противоположную направлению скольжения, вызывает у этого киля боковой скос потока, оказывающий стабилизирующее влияние на движение самолета (рис. 2.35). Вихрь, проходящий между киллями, оказывает равное и противоположное влияние на оба кили и поэтому не влияет на устойчивость самолета. Кили самолета F/A-18 разнесены друг от друга на достаточно большое расстояние, позволяющее избежать их интерференции при полете со сверхзвуковой скоростью.

Конструктивные особенности F/A-18 обеспечивают ему высокие характеристики боковой управляемости и устойчивости при больших углах атаки, вплоть до 60° , и, следовательно, дополнительные преимущества в воздушном бою. Например, резкое увеличение лобового сопротивления при

выходе на большие углы атаки позволяет атакуемому самолету оказаться в положении атакующего.

Воздухозаборники двигателей расположены под наплывами, что обеспечивает их эффективную работу при больших углах атаки. Подобное расположение воздухозаборников вызывает неравномерность поля скоростей и турбулентность потока воздуха в канале воздухозаборника вследствие засасывания пограничного слоя. На самолете F/A-18 пограничный слой отводится вверх через щели между наплывом и фюзеляжем. Вертикальный отсекающий, выступающий перед воздухозаборником почти на 1 м, отводит пограничный слой фюзеляжа, направляя его вверх и вниз от воздухозаборника. Непосредственно перед воздухозаборником отсекающий имеет перфорированную поверхность; через отверстия перфорации засасывается и отводится собственный пограничный слой отсекающего. Верхняя часть губы воздухозаборника находится на некотором расстоянии от наплыва, что обеспечивает отвод пограничного слоя нижней поверхности наплыва. Для того чтобы предотвратить срыв потока в воздухозаборнике при больших углах атаки, нижняя кромка губы отогнута внутрь, что способствует появлению подсосывающих сил при дозвуковых скоростях. Поверхность вертикального отсекающего составляет угол 5° с направлением невозмущенного потока воздуха и обеспечивает предварительное сжатие воздуха при сверхзвуковых скоростях. Однако эффективность нерегулируемых воздухозаборников самолета F/A-18 резко снижается при числах $M > 2$.

Все поверхности управления, а также закрылки самолета имеют сотовую конструкцию с алюминиевым наполнителем и обшивкой из графитоэпоксидного композиционного материала. Носки стабилизатора и килей выполнены из титана. Из композиционных материалов изготавливаются панели обшивки крыла и килей, крышки смотровых люков. Общая масса композиционных материалов составляет 590 кг, т. е. 10% массы конструкции самолета. Доля по массе других материалов в конструкции планера составляет: алюминиевые сплавы — 47,7%, титановые сплавы — 11,7%, сталь — 15%, остальные материалы — 15,6% (рис. 2.36).

В конструкции ЛА применен графитоэпоксидный материал. Считается, что этот материал будет широко использоваться в будущем в конструкциях летательных аппаратов.

Крыло F/A-18 имеет шесть лонжеронов, кили — по два лонжерона и консоли стабилизатора — по одному. Обшив-

ка самолета, включая частично наплывы, выполнена из композиционных материалов. В месте стыковки крыла с фюзеляжем для уменьшения массы конструкции применен сплав титана. На первых самолетах F/A-18 отмечалась недостаточная жесткость крыла, на строящихся серийных ЛА усилена обшивка заднего лонжерона крыла. Фюзеляж

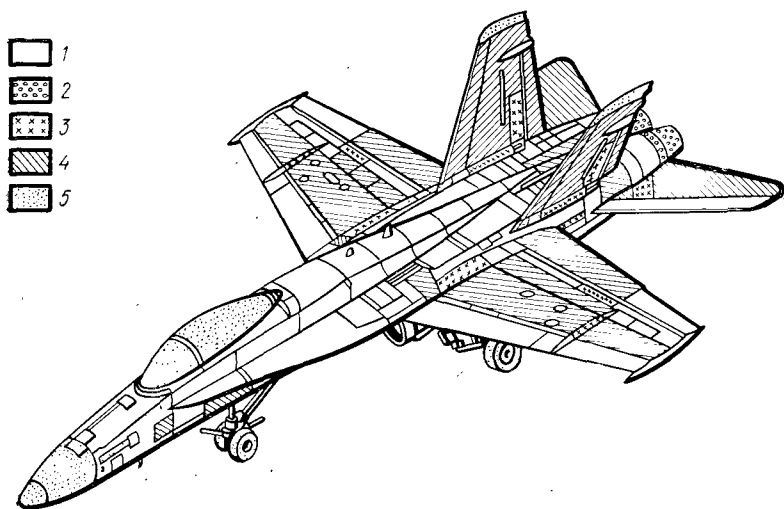


Рис. 2.36. Применяемые материалы в конструкции самолета F/A-18:
1 — алюминиевые сплавы; 2 — сталь; 3 — титановые сплавы; 4 — композиционные материалы; 5 — стекло и стеклопластик

самолета F/A-18 типа полумонокок, на верхней поверхности фюзеляжа в хвостовой части имеется воздушный тормоз, выполненный из композиционного материала.

Расчетный ресурс планера самолета составляет 6000 летных часов с учетом 2000 взлетов с помощью катапульты и 2000 посадок с использованием задерживающего крюка.

Шасси F/A-18 трехстоечное, с носовой стойкой.

Конструкция главной стойки шасси (рис. 2.37) представляет собой усложненную рычажную систему. Все основные детали главной стойки изготовлены из стальных нормализованных поковок. Детали подвергали термообработке до 1,93—2,06 ГПа, затем на них наносили защитное алюминиевое покрытие методом осаждения из газовой фазы, после чего их покрывали полиуретановой краской.

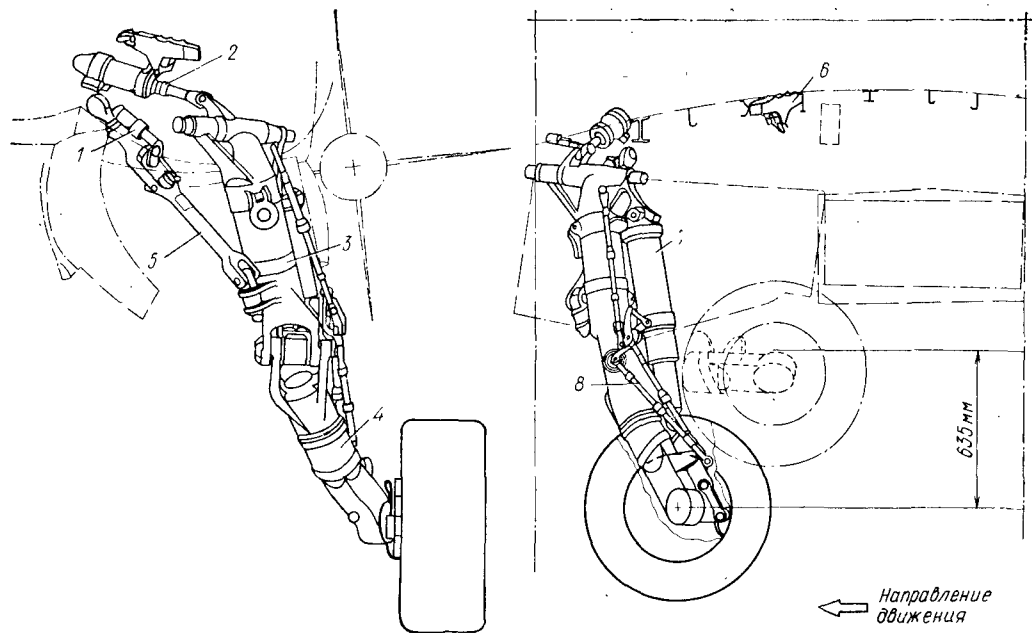


Рис. 2.37. Конструкция основной стойки шасси:

1 — привод замка бокового подкоса; 2 — гидроцилиндр выпускной уборки шасси; 3 — корпус стойки; 4 — рычаг; 5 — складывающийся боковой подкос; 6 — замок убранного положения шасси; 7 — масляный амортизатор; 8 — механизм укорачивания и поворота стойки

На главной стойке шасси самолета установлены новый легкий пневматик диаметром 762, шириной 292 и посадочным диаметром 368 мм и легкие тормоза на основе углеродных композиционных материалов. Конструкция главных стоек шасси у самолета F/A-18 сложнее, чем у самолета YF-17, поскольку их уборке мешают УР «Спарроу» или контейнеры с электронным оборудованием на ударном варианте, подвешиваемые на боковых подфюзеляжных пилонах.

Носовая стойка шасси (рис. 2.38) консольного типа имеет два пневматика $559 \times 169 \times 254$ мм и убирается вперед по направлению полета. Колеса носовой стойки шасси поворачиваются на угол $\pm 75^\circ$, что позволяет осуществить разворот вокруг одной из главных стоек шасси. Большая скорость снижения при заходе на посадку (максимально 7 м/с) приводит к тому, что кинетическая энергия палубного самолета оказывается приблизительно в 5,2 раза больше кинетической энергии эквивалентного самолета аэродромного базирования. Это приводит к необходимости дублирования отдельных узлов конструкции шасси, увеличения обжатия стоек, применения колес большого диаметра и более прочных стоек шасси.

Ход амортизаторов стоек шасси: главной — 635 мм, носовой — 470 мм.

Тормозной крюк самолета F/A-18 (рис. 2.39) крепится к внешнему фиксированному пилону. Вертикальный силовой цилиндр-амортизатор крепится верхним концом к планеру самолета, а нижним — к шарнирному соединению тормозного крюка. Для обеспечения посадки при отклонении от курса тормозной крюк может шарнирно поворачиваться в горизонтальной плоскости на угол $\pm 20^\circ$.

Во время уборки тормозного крюка пружинно-масляный амортизатор, расположенный в корневой части, удерживает его в центральном положении. После уборки срабатывает замок убранного положения, а резиновый амортизатор предотвращает удар тормозного крюка о планер самолета.

Все детали тормозного крюка, кроме захвата, изготавливаются из высокопрочной стали, захват крюка — из стальных поковок, на которые в месте зацепления троса наносится износостойкое покрытие, содержащее железо, никель и кобальт. На корневую часть тормозного крюка и захват наносится защитное алюминиевое покрытие, затем они покрываются полиуретановой краской.

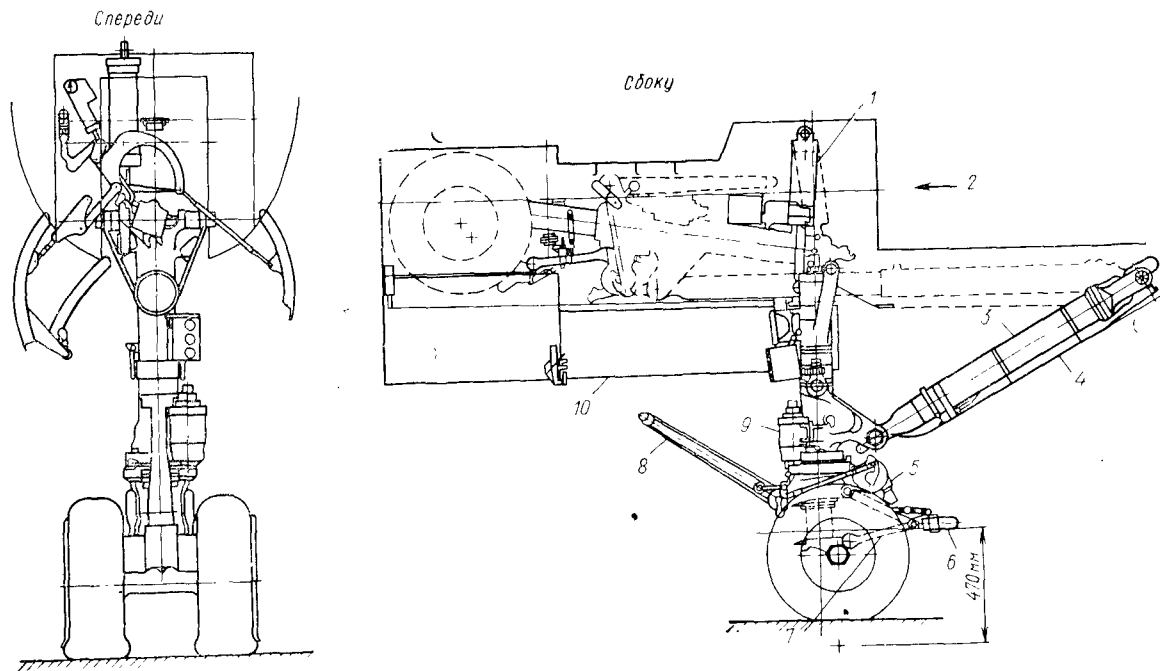


Рис. 2.38. Конструкция носовой стойки шасси:

1 — гидроцилиндр выпуска и уборки шасси; 2 — направление движения; 3 — задний подкос; 4 — обтекатель; 5 — управляющий механизм; 6 — узел зацепления удерживающей штанги; 7 — двухзвеник; 8 — соединительная штанга; 9 — привод управления носовым колесом; 10 — створки ниши

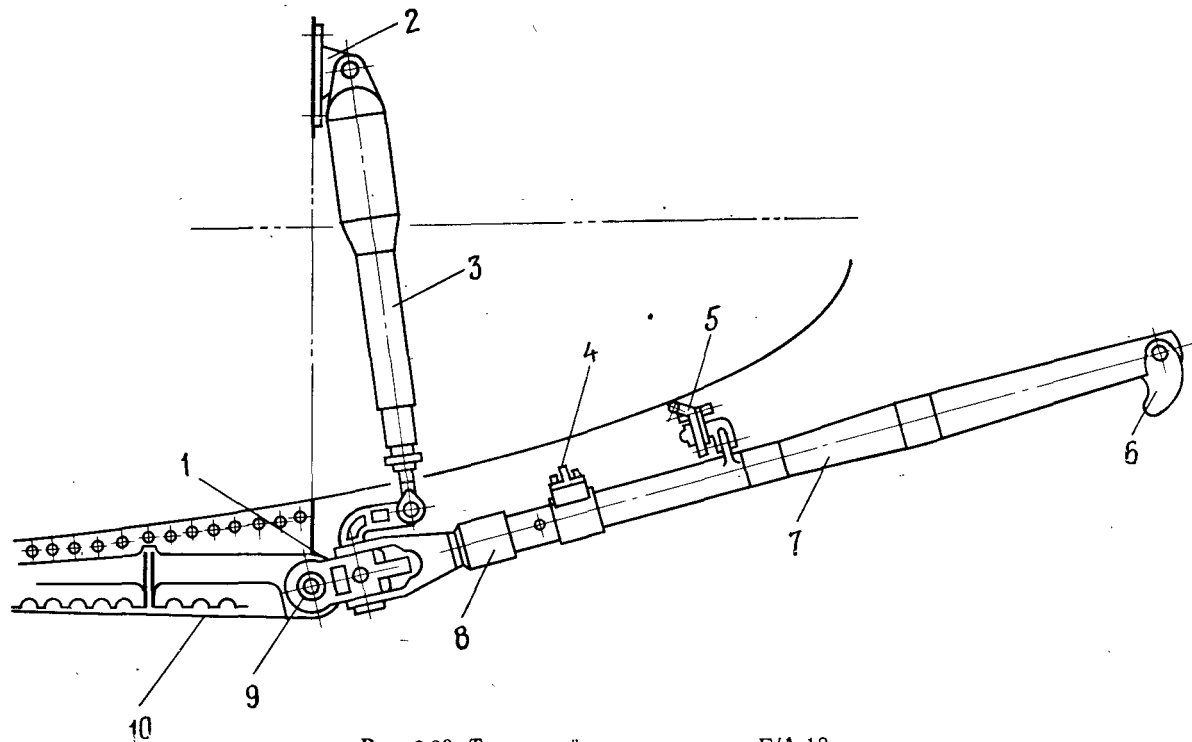


Рис. 2.39. Тормозной крюк самолета F/A-18:

1 — переключатель положения тормозного крюка; 2 — крепление к планеру; 3 — гидроамортизатор; 4 — амортизатор; 5 — замок убранного положения; 6 — захват; 7 — штанга; 8 — боковой амортизатор; 9 — шарнирное соединение; 10 — пилон

Гидравлическая система самолета F/A-18 состоит из двух независимых систем с рабочим давлением 21 000 кПа, от которых работают приводы всех рулевых поверхностей шасси, тормозов и других систем. Она создана с учетом обеспечения максимальных боевой живучести и боеготовности. Для этого было применено моделирование на ЭВМ, позволившее оптимизировать работу гидросистемы и подтвердившее отсутствие разрушающих резонансных колебаний и допустимый уровень пульсаций давления в системе.

Многие узлы гидравлической системы самолета F/A-18 являются модификацией узлов F-15: насосы, датчики уровня жидкости в баках, трехпозиционные клапаны-переключатели кольцевания. Применение титановых сплавов позволило снизить массу трубопроводов по сравнению со стальными на 30 кг; из стали изготовлены цилиндры и нагруженные элементы силовых приводов аэродинамических поверхностей управления.

В гидравлической системе самолета F/A-18 используется рабочая жидкость, обеспечивающая работу системы в диапазоне температур от -40 до $+135^{\circ}\text{C}$.

Каждая гидравлическая система непосредственно за насосом и блоком фильтров с помощью клапанов, находящихся в датчиках уровня рабочей жидкости в баках, разветвляется на две подсистемы. Такая схема совместно с комплексом клапанов-переключателей обеспечивает четырехканальную схему резервирования для наиболее важных органов управления. Клапаны-переключатели образуют в дополнение к двум имеющимся так называемый третий контур гидросистемы, что обеспечивает дополнительное резервирование работы приводов стабилизатора и резервные источники питания для других моторов и приводов поверхностей управления, которые имеют лишь один источник питания. Клапаны-переключатели имеют шесть отверстий для тока жидкости и трехпозиционный шток. При нормальном давлении в системе шток отжимается жидкостью в положение, обеспечивающее нормальный приток и отток жидкости от исполнительного механизма. При понижении давления шток под действием пружины перемещается и запирает отверстие нормального притока жидкости, одновременно образуется закольцованная магистраль в контуре, расположенном за клапаном-переключателем, и блокируется подача жидкости от резервного источника питания.

При таком положении штока давление жидкости в контуре за клапаном-переключателем будет повышаться с по-

мощью небольшого пружинного аккумулятора. В случае дальнейшего понижения давления в этом контуре шток останется в указанном положении, что предотвратит включение дублирующего контура. Однако если понижение давления произошло вследствие кавитации жидкости в контуре силового привода, то шток переместится в положение, обеспечивающее подключение дублирующего контура.

Аварийное управление воздушным тормозом и шасси осуществляется с помощью специального аккумулятора объемом 0,008 м³, работа которого дублируется аккумулятором запуска вспомогательной силовой установки. Последний обеспечивает также аварийное управление носовым колесом и системой заправки топливом в полете.

Конструкция гидросистемы обеспечивает блокировку неисправности (утечки жидкости) в одном из контуров. Все штоки поршней имеют дублированное гермоуплотнение.

Управление закрылками сохраняется при повреждении двух электроканалов и одного источника питания гидросистемы. Остальные силовые приводы сохраняют работоспособность при повреждении одного электроканала управления и выходе из строя одного источника питания гидросистемы. При выходе из строя гидро- и электросистемы все сервоприводы работают как демпферы с большим сопротивлением. В этом случае все аэродинамические поверхности устанавливаются в исходное положение.

В системе установлены датчики уровня рабочей жидкости в баках, которые значительно повышают надежность и живучесть гидравлической системы, облегчают ее техобслуживание. Кроме того, они снижают влияние повреждений в воздушном бою, пожароопасность и не допускают работу насосов вхолостую. Установленные на самолете F/A-18 баки с жидкостью имеют различную ориентацию, чтобы обеспечить гидростатическое давление на входе насоса и предотвратить образование воздушных пробок в магистральных, которые могут появиться вследствие неправильной эксплуатации или неполадок в системе.

Одной из особенностей ЛА является вспомогательная силовая установка (ВСУ), которая была установлена на самолете для эксплуатации на переднем крае боевых действий. С помощью ВСУ можно осуществить запуск двигателей и проверить работу любой из систем самолета без использования вспомогательного наземного оборудования.

Подача каждого насоса при частоте вращения его ротора 4600 об/мин составляет 3,5 дм³/с. Заброс давления при

резком прекращении расхода не превышает 25 300 кПа (на эту величину давления настроен предохранительный клапан гидросистемы). При переходе от нулевого расхода к полному давление в системе не падает ниже 15 800 кПа, в этом случае восстановление производительности насосов до уровня 90% происходит за 0,05 с. Раздельное расположение двигателей и насосов предусматривает их независимое техобслуживание. Для быстрой замены насосы крепятся к системе трубопроводов с помощью V-образных поясных зажимов и быстросъемных самогерметизирующихся соединений. Это позволяет избежать демонтажа трубопроводов при техобслуживании гидронасосов или баков с жидкостью. На F/A-18 предусмотрена возможность питания воздушного турбостартера от ВСУ или воздухом, отобранном от одного из двигателей, что повышает надежность питания гидросистемы при работе одного двигателя.

Высокая степень резервирования бортовых систем самолета обеспечивает возможность посадки при повреждении одного двигателя, одного гидронасоса, основной электрической системы или механической проводки управления стабилизатором, а также при выходе из строя двух из четырех контуров гидросистемы. Размещение коробки приводов и насосов вдали от горячих участков двигательного отсека существенно снизило пожароопасность, разнесение агрегатов гидросистем в поперечном направлении и размещение между ними ВСУ и элементов конструкции самолета снизило вероятность одновременного выхода из строя обеих гидросистем при повреждении самолета.

Силовая установка состоит из двух ТРДДФ F 404 (рис. 2.40), специально разработанных для самолетов F/A-18. Фирма поставила перед собой задачу максимально упростить конструкцию двигателя, повысить его надежность, упростить обслуживание, обеспечить низкую стоимость и эксплуатационные расходы. Для достижения этих целей было решено пойти даже на некоторое увеличение удельного расхода топлива и отношения тяги двигателя к его массе. На первое место было выдвинуто достижение высоких эксплуатационных показателей.

Необходимость увеличения примерно на 4,4 кН тяги обусловила повышение расхода воздуха двигателем F 404 по сравнению с ТРДДФ YJ 101 на 10%. Степень двухконтурности была повышена до 0,34 для уменьшения удельного расхода топлива. Диаметр вентилятора был увеличен на 0,23 м, диаметр турбины низкого давления — на 0,10 м; были увеличены также площадь сечения и длина сопла. В

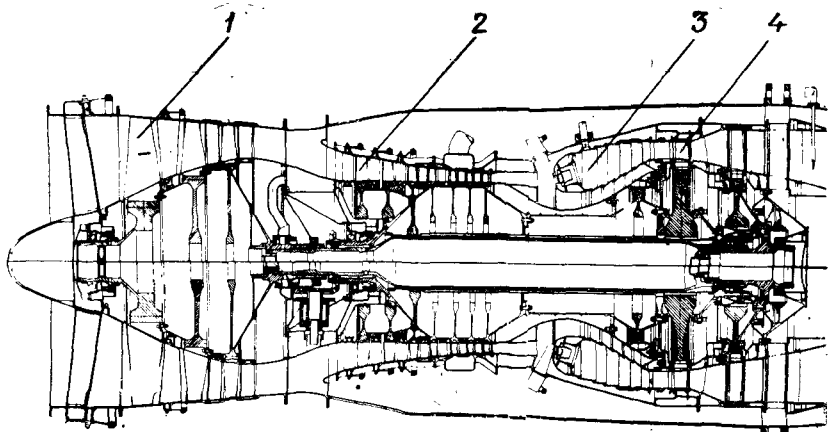


Рис. 2.40. Двухконтурный турбореактивный
1 — 3-ступенчатый вентилятор; 2 — 7-ступенчатый компрессор высокого давления;
3 — турбина высокого давления; 4 — регулируемое

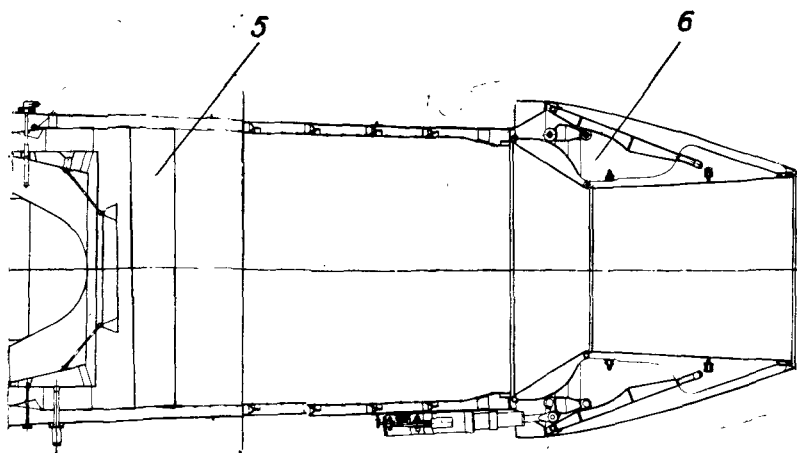
целях уменьшения массы двигателя в его конструкции было решено по-прежнему использовать одноступенчатую турбину высокого давления. Стенки канала внешнего контура двигателя выполнены из титанового сплава с помощью химического фрезерования.

К числу особенностей конструкции двигателя F 404 относится размещение в фюзеляже коробки привода вспомогательных агрегатов. Установленная на самолете ВСУ обеспечивает автономный запуск двигателя и позволяет проводить полную наземную проверку всех систем без подключения внешнего источника питания. Тяга двигателя на форсаже — 71,2 кН, степень повышения давления — 25, степень двухконтурности — 0,34, расход воздуха — 63,5 кг/с, масса — 960 кг, длина — 4030 мм, диаметр — 890 мм.

Двигатель F 404 по сравнению с двигателем J 79, установленным на самолете «Фантом», имеет приблизительно на 50% меньшую массу, на 25% меньшую длину, на 11% меньший диаметр, на 14% больший расход воздуха и на 33% меньшее число деталей (14 300 вместо 22 000).

В процессе летных испытаний отмечалась большая приемистость ТРДДФ F 404 (для перехода от режима малого газа до максимального форсажа потребовалось всего 3,3 с).

К началу серийного производства объем летных испытаний двигателя превысил 1000 ч, а общий объем доводочных испытаний — 10 800 ч.



двигатель с форсажем F 404:

3 — камера сгорания; 4 — 2-ступенчатая газовая турбина; 5 — форсажная камера

Высотные испытания двигателя показали незначительные отклонения от расчетных показателей удельного расхода топлива на высоте 10 670 м при скорости полета, соответствующей числу $M=2$, и у земли при скорости, соответствующей числу $M=1,1$. Эти режимы полета явились предельными, для достижения которых было необходимо включение форсажной камеры. Было также отмечено улучшение удельного расхода топлива при работе двигателя на среднем режиме без использования форсажной камеры в полете у земли со скоростью, соответствующей числу $M=0,2$, и на высоте 10 000 м при скорости, соответствующей числу $M=1$. Вместе с тем двигатель имеет достаточный избыток тяги в средней области полетных режимов.

Вооружение. На самолете F/A-18 установлена пушка «Вулкан» калибром 20 мм. Эта пушка может осуществлять стрельбу со скоростью 6000 и 4000 выстрелов в минуту. Боезапас пушки «Вулкан» 570 снарядов.

Из-за того что на самолете F/A-18 пушка установлена в передней части фюзеляжа перед кабиной, существует возможность ослепления летчика при стрельбе в ночное время. Однако такая установка позволяет избежать засасывания пороховых газов в воздухозаборники и заглохания двигателей.

Для подвески вооружения на самолете F/A-18 имеются 11 внешних узлов; по одному на концах крыла, по три под каждой консолью крыла и три подфюзеляжных (рис.

2.41), на которых может быть размещено вооружение общей массой 7710 кг.

На F/A-18 может быть установлено одновременно до восьми УР класса «воздух — воздух»: две «Сайдвиндер» на концах крыла, две УР «Спарроу» на пилонах под воздухозаборниками, на подкрыльных узлах подвески могут быть установлены по одной УР «Спарроу» или по две «Сайдвиндер».

Могут быть установлены на самолете F/A-18 10 бомб Mk 82, ракеты «воздух — поверхность» «Мейверик» с лазерной системой наведения и «Харм».

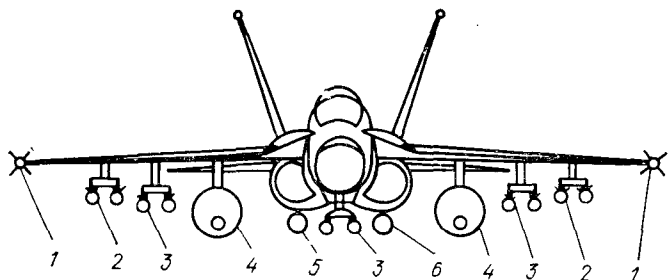


Рис. 2.41. Узлы подвески и состав вооружения самолета F/A-18:

1 — УР «Сайдвиндер»; 2 — УР «Спарроу»; 3 — топливный бак или оружие «воздух — поверхность»; 4 — УР «Спарроу» или контейнер с электронным оборудованием; 5 — топливный бак или оружие «воздух — поверхность»; 6 — УР «Спарроу» или контейнер с ИК системой переднего обзора

При выполнении ударных операций на большом удалении от места базирования на подфюзеляжном и двух внутренних подкрыльных пилонах могут устанавливаться сбрасываемые подвесные топливные баки, а вооружение — на двух внешних узлах подвески. Оно может состоять из четырех бомб массой по 456 кг. В такой конфигурации скорость полета и радиус действия самолета F/A-18 больше, чем у палубного бомбардировщика A-7E.

На самолете F/A-18 установлена новейшая система управления огнем, которая в режиме «Воздух — поверхность» осуществляет непрерывный расчет точки падения бомб и обладает такими же возможностями, как и прицельная бомбардировочная система с сопровождением по угловой скорости линии визирования цели ARBS. Система управления огнем самолета F/A-18 обеспечивает при поражении наземных целей бомбами точность попадания 0,005—0,007, что значительно лучше, чем у самолета F-4 (0,030). Сис-

тема применяется также при пуске УР класса «воздух—воздух», «воздух — поверхность» и стрельбе из пушки.

Бортное радиоэлектронное оборудование. На самолете F/A-18 установлена система управления огнем с импульсно-доплеровской РЛС Хьюз AN/APG-65. Размеры РЛС AN/APG-65 уменьшены на 20%, а ее возможности расширены по сравнению с РЛС самолета F-15. Диаметр плоской антенной решетки РЛС AN/APG-65 больше, чем на самолетах F-4 и F-16, и составляет 710 мм. Объем РЛС без антенны — 0,124 м³, масса — 153 кг. РЛС AN/APG-65 состоит из 14000 деталей, что значительно меньше количества деталей в РЛС AWG-9 самолета F-14 «Томкэт», состоящей из 27 000 деталей.

РЛС AN/APG-65 работает в диапазоне частот от 8 до 12,5 ГГц. В РЛС используются высокая, средняя и низкая частоты повторения импульсов (ЧПИ), охватывающие диапазон от 1 до 100 кГц. Высокая ЧПИ позволяет увеличить дальность действия РЛС и обеспечивает обнаружение высокоскоростных целей, движущихся на встречном курсе. Однако этот режим не эффективен при обнаружении целей, движущихся с малой относительной скоростью, не обеспечивает требуемой точности измерения дальности до цели. Для измерения дальности до цели в РЛС AN/APG-65 применяется низкая ЧПИ. Средняя ЧПИ обеспечивает на средней дальности обнаружение и точное сопровождение небольших высокоскоростных целей.

РЛС может работать в режимах «Воздух — воздух» и «Воздух — поверхность», максимальная дальность обнаружения самолета средних размеров 148 км.

При работе в режиме «Воздух — воздух» РЛС самолета F/A-18 может выполнять:

- поиск цели по скорости (в этом режиме применяется высокая ЧПИ, летчику предоставляется информация об азимуте и скорости полета цели);

- поиск цели с определением дальности (использование высокой и средней ЧПИ для обнаружения цели на большой дальности независимо от ее ракурса, скорости и курса);

- автоматическое сопровождение нескольких целей при поиске на дальности до 75 км (используется средняя ЧПИ); при сопровождении одновременно 10 целей на дисплее могут выводиться одновременно отметки только восьми целей. Летчику предоставляется информация о высоте, скорости и ракурсе приоритетной цели;

— сопровождение одиночной цели (отметка на коллиматорном индикаторе о возможности перехода на этот режим появляется при работе РЛС в режиме поиска цели с определением дальности, когда расстояние до цели становится меньше 150 км). Для слежения за одиночной высокоманевренной целью применяется угловое моноимпульсное двухканальное сопровождение. При этом для оценки положения цели при выполнении разворотов на 180° используется бортовая ЭВМ. На коллиматорный индикатор выводятся сигналы управления для атаки и данные, необходимые для пуска ракеты, а на многофункциональный индикатор в кабине летчика — информация о скорости, высоте и пространственном положении цели.

Высокая ЧПИ обеспечивает применение УР класса «воздух — воздух» с полуактивной системой наведения «Спарроу», при малой дальности для поражения воздушной цели может применяться УР с ИК системой наведения «Сайдвиндер»;

— выделение отдельных воздушных целей в группе на дальности до 55 км при расстоянии между целями не менее 150 м (используется режим с доплеровским заострением луча, обеспечивающий высокую разрешающую способность).

При ведении воздушного боя могут применяться следующие автоматические режимы РЛС для захвата цели на дальности от 150 до 9 км (рис. 2.42):

— вертикальное сканирование (одно сканирование за 2 с в диапазоне от $+60$ до -14° по возвышению и в диапазоне $5,3^\circ$ по азимуту; режим применяется при выполнении самолетом крутого виража);

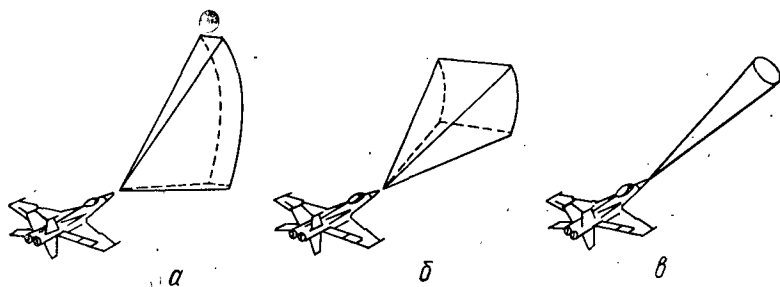


Рис. 2.42. Автоматические режимы работы РЛС самолета F/A-18:

a — вертикальное сканирование; *б* — сканирование в вертикальной и горизонтальной плоскостях; *в* — захват по линии визирования, сканирование в секторе $3,5^\circ$ по азимуту и возвышению

— захват в поле зрения коллиматорного индикатора $20 \times 20^\circ$ (одно сканирование за 2 с в диапазоне от $+14$ до -6° по возвышению и в диапазоне 10° по азимуту);

— захват по линии визирования (при сканировании в секторе $3,5^\circ$ по азимуту и возвышению);

— прицеливание для стрельбы из пушки (применяется на дальности до 9 км); на коллиматорный индикатор выводятся данные о дальности и скорости цели и высвечивается прицельная метка. После запираания на цель на экране дисплея появляется соответствующая отметка. Летчик может сам выбирать требуемый автоматический режим захвата цели.

При работе в режиме «Воздух — поверхность» РЛС может выполнять:

— картографирование местности (используется низкая ЧПИ). Режим обеспечивает «грубое» картографирование территории, находящейся прямо по курсу;

— картографирование местности в режимах доплеровского заострения луча (при картографировании небольшого участка земли достигается увеличение масштаба изображения $67:1$, а при картографировании большого участка — $19:1$);

— следование рельефу местности и облет препятствий; летчику предоставляются два типа данных о профиле местности: текущие (в направлении вектора скорости самолета) и расчетные (по курсу);

— обнаружение надводных целей;

— обнаружение и сопровождение движущихся и неподвижных наземных целей (используется угловое моноимпульсное сопровождение).

Средняя наработка на отказ РЛС AN/APG-65 равна 106 ч, что значительно больше аналогичного показателя для РЛС AWG-9 самолета F-14 «Томкэт». Модульная конструкция РЛС AN/APG-65 позволяет заменить неисправный блок в течение 15 мин.

При выполнении ударных операций по наземным целям на пилонах под воздухозаборниками самолета F/A-18 устанавливаются контейнеры с ИК системой FLIR AN/AAS-38 и контейнер с лазерной системой целеуказания и панорамной камерой AN/ASQ-173.

До последнего времени техническое усложнение боевых самолетов с высокими летными данными, как правило, сопровождалось увеличением трудозатрат на техническое обслуживание и снижением уровня оперативной готовности.

Ранее в число характеристик, которые требовалось про-

демонстрировать при летных испытаниях военного самолета, входили только массовые и летные характеристики. Для характеристик надежности и трудозатрат на обслуживание обычно устанавливались ориентировочные уровни, которые часто не достигались. Улучшение показателей технического обслуживания осуществлялось уже во время эксплуатации самолетов.

При разработке самолета F/A-18 использовался новый подход: надежность и трудозатраты на обслуживание приравнивались к другим характеристикам, для того чтобы обеспечить как низкую стоимость жизненного цикла самолета в мирное время, так и его высокую эффективность во время проведения боевых действий. Как показал анализ, значительно более высокая эффективность авиационной части, базирующейся на авианосце и укомплектованной самолетами F/A-18, по сравнению с авиационной частью, укомплектованной самолетами, состоящими на вооружении в настоящее время, будет на 50% обусловлена лучшими боевыми характеристиками самолета F/A-18 и на 50% большей надежностью, простотой технического обслуживания и повышенной живучестью.

На самолете F/A-18 применена электродистанционная система управления с трехкратным резервированием и дополнительной механической проводкой к стабилизатору, которая обеспечивает возвращение самолета на базу даже при полном отказе его электродистанционной системы управления. Повышению надежности способствует применение и более простой, чем на существующих самолетах, системы механизации крыла, а также использование нерегулируемых воздухозаборников. Высокие требования в отношении надежности предъявляются и к многоцелевому бортовому оборудованию самолета. Гарантируемое время налета между отказами самолета в целом равно 3,7 ч.

Высокая живучесть самолета F/A-18 обеспечивается двухдвигательной компоновкой, наличием резервных систем управления и специальных защитных устройств для топливной системы.

Для упрощения производства, снабжения запасными частями и технического обслуживания самолета предусмотрена взаимозаменяемость многих парных элементов конструкции и систем. Взаимозаменяемы левый и правый двигатели (коробка приводов размещается в двигательном отсеке планера самолета), подкрыльные пилоны, консоли хвостового оперения. К бортовому оборудованию, системам самолета и силовой установке обеспечен свободный доступ.

Трудозатраты на техобслуживание самолета во время эксплуатации должны составить 11 человеко-часов на летный час (чел. ч/л. ч), по парку серийных самолетов 18 чел. ч/л. ч. Во время летных испытаний эта цифра была несколько меньше (8 чел. ч/л. ч), в связи с тем что техобслуживание самолетов осуществлялось специалистами фирмы «Макдоннелл-Дуглас». В настоящее время трудозатраты на техническое обслуживание самолетов А-7Е, F-4 и F-4J составляют 28 и 49 чел. ч/л. ч соответственно (рис. 2.43).

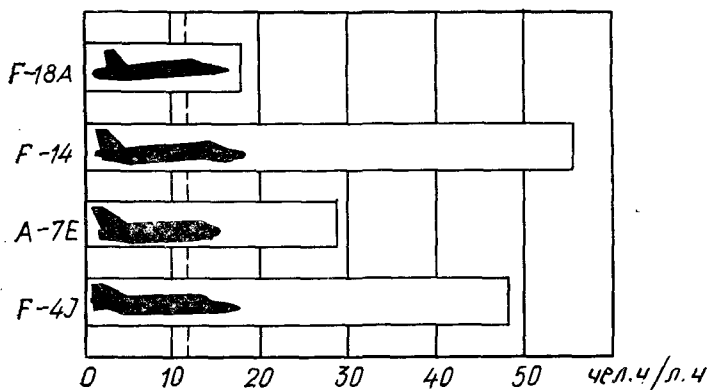


Рис. 2.43. Трудозатраты на техническое обслуживание самолетов А-7Е и F-4J

В число других характеристик входили также время подготовки к повторному полету, равное 15 мин (при обслуживании самолета одновременно не более чем тремя техниками), средняя продолжительность одного ремонта 1 ч 46 мин, продолжительность нахождения неисправности 5 мин для 95% видов отказов и 10 мин для 5% отказов, продолжительность замены четырьмя техниками двигателя 21 мин, продолжительность замены РЛС двумя техниками 20 мин.

Испытания оборудования самолета F/A-18 проводились в условиях, соответствующих эксплуатационным (с учетом вибраций, температуры, влажности и т. д.) и зависящих от типа оборудования и его размещения на самолете. Было определено, например, что при расчетном ресурсе планера 6000 ч (2000 взлетов с помощью катапульты и 2000 посадок с использованием задерживающего крюка) некоторые системы самолета должны иметь ресурс 9800 ч с учетом рабо-

ты двигателей на земле, технического обслуживания и проверки.

Двухместный всепогодный палубный бомбардировщик (штурмовик) А-6Е «Интродер» при максимальной взлетной массе при катапультном взлете с авианосца 26 580 кг имеет дальность полета 1630 км с максимальной боевой нагрузкой. Максимальная взлетная масса при взлете с аэродрома равна 27 400 кг, максимальная посадочная масса

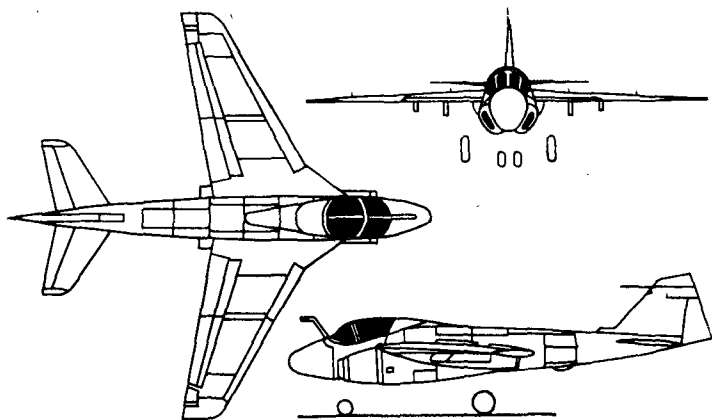


Рис. 2.44. Палубный бомбардировщик (штурмовик) А-6Е «Интродер»

при посадке на авианосец — 16 330 кг, посадочная скорость — 205 км/ч, максимальная нагрузка на внешних подвесках — 8165 кг, максимальная скорость без внешних подвесок — 1360 км/ч, максимальная скорость у земли — 1040 км/ч, крейсерская скорость — 765 км/ч, практический потолок — 13 600 м, площадь крыла — 49,1 м².

Самолет А-6Е (рис. 2.44) представляет собой среднеплан с однокилевым вертикальным оперением. Фюзеляж самолета — типа полумонокок длиной 16,69 м. Трапециевидное крыло размахом 16,15 м имеет сложенные концевые части 7,72 м. Угол стреловидности равен 25°, площадь крыла — 49 м², угол стреловидности по 1/4 хорд — 25°. Механизация крыла состоит из отклоняемых предкрылков площадью 4,63 м² и закрылков площадью 9,66 м² по всему размаху крыла и интерцепторов, расположенных перед закрылками площадью 3,81 м². У задней кромки на концах крыла расположены расщепляющиеся воздушные тормоза. На верхней поверхности консолей крыла расположены не-

большие аэродинамические гребни. Хвостовое оперение состоит из цельноповоротного стабилизатора и киля с рулем направления.

Шасси — трехстоечное. Основные стойки (одноколесные) убираются вперед в ниши, расположенные в обтекателях воздухозаборников, передняя стойка с двумя колесами — назад. На передней стойке имеется штанга для крепления самолета к челноку катапульты. В хвостовой части фюзеляжа установлен выпускающийся и убирающийся поддерживающий крюк для торможения самолета при посадке тросами аэрофинишера.

Самолет имеет две гидравлические системы, которые применяются для привода предкрылков и закрылков, расщепляющихся воздушных тормозов на концах крыла, тормозов колес и фонаря кабины. Дополнительно имеется гидравлический насос с электроприводом для управления стабилизатором и рулем направления в ограниченной области режимов полета.

В состав электрической системы входят два стартера-генератора мощностью 30 кВт каждый. Они обеспечивают запуск двигателей и электроснабжение бортового оборудования. Для аварийного снабжения бортового оборудования применяется воздушная турбина, работающая от набегающего потока и расположенная над корневой частью левой консоли крыла.

На самолете установлены два бесфорсажных турбореактивных двигателя J52-P-8B с максимальной тягой по 41,2 кН каждый. Удельный расход топлива составляет 0,087 кг/(Н·ч). Диаметр двигателя равен 796 мм, длина — 3018 мм, масса — 960 кг. Двигатели с боковыми воздухозаборниками расположены у корневых частей крыла, прижаты к фюзеляжу ниже поверхности крыла. Первоначально на самолете применялись поворотные сопла на угол до 23°, затем на серийных самолетах сопла фиксированы под углом 7°.

Перед лобовым стеклом кабины размещена съемная штанга для заправки топливом в полете.

В состав бортового оборудования самолета А-6Е входят: поисковая многорежимная радиолокационная станция обнаружения и сопровождения движущихся и неподвижных целей в условиях плохой погоды, обеспечения слежения рельефу местности, картографирования местности; цифровая ЭВМ; инерциальная навигационная система; автоматическая система посадки на палубу авианосца; датчики системы TRAM, ИК система переднего обзора, лазер-

ный целеуказатель и дальномер, лазерный приемник, которые расположены на турели в передней нижней части фюзеляжа; новое связное и навигационное оборудование, а также оборудование опознавания.

Основным индикатором на самолете является многофункциональный индикатор, с помощью которого осуществляются навигация, выход самолета в район курсирования авианосца, заход на посадку, выбор оружия и бомбометание или пуск ракет.

Вооружение самолета расположено на четырех подкрыльевых и одном подфюзеляжном узлах подвески. Каждый узел рассчитан на подвеску нагрузки массой 1630 кг. Применяются разные варианты подвески нагрузки, но наиболее типичными являются: 28 бомб массой 227 кг каждая; три бомбы массой 908 кг плюс два подвесных топливных бака емкостью по 1135 л. Самолет оснащается также управляемыми ракетами «воздух — воздух» «Сайдвиндер», управляемыми ракетами «воздух — поверхность» «Буллпап», противокорабельными управляемыми ракетами «Гарпун» и «Харм».

На базе самолета А-6Е создан самолет радиопротиводействия ЕА-6В «Праулер». Его носовая часть удлинена на 1,03 м для размещения кабины с четырьмя членами экипажа (летчика и трех операторов системы радиоэлектронного противодействия). Масса внутреннего оборудования увеличена до 3630 кг и пяти подвесных контейнеров с оборудованием массой по 430 кг.

Максимальная взлетная масса самолета с пятью подвесными контейнерами 29500 кг. Дальность полета с четырьмя контейнерами и одним подфюзеляжным подвесным топливным баком 1315 км. Практический потолок — 11 600 м.

На самолете ЕА-6В установлена комплексная система радиопротиводействия. Блоки системы расположены в фюзеляже и в подвесных подкрыльевых и подфюзеляжном контейнерах. Один самолет ЕА-6В может почти полностью подавить работу пяти радиолокационных станций. Для этой цели экипаж самолета во время предварительной подготовки к полету устанавливает частотные диапазоны, режимы работы и другие разведанные радиолокационных станций, которые надо подавлять в районе цели. Вся информация о пяти РЛС заранее вводится в память бортового вычислителя комплексной системы радиопротиводействия. Самолеты ЕА-6В более поздних выпусков имеют оборудование, позволяющее одновременно подавлять до

восьми радиолокационных станций или радиостанций. На них установлены турбореактивные двигатели J52-P-408 с большей тягой — 51 кН.

Самолеты А-6А (66 штук) переоборудованы в палубные самолеты-заправщики КА-6Д.

В середине 1984 г. для усовершенствования палубных штурмовиков и штурмовиков морской пехоты решено на базе самолета А-6Е создать штурмовик А-6F, отвечающий требованиям 90-х годов. Планируется при этом использовать элементы техники и технологии самолета F/A-18 — двигатели, аппаратуру, вооружение. Так, планируется вместо турбореактивных двигателей J52 применить двухконтурные ТРД F 404-GE-400 в бесфорсажном варианте с максимальной тягой по 48 кН. Увеличение тяговооруженности позволит увеличить максимальную взлетную массу самолета. Меньшая масса двигателей, меньшие габариты и удельный расход топлива улучшат маневренные и взлетно-посадочные характеристики самолета.

РЛС самолета А-6F с антенной, имеющей режим синтезированной апертуры. Так, антенна РЛС самолета А-6F имеет геометрическую апертуру 914 мм. В режиме синтеза она может быть увеличена в 100 раз. Такая РЛС позволит обнаруживать наземные, морские и воздушные цели на дальностях в 2 раза больших, чем это возможно на современных РЛС. При этом увеличивается примерно в 10 раз устойчивость против постановки помех. Эта РЛС сохранит возможность полета самолета в режиме следования рельефу местности. На специальном индикаторе рельеф местности будет отображаться в трех измерениях, т. е. пространственно. Самолет будет оборудован цифровой автоматической системой управления полетом, новой инерциальной навигационной системой. Управлять оборудованием планируется с помощью двух бортовых усовершенствованных ЭВМ и аппаратуры отображения. Вся аппаратура сопрягается между собой посредством системы распределения цифровых данных по единой шине.

Самолет А-6F кроме бомбардировочного вооружения и ракет «Буллпап» планируется вооружить противокорабельными ракетами «Гарпун» большой дальности пуска с активной радиолокационной системой наведения и ракетами «Мейверик» небольшой дальности пуска с ИК системой наведения. Для подавления радиоэлектронных средств предусматривается применение управляемых ракет с пассивной головкой самонаведения «Харм». Для защиты самолета предусмотрена установка ракет «воздух — воздух»

«Сайдвиндер» ближнего воздушного боя и AIM-120 средней дальности пуска.

Летные испытания опытных образцов самолетов A-6F проведены в 1987—1988 гг., а их серийный выпуск начат с 1989 г.

Палубный противолодочный самолет S-3A «Викинг» фирмы «Локхид» (рис. 2.45) с взлетной массой 23 800 кг, с максимальной дальностью полета без подвесных топливных баков 4800 км, радиусом действия 852 км при поиске

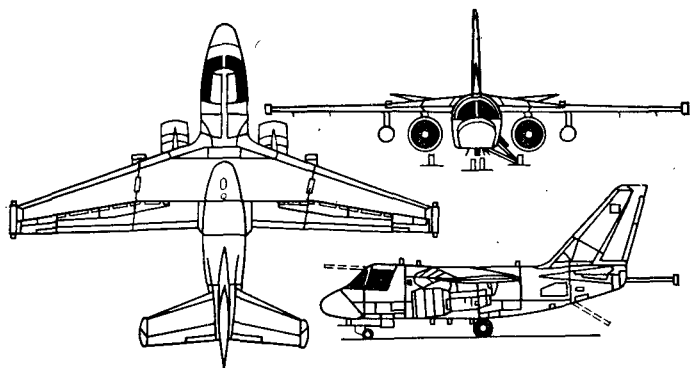


Рис. 2.45. Палубный противолодочный самолет S-3A «Викинг»

подводных лодок в течение 4,5 ч на скорости 686 км/ч представляет собой высокоплан с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями без форсажа TF34-GE-2. Максимальная посадочная масса составляет 20 830 кг, а при посадке на палубу авианосца — 17 100 кг.

Во внутренние баки заливается 5960 кг. Максимальная скорость полета равна 686 км/ч, скорость патрулирования на уровне моря — 297 км/ч, скорость захода на посадку на авианосец — 185 км/ч, продолжительность патрулирования — 7,5 ч, практический потолок — 13 500 м.

На самолете четыре члена экипажа: летчик, второй летчик, оператор гидроакустических систем и тактический координатор. Все рабочие места членов экипажа оснащены большим числом электронных индикаторов.

Первый летчик является командиром и несет ответственность за самолет, экипаж и выполнение задания. Перед ним установлен индикатор, отображающий общую тактическую обстановку, траектории самолета и цели, а также

точку назначения, определенную тактическим координатором.

Второй летчик выполняет также обязанности штурмана, радиста и оператора неакустических систем. Управление неакустическими системами осуществляется радиолокатором с высокой разрешающей способностью, ИК системой переднего обзора, электронными поисковыми системами и магнитометром — осуществляется вычислителем. Информация от этих систем предоставляется летчику с помощью многоцелевого индикатора.

Тактический координатор, сидящий за вторым летчиком, обеспечивает контроль за выполнением задания. Он отвечает за тактику операции, координирует и управляет обработкой данных и обеспечивает контроль за работой датчиков и систем вооружения. Данные о цели, полученные вторым летчиком и оператором гидроакустических систем и заложенные в оперативную программу, передаются на индикаторы тактического координатора для обработки. С помощью вычислителя он производит расчет положения цели и траектории полета к ней, выбирает наилучшую тактику и принимает решение об атаке путем указания координат точки сброса оружия.

Оператор гидроакустических систем выполняет в основном обработку акустических данных. Он определяет положение гидроакустических буев, контролирует информацию от активных и пассивных гидроакустических буев, обнаруживает и классифицирует цели и определяет пеленг или координаты цели. Когда объем акустической информации мал, оператор гидроакустических систем может также выполнять обязанности оператора неакустических систем обнаружения.

Летчикам обеспечен отличный обзор из кабины, они могут видеть предкрылки, gondолы двигателей, штангу заправки топливом в полете, основные стойки шасси. Нижняя граница передней зоны обзора соответствует линии, отклоненной на 17° вниз относительно горизонта, поэтому в поле зрения летчиков находятся все оптические средства посадки на палубу авианосца.

Самолет рассчитан на рабочие перегрузки в диапазоне от -1 до $+3,5$ и способен выдержать перегрузки от порыва ветра до $+4,3$. Самолет не подвержен бафтингу при развороте с углом крена и перегрузкой 2 при ожидании посадки со скоростью 296 км/ч на малой высоте.

Большая часть конструкции самолета выполнена из алюминиевых сплавов, отличающихся высокой прочностью

и коррозионной стойкостью. Для элементов, от которых требуется большая усталостная прочность, широко применяется дробеструйная обработка. В конструкции хвостовой части фюзеляжа, оперения и пилонов двигателей ограничено применяется закаленный алюминиевый сплав. В конструкции хвостового оперения используется сотовый наполнитель и обшивка из стекловолокна. В конструкции стоек шасси используется термообработанная высокопрочная сталь. Ряд деталей пилонов изготавливается из титана и нержавеющей стали. В хвостовой части фюзеляжа в качестве наполнителя используется пластик.

Крыло выполнено в виде кессонной конструкции с двумя лонжеронами, соединенными механически обработанной обшивкой, подкрепленной нервюрами. Силовые нервюры механически обработаны, а остальные нервюры выполнены из листового материала. Стыковка внутренней и внешней части крыла производится по силовым нервюрам, имеющим кронштейны для складывания и фиксации крыла и являющимися частью конструкции пилона подвески. Крыло стыкуется с фюзеляжем соответствующими узлами в лонжеронах, нервюрах и обшивке.

Относительная толщина и сужение крыла выбраны из условия размещения максимального запаса топлива внутри секции крыла, ограниченной линией складывания, и обеспечения максимального аэродинамического качества при числе $M=0,7$, характерном для продолжительного полета при поиске цели. Относительная толщина уменьшается с 17% в корневом сечении до 14% на линии складывания крыла и 12% на концах; эффективная относительная толщина составляет для всего крыла 14,5%, сужение крыла — 4.

Выбор профиля с максимальной толщиной: 30% для корневого сечения и 40% для сечения, по которому соединяются части крыла, и концевых участков определен требованием обеспечения бескачкового обтекания крыла при $c_y=0,4 \dots 0,6$ и $M=0,6 \dots 0,7$ и обтекания с образованием скачка уплотнения при $c_y=0 \dots 0,3$ и $M=0,75 \dots 0,78$.

В ходе разработки в проект были внесены незначительные изменения по сравнению с первоначальным вариантом. Наиболее существенным из них было уменьшение угла стреловидности по линии 1/4 хорд с 20 до 15°, обусловленное увеличением площади крыла с 53,9 до 55,6 м².

Крыло имеет геометрическую кривую 4°50' и отличается существенным изменением кривизны профиля по размаху. Расчетное значение c_y в корне крыла 0,5 и на концах кры-

ла 0,6. Такая относительно большая аэродинамическая крутка необходима для парирования тенденции к раннему срыву потока на концах крыла. Из-за большой площади крыла, необходимой для выполнения боевого задания и обеспечения набора высоты с одним двигателем для захода на посадку, было достигнуто умеренное значение $C_{y\max} = 2,36$, обеспечиваемое одновременным использованием закрылков, занимающих 80% размаха и отклоняемых на 35° , и предкрылков. Взлет с катапульты выполнялся при отклонении закрылков на 25° , а маневрирование на малой высоте — при отклонении закрылков на 15° и одновременном использовании предкрылков.

Управляющими поверхностями являются элероны на концевых частях крыла, интерцепторы на верхней и нижней поверхности крыла, работающие при одновременном отклонении как воздушные тормоза, а при дифференциальном отклонении служащие для управления по крену. Закрылки и предкрылки используются при взлете, посадке и ожидании посадки.

Складывание крыла производится гидравлическим приводом, расположенным между нервюрами наружной и внутренней частей крыла. Рядом находится привод механизма запираания крыла.

Хвостовое оперение состоит из киля с шарниром складывания в основании, руля направления с триммером, горизонтального стабилизатора, имеющего рули высоты с триммерами.

Киль выполнен в виде кессонной конструкции с передним и задним лонжеронами и панелями обшивки, подкрепленной элементами жесткости. Руль направления снабжен механическим противофлаттерным демпфером.

При размещении самолета на палубе авианосца киль складывается с помощью гидроцилиндра. Последовательность складывания киля, его фиксация и индикация положения аналогичны последовательности складывания крыла, однако крыло и киль могут складываться независимо друг от друга.

Стабилизатор имеет два кессона. Задний кессон проходит через фюзеляж. Конструкция стабилизатора состоит из обычной обшивки, стрингеров, переднего и заднего лонжеронов. Привод триммера тангажа расположен в хвостовой части фюзеляжа и представляет собой механизм с электродвигателем, связанным через электрическую логическую схему на твердотельных элементах с системой управления самолета. Руль высоты (простой кессонной конструкции)

крепится к стабилизатору в трех точках. Руль направления соединен с механическим противофлаттерным инерционным демпфером.

Шасси самолета состоит из поворотной носовой стойки, основных стоек и задерживающего устройства со съёмным наконечником крюка.

Носовая стойка рычажного типа имеет сдвоенные колеса и встроенные агрегаты для управления и катапультирования. Гидропривод через систему передачи на внутреннем цилиндре стойки обеспечивает управление, демпфирование и установку в нейтральное положение. Диапазон отклонения колес $\pm 70^\circ$. Управление носовой стойкой осуществляется от педалей. Самолет крепится к катапульте авианосца с помощью тяги, закрепленной на передней стороне корпуса стойки, и узла на задней. Тяга выпускается и убирается гидроприводом.

Носовая стойка убирается в фюзеляж (отклоняется назад), и ее колеса центрируются и запираются. Аварийный выпуск шасси обеспечивается пружиной. Створки ниши носовой стойки открываются и закрываются с помощью тяг, соединенных со стойкой.

Основная стойка состоит из бокового подкоса, амортизатора, заднего подкоса и имеет одно колесо. Ось колеса выступает из бокового подкоса. Амортизатор и боковой подкос образуют механизм, позволяющий колесу при ударе отклоняться вверх на 559 мм. Продольные нагрузки воспринимаются фермой, образованной боковыми и задним подкосами. Основная стойка шасси убирается в фюзеляж (отклоняется назад). Створки ниши шасси связаны тягами со стойкой. Аварийный выпуск шасси обеспечивается пружиной.

Колеса выполнены ковкой из алюминиевого сплава и имеют разборную конструкцию для облегчения установки и демонтажа пневматиков. Каждое колесо имеет гидравлический дисковый тормоз, роторные диски которого имеют по четыре сегмента, статорные — по три сегмента. Имеется автомат торможения, включающий датчик скорости вращения колеса, клапан регулирования давления торможения и управляющий блок. Стойки имеют обычные масляно-воздушные амортизаторы.

Задерживающее устройство состоит из соединенной с фюзеляжем титановой А-образной фермы, которая может отклоняться в вертикальной плоскости. К вершине А-образной фермы крепится корпус титанового крюка, который может отклоняться в горизонтальной плоскости.

Стальной наконечник крюка выполнен из стали и покрыт немагнитным материалом. Для поглощения энергии при захвате троса между А-образной фермой и фюзеляжем самолета устанавливается амортизатор. Корпус крюка фиксируется в нейтральном положении гидравлическим амортизатором. Выпуск и уборка задерживающего приспособления производится гидроцилиндром.

Две продольные балки образуют конструкцию кильсона, который проходит по всей длине фюзеляжа от передней стойки шасси до задерживающего крюка и служит для распределения нагрузки от катапульты при взлете и от задерживающего крюка при посадке.

Бустерная система управления самолета S-3A связана с автоматической системой управления полетом в целях освобождения летчика при выполнении операций поиска и уничтожения подводных лодок. Система состоит из автопилота и автомата тяги. Автопилот обеспечивает стабилизацию самолета по углу тангажа, крена, по курсу и автоматическое управление, включая посадку на палубу авианосца. Автомат тяги обеспечивает управление тягой при заходе на посадку и выдерживание индикаторной скорости. Управление осуществляется с помощью необратимых сервоприводов, работающих от двух гидравлических систем. Выход из строя одной из гидравлических систем не приводит к нарушению работы системы управления. Если выйдет из строя и вторая гидравлическая система, произойдет автоматическое переключение на ручное управление.

Автоматическая система управления выдает команды сервоприводам стабилизатора и руля направления для компенсации пикирующего момента, выполнения разворота и демпфирования рыскания. Элероны и интерцепторы отклоняются одновременно для управления по крену. При аварийном ручном управлении интерцепторы не работают, отклоняются только элероны. Отклонение предкрылков осуществляется электроприводом, а закрылков — гидроприводом. Механическая связь между предкрылками блокирует асимметричное их отклонение.

На самолете S-3A установлены на пилонах два двухконтурных ТРД TF34-GE-2 с большой степенью двухконтурности ($m=6,2$). Это обеспечивает низкий удельный расход топлива — $0,037 \text{ кг}/(\text{Н} \cdot \text{ч})$. Эти двигатели созданы с учетом специфики применения противолодочных самолетов и их размещения на палубе авианосца. Двигатели выполнены из коррозионностойких материалов, имеют низкий расход топлива в широком диапазоне тяг и низкий уро-

вень шума и дымления. Приемистость двигателя от режима захода на посадку до 95% тяги составляет до 3,5 с. Запуск двигателей от наземной стартовой установки, вспомогательной силовой установки или от работающего другого двигателя требует времени до 30 с.

Основные параметры и данные двигателя TF34-GE-2 (в стендовых условиях):

- тяга на максимальном режиме — 41,3 кН;
- удельный расход топлива на максимальном режиме — 0,037 кг/(Н·ч);
- степень двухконтурности — 6,2;
- суммарная степень повышения давления — 21;
- степень повышения давления воздуха в вентиляторе — 1,5;
- суммарный расход воздуха — 153 кг/с;
- температура газа перед турбиной — 1225° С;
- частота вращения ротора вентилятора (max) — 7800 об/мин;
- частота вращения ротора компрессора (max) — 17 800 об/мин;
- габаритная длина — 2565 мм;
- габаритный диаметр (по вентилятору) — 1270 мм;
- сухая масса — 660 кг;
- удельная масса — 0,0157 кг/Н.

На рис. 2.46 представлена конструктивная схема двигателя.

Вентилятор 1 — одноступенчатый без входного направляющего аппарата. Лопатки рабочего колеса штампованы из титанового сплава. Неразъемный корпус 2 вентилятора усилен за счет постановки защитного кольца для удержания лопаток вентилятора в случае их поломки. Рабочие лопатки, как и лопатки спрямляющего аппарата, могут в процессе эксплуатации заменяться индивидуально без снятия двигателя с самолета.

Компрессор 3 высокого давления имеет 14 ступеней. Лопатки входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых пяти ступеней — регулируемые. Рабочие колеса первых девяти ступеней компрессора изготовлены из титанового сплава, остальные из хромоникелевого сплава. Корпус компрессора разъемный.

В кольцевой укороченной испарительного типа камере 4 сгорания вместо обычных топливных форсунок установлены 18 смесительно-вихревых камер с двумя последовательно расположенными лопастными завихрителями. Топливо поступает в эти камеры из коллектора под низким

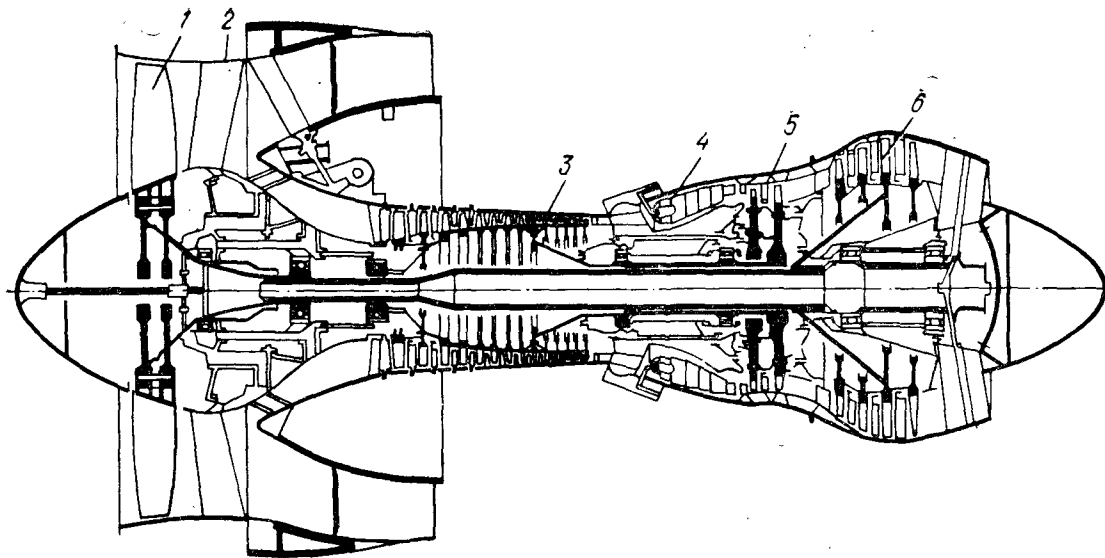


Рис. 2.46. Конструктивная схема двигателя TF34-GE-2:

1 — вентилятор; 2 — корпус вентилятора; 3 — компрессор высокого давления; 4 — камера сгорания; 5 — турбина высокого давления; 6 — турбина низкого давления

давлением по специальным трубкам из нержавеющей стали с внутренним диаметром не менее 1,5 мм, где распыливается воздухом. Во второй части камеры топливоздушная смесь (ТВС), закрученная первым завихрителем, встречается с потоком воздуха, закрученным вторым завихрителем в противоположном направлении. Это обеспечивает

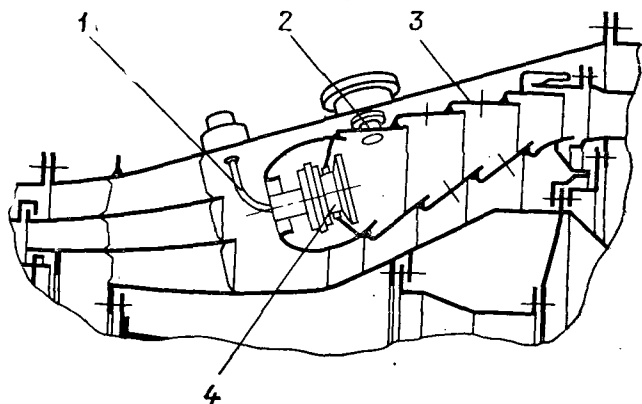


Рис. 2.47. Схематический разрез камеры сгорания двигателя:

1 — трубопровод подвода топлива; 2 — воспламенитель; 3 — жаровая труба; 4 — смесительно-вихревая камера

хорошее распыливание топлива и высокую полноту сгорания ТВС на меньшей длине камеры сгорания, чем у камеры сгорания с обычными форсунками. Такая конструкция позволяет работать двигателю на загрязненном топливе и обеспечивает наряду с высокой степенью полноты сгорания равномерное температурное поле перед турбиной. Кроме того, пониженное давление подачи топлива в камеру сгорания повышает противопожарную безопасность. Корпус камеры — разъемный. Жаровая труба изготовлена из сплава на никелевой основе штамповкой с последующей механической обработкой. Она более надежна и долговечна в эксплуатации, чем жаровая труба, изготовленная из сварных листов. Схематический разрез камеры сгорания двигателя TF34 и ее элементы приведены на рис. 2.47.

Охлаждаемая турбина 5 (рис. 2.46) высокого давления имеет две ступени. Сопловой аппарат первой ступени изготовлен из кобальтового сплава и имеет конвективно-плечное охлаждение. Рабочие лопатки ступеней и сопловой аппарат второй ступени изготовлены из сплава на никелевой основе и имеют конвективное охлаждение. Рабочие ло-

патки имеют диффузионное защитное покрытие окисью алюминия с целью повышения стойкости против окисления и эрозии.

Сопловые лопатки устанавливаются сегментами (из двух лопаток каждый) и могут в аэродромных условиях заменяться посегментно без разборки всего соплового аппарата. Корпус турбины разъемный.

Неохлаждаемая турбина 6 низкого давления (турбина вентилятора) имеет четыре ступени. Рабочие лопатки изготовлены из никелевого сплава и имеют антивибрационные бандажные полки.

Сопловые аппараты изготовлены из хромоникелевого сплава и устанавливаются также сегментами. Корпус турбины разъемный. Вся турбина низкого давления представляет собой отдельный блок двигателя.

Реактивное сопло — нерегулируемое, с центральным телом (для внутреннего контура). Для наружного контура имеется свое отдельное реактивное сопло, также нерегулируемое. Для уменьшения влияния изменения тяги на балансировку самолета реактивные сопла контуров направлены вверх под углом 10° относительно продольной оси двигателя.

Система управления силовой установкой — гидромеханическая с электронным усилителем. Регулятор топливного насоса дозирует подачу топлива в камеру сгорания в количестве, необходимом для поддержания частоты вращения ротора высокого давления, заданной рычагом управления двигателем (РУД).

Двигатель TF34 имеет модульную (блочную) конструкцию, состоящую из небольшого числа независимых узлов, каждый из которых при его неисправности может быть в аэродромных условиях снят и заменен. При этом, как правило, не требуется замены всего двигателя или снятия его с самолета. Разделение двигателя на блоки позволяет их заменять в сжатые сроки и с минимальными затратами сил и средств. После замены неисправного блока достаточно произвести проверку работоспособности силовой установки в целом.

Для углубленного периодического визуального осмотра таких высоконагруженных узлов двигателя, как лопатки компрессора и турбины, элементы камеры сгорания, в конструкции двигателя предусмотрена возможность установки специального прибора со световолоконной оптикой — гибкого бороскопа. Для этой цели на корпусе двигателя вдоль газоздушного тракта имеется ряд специальных лючков

(окон). Информация от бороскопа о состоянии осматриваемых узлов двигателя может быть также передана на телеэкран или фотоприставку.

На борту самолета установлена вспомогательная силовая установка (ВСУ), предназначенная для запуска двигателей и проверки работоспособности ряда самолетных систем силовой установки на земле без запуска основных двигателей. В целом блочная конструкция двигателя позволяет упростить техническое обслуживание силовой установки и снизить расходы на ее эксплуатацию.

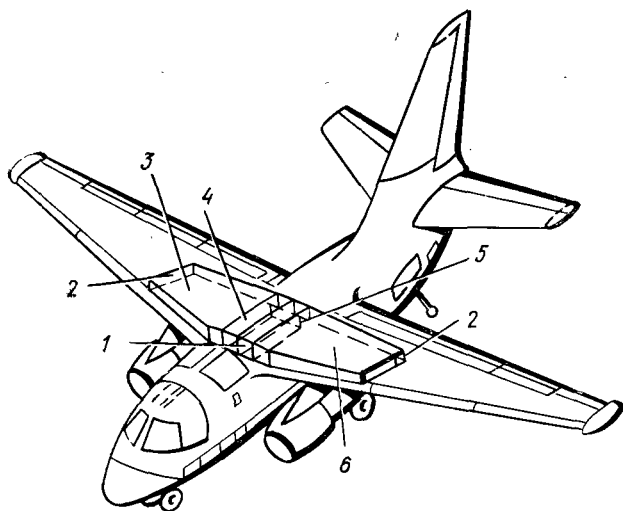


Рис. 2.48. Схема размещения топливных баков на самолете S-3A:

1 — левый расходный бак; 2 — линия складывания крыла; 3 — правый основной бак; 4 — правый расходный бак; 5 — перегородка демпфирования движения топлива; 6 — левый основной бак

Топливная система самолета состоит из топливных баков, систем: подачи топлива к двигателям, перекачки топлива из дополнительных баков, заправки топливом, слива топлива, в том числе в полете, дренажной и индикации количества топлива.

На рис. 2.48 представлена схема размещения топливных баков на самолете S-3A. Топливо размещается в двух симметричных группах топливных баков, находящихся целиком внутри кессона крыла до линии складывания.

Каждая группа состоит из основного и расходного баков, питающих в нормальных условиях двигатель, располо-

женный с той же стороны. Используемый запас топлива составляет 5960 кг.

Обслуживание внутренних топливных баков, топливных магистралей и элементов производится через люк в нижней поверхности крыла и сдвигаемую вперед панель на верхней поверхности крыла. В нижней части баков установлены сильфонные трубки слива конденсата. Эти трубки проходят через передний или задний лонжерон к дренажной линии. В линии дренажа используются клапаны с двойными уплотнениями, что позволяет снимать и заменять основное уплотнение без слива топлива из бака.

Конструкция крепления гондолы двигателя в зоне расположения баков герметичная, вентилируемая и имеет систему дренажа для предотвращения перетекания топлива в пилон и систему индикации утечки топлива из бака.

Топливные отсеки герметизируются в основном заливкой герметика в швы. Для предотвращения коррозии внутренняя поверхность баков покрывается полиуретаном.

Наряду с внутренними баками на пилонах самолета могут подвешиваться два дополнительных бака емкостью 1135 л.

Расположение топливных баков позволяет существенно ограничить перемещение ЦМ самолета при выработке топлива.

Бортовые радиоэлектронные системы самолета «Викинг» представляют собой наиболее сложный и крупный многофункциональный комплекс электронных устройств из всех используемых на любом другом зарубежном тактическом самолете (рис. 2.49). Система обработки гидроакусти-

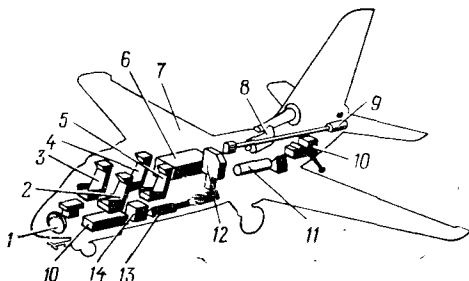


Рис. 2.49. Многофункциональный электронный комплекс самолета S-3A:

1 — радиолокатор; 2, 3 — кресла летчиков; 4, 5 — кресла координатора и оператора; 6 — РЭО для ПЛЮ; 7 — топливные баки; 8 — система кондиционирования; 9 — штанга магнитометра; 10 — оборудование управления и связи; 11 — гидроакустические буи; 12 — БЦВМ; 13 — вооружение; 14 — ИК система переднего обзора

ческой информации, центральный вычислитель и запоминающие устройства на магнитных барабанах дублированы для повышения надежности выполнения задания. Радиоэлектронное оборудование (РЭО) установлено на специальных стойках с системой охлаждающих пластин для стабилизации температуры. Для предполетной подготовки и контроля работы предусмотрено встроенное контрольное оборудование, управляемое вычислителем. На радиоэлектронное оборудование приходится около 10% массы пустого самолета.

Почти все бортовое РЭО (кроме элементов радиолокатора и инерциальной навигационной системы) может обслуживаться на борту авианосца установкой автоматического контроля VAST, которая используется для испытания бортового оборудования палубных самолетов F-14A, A-7E и E-2C. Эта установка управляется универсальной ЭЦВМ и состоит из многочисленных функционально независимых модулей, включаемых в работу по различным схемам за доли секунды.

Все радиоэлектронные системы объединяются центральной бортовой ЭЦВМ, специально разработанной для самолета «Викинг». Масса ЭЦВМ приблизительно равна 186 кг, потребляемая электроэнергия — 2,3 кВт. Режим работы ЭЦВМ многопрограммный, используется 131 основная команда, время выполнения цикла составляет 750 нс, длина слова — 36 разрядов (включая 4 разряда четности). ЭЦВМ выполнена на интегральных схемах. Одновременно обрабатывается 21 процесс и выдается информация на четыре комплексных индикатора. Емкость памяти основного запоминающего устройства 6,5 тыс. слов, вспомогательных устройств — 145 тыс. слов.

Набор специальных программ для центральной ЭЦВМ обеспечивает выполнение любой противолодочной операции. В устройстве обработки акустической информации и вычислителе инерциальной навигационной системы используется специальная программа, преобразующая полученную информацию перед вводом в центральную ЭЦВМ. Во время предполетного контроля используется программа проверки подсистем по принципу «годен — не годен»; подпрограммы определения причины отказа позволяют анализировать характер неисправности и установить место возникновения отказа.

Для тренировочных полетов используется специальная программа выдачи данных, имитирующих боевую обстановку. Оперативная программа дает возможность экипажу

самолета управлять противолодочными операциями путем накопления, хранения, анализа, обработки, сопоставления и отображения тактической информации. Сигналы гидроакустических буев, обобщенная информация, поступающая от акустических и других датчиков, оперативно обрабатываются и результаты обработки выдаются на индикаторы тактического координатора.

Самолет «Викинг» оборудован радиогидроакустической системой SRS, с помощью которой определяются координаты и дрейф буев без пролета над ними.

Поиск цели можно выполнять с высоты 9000 м. Всю тактическую информацию с самолета можно передавать на другие самолеты или корабли. При переходе от слежения за целью к атаке самолет за 2 мин может с высоты 9000 м снизиться до уровня моря, используя воздушные тормоза.

Система SRS дублируется радиолокатором, ИК системой переднего обзора, магнитометром на штанге длиной 6 м и пассивными средствами радиотехнической разведки (система с антенными решетками на концах крыла).

Все сигналы обрабатываются центральной ЭЦВМ, которая выдает «отфильтрованные» сигналы, сравниваемые с данными, хранящимися в запоминающем устройстве. Эти сигналы записываются на магнитную ленту для последующего воспроизведения и использования в дальнейших операциях.

Подсистема обработки акустической информации включает:

- преобразователи для связи с центральной ЭЦВМ;
- средства одновременного отображения информации от всех гидроакустических буев во всех диапазонах частот;
- средства обработки акустической информации во всей полосе частот;
- средства одновременного контроля работы 16 гидроакустических буев и средства обнаружения.

Устройство считывания/записи на магнитную ленту информации служит для хранения важных данных о боевом задании, известных до вылета, и записи информации о ходе выполнения задания, необходимой для последующего анализа в центре тактической поддержки. Самописец для магнитной записи аналоговых сигналов пригоден для записи во время всего боевого вылета необработанной акустической информации, поступающей по 16 каналам, и способен

анализировать и записывать акустические сигналы с указанием направления их прихода.

Комбинированная система управления является не только основным средством связи с ЭЦВМ, но позволяет также членам экипажа выбирать, подготавливать и запускать оружие и сбрасывать гидроакустические буи. Эта комбинированная система управления состоит из трех основных подсистем управления индикаторами, оружием и средствами поиска и хранения информации. Каждая из трех подсистем связана с центральным вычислителем через двустороннюю цифровую систему уплотнения каналов со скоростью передачи $6 \cdot 10^6$ бит/с.

Система навигации состоит из следующих элементов:

- инерциальной системы, допускающей возможность выставки на авианосце;
- доплеровского измерителя путевой скорости;
- курсовертикали;
- центральной системы воздушных данных;
- приемопередатчика системы TACAN;
- радиовысотомера и сигнализатора, предупреждающего о выходе на недопустимую высоту;
- вычислителя воздушной скорости и высоты;
- пилотажных приборов и преобразователей;
- навигационных радиоприемников;
- опорной системы для определения направления поступления сигналов гидроакустических буев.

Данные, выдаваемые инерциальной системой (без коррекции или с коррекцией от доплеровского радиолокатора), могут использоваться в вычислителе инерциальной системы. Входные данные инерциальной системы, доплеровского радиолокатора, курсовертикали и вычислителя воздушной скорости и высоты подаются в соответствии с независимой программой к центральной ЭЦВМ, которая выдает сигналы, воспроизводящие тактическую обстановку на индикаторах членов экипажа самолета.

Опорная система для определения направления прихода сигналов гидроакустических буев работает по принципу интерферометра метрового диапазона, который периодически измеряет направление прихода высокочастотного сигнала каждого гидроакустического буя. Эта система остается пассивной и не требует модификации гидроакустических буев. Местоположение гидроакустических буев определяется в пределах прямой видимости с самолета с помощью электронных средств.

Опорная система связана также с индикатором обста-

новки в горизонтальной плоскости для отклонения указателей вперед/назад и влево/вправо и независимой индикации из приведенной точки над бум. Таким образом, опорная система определения направления прихода сигналов бумов устраняет необходимость пролета самолета над бумом перед началом поиска подводной лодки. Вместо этого летчик всегда имеет перед собой индикатор, на котором указаны относительные положения бумов, и может вывести самолет в точку, из которой он может наилучшим образом выполнить следующий тактический маневр. С помощью опорной системы возможна также коррекция навигационной системы при использовании данных о координатах корабельных передатчиков или известных пунктов; опорная система может служить средством посадки на авианосец или наземные базы, выполняя функции глиссадного и курсового приемников.

Для самолета S-3A был разработан радиолокатор AN/APS-116 для обнаружения небольших целей, работающий в трех основных режимах: поиск малых целей, «грубая» навигация и навигация на режиме РЛС с высокой разрешающей способностью. Этот радиолокатор позволяет обнаруживать перископ подводной лодки при умеренном волнении (3 балла) и небольшие корабли при сильном волнении моря (6 баллов) на расстояниях, обеспечивающих осуществление операции.

В убирающемся обтекателе под фюзеляжем установлен приемник инфракрасного (ИК) излучения переднего обзора с двумя блоками линз с переменным фокусным расстоянием. ИК система переднего обзора позволяет вести наблюдение за объектами ночью и в условиях тумана. Поле зрения системы $15 \times 20^\circ$. Сопровождение целей, обнаруженных ИК системой, может осуществляться автоматически.

При уточнении координат и классификации подводных целей используется магнитометр. После обнаружения цели магнитометром и ее классификации координаты цели вводятся в программу вычислительной машины, которая определяет точку следующего контакта с целью. Если затем летчик выбирает режим автоматического управления полетом по траектории, рассчитываемой вычислителем, то самолет совершает маневр выхода в назначенный пункт и магнитометр продолжает сопровождение цели и выдачу данных о направлении на цель. Высокая чувствительность, возможность коррекции и автоматическое управление полетом по траектории, рассчитываемой вычислителем, обеспечивают увеличение дальности обнаружения.

В качестве пассивных средств радиопротиводействия на самолете используется вспомогательная система радиоразведки, которая обнаруживает, анализирует, измеряет азимут и классифицирует электромагнитные излучения в выбранных диапазонах частот. Принимаемые сигналы, например излучения радиолокационной станции противника, сравниваются с сигналами известных радиолокаторов противника и классифицируются вычислителем как известные или неизвестные перед проверкой этих данных вторым летчиком, выполняющим обязанности оператора неакустических датчиков.

В составе поискового оборудования самолета «Викинг» отсутствуют газоанализатор (бесполезный при операциях против атомных подводных лодок), прожектор, демаскирующий самолет, и неподвижная фотокамера оценки обстановки, так как вся информация записывается на магнитной ленте.

Самолет «Викинг» имеет высокоэффективную систему связи, работающую в основном метровом и дециметровом диапазонах, с 280 000 каналов.

Имеются приемники системы автоматической посадки SPN-10/42, обеспечивающей частоту посадок до двух самолетов в минуту.

На самолете S-3A применяются следующие типы гидроакустических буюв для поиска подводных лодок:

- гидроакустический буй SSQ-41 для анализа и записи низкочастотных сигналов, обладающий как свойствами пассивного гидроакустического бую типа «Джезель» для дальнего обнаружения, классификации и измерения азимута источников излучения, так и свойствами активного дальномерного гидроакустического бую типа «Джули» с взрывным устройством;

- активный дальномерный гидроакустический буй;

- пассивный направленный буй для анализа частоты и записи сигналов;

- дальномерный буй командной активной системы гидроакустических буюв;

- направленный буй командной активной системы гидроакустических буюв и самопишущий глубинный термометр, выдающий информацию о профилях температуры воды.

В нормальных условиях эти гидроакустические буй сбрасываются автоматически по команде вычислителя в соответствии с программой, задаваемой тактическим координатором, оператором, обслуживающим датчики, или вто-

рым летчиком. Предусмотрены также резервные средства ручного управления для сбрасывания 59 гидроакустических буйев с наклоненных назад пусковых шахт; 60-й гидроакустический буй сохраняется для применения в аварийных условиях в качестве радиомаяка. В случае необходимости 59 буйев могут быть выпущены за 10 с.

В двух отдельно управляемых отсеках вооружения на четырех держателях устанавливаются следующие комплекты средств поражения: четыре бомбы; четыре торпеды; четыре мины; четыре глубинные бомбы.

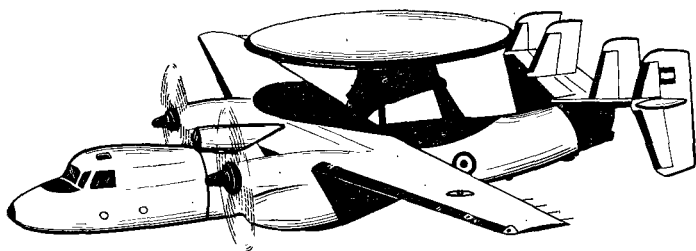


Рис. 2.50. Палубный самолет дальнего радиолокационного обнаружения Е-2С «Хокай»

На подкрыльевых пилонах с узлами подвески можно установить следующие варианты вооружения: контейнеры с семью НУРС LAU-68А, или с двенадцатью НУРС LAU-61А, или с девятнадцатью НУРС LAU-69А, или с четырьмя НУРС LAU-10А/А; пусковые блоки осветительных бомб; две мины; две кассетные бомбы.

На двух строенных держателях можно устанавливать шесть контейнеров НУРС, шесть пусковых блоков осветительных бомб, шесть кассетных бомб, шесть бомб, шесть учебных бомб.

Самолет «Викинг» может нести ядерное вооружение.

Палубный самолет дальнего радиолокационного обнаружения Е-2С «Хокай» (рис. 2.50) с взлетной массой 23400 кг, запасом топлива 5600 кг имеет максимальную скорость полета 600 км/ч, среднюю скорость при патрулировании на высоте 7000—9000 м — 460 км/ч, практический потолок — 10 000 м. Продолжительность патрулирования на удалении 370 км — 4,2 ч.

Самолет Е-2С с двумя турбовинтовыми двигателями (ТВД) Т56-А-422 в гондолах под крылом имеет высоко-

расположенное крыло, 4-килевое вертикальное оперение. Крыло имеет три лонжерона, часто расположенные стрингеры и прикрепленную обшивку. Консоли крыла длиной по 7,8 м могут отклоняться назад на стоянке с помощью гидравлических приводов. Носок крыла крепится с помощью шарниров и может отклоняться вверх для осмотра проводки системы управления двигателями и пневматического противообледенителя. Механизация крыла состоит из одноцелевых закрылков и зависающих элеронов.

Фюзеляж типа полумонокок круглого поперечного сечения герметизирован. В передней части размещены кабины для двух летчиков и отсек оборудования, в средней части находятся три поста операторов системы отображения тактической обстановки.

На верхней части фюзеляжа установлен вращающийся обтекатель антенны поискового радиолокатора. Диаметр обтекателя равен 7,3 м, скорость вращения — 6 об/мин, масса — 900 кг. При размещении на авианосце обтекатель антенны может быть опущен на 0,6 м.

Стабилизатор с обычными рулями высоты имеет угол поперечного $V=11^\circ$. Все четыре кили снабжены рулями направления. В конструкции вертикального оперения использованы стеклопластики. Носки стабилизатора и килей снабжены пневматическими противообледенителями с резиновыми протекторами.

Шасси состоит из носовой стойки с двумя колесами (убирается назад) и одноколесных основных стоек, убирающихся вперед в гондолы двигателей с поворотом колес в горизонтальное положение. Амортизация шасси масляно-пневматическая, система управления — гидравлическая. Пневматики колес основных стоек имеют давление 1830 кПа (при эксплуатации на аэродромах уменьшается до 1470 кПа). Под хвостовой частью фюзеляжа имеются предохранительная опора и задерживающий крюк.

Силовая установка является улучшенным и более мощным вариантом двигателя Т56-А-8 (3000 кВт), применяющегося на самолетах ранних модификаций Е-2А и Е-2В. Длина двигателя составляет 3,7 м, ширина — 1 м, масса (сухого) — 828 кг. Воздушные четырехлопастные винты диаметром 4,11 м имеют систему флюгирования. Лопasti винтов снабжены электрическими противообледенителями.

К бустерной системе управления относятся гидравлические приводы и автоматы усилий. На самолете применена автоматическая электромеханическая система управления полетом, которая обеспечивает также маневрирование са-

молета по сигналам автоматической системы посадки или радионавигационной системы ТАКАН. Для управления по тангажу, рысканию и крену самолет снабжен обычными рулями высоты, двухсекционными рулями направления и элеронами (для повышения эффективности механизации крыла при отклонении закрылков элероны зависают).

В комплекс оборудования самолета входят: инерциально-доплеровская система навигации для палубных самолетов с доплеровским радиолокатором APN-153 (V); приемник-передатчик тактической радионавигационной системы ТАКАН; радиокompас дециметрового диапазона; система автоматической посадки на авианосец; радиовысотомер; вычислитель аэродинамических данных; система обнаружения воздушных и наземных целей, включающая поисковый радиолокатор AN/APS-120 с антенной системой в обтекателе и процессор радиолокационных сигналов; система пассивного обнаружения, включающая запросчик и процессор сигналов (система работает в четырех диапазонах, антенна расположена в носовой части фюзеляжа); система передачи информации УКВ диапазона и КВ диапазона с переговорными устройствами; оборудование внутренней связи; центральный цифровой вычислитель, обеспечивающий обработку в реальном масштабе времени всех данных систем обнаружения, информации и навигации (емкость памяти 65 576 слов). Информация от систем обнаружения о текущих координатах цели (азимут, высота и дальность) выдается на три идентичных пульта, входящих в общую бортовую систему тактических данных (ATDS). На каждом пульте управления имеется основной электронно-лучевой индикатор диаметром 25,4 см и дополнительный прямоугольный буквенно-числовой индикатор (12,7×12,7 см).

Самолет Е-2С обеспечивает выполнение следующих функций: обнаружение воздушных или наземных целей, в том числе низколетящих целей на фоне помех от поверхности земли или моря; управление перехватом самолетов противника; управление ударными самолетами в зоне атак наземных или надводных целей; разведку надводных кораблей и других целей; управление воздушным движением в зоне боевых действий; участие в поисковых и спасательных операциях.

Дальность обнаружения воздушных целей радиолокатором AN/APS-120 при патрулировании на высоте 9100 м и более 320 км. Самолет Е-2С является третьей модификацией и отличается от самолета Е-2В более мощными двигателями, усовершенствованным оборудованием и усилен-

ным планером. Кроме того, увеличена длина носовой части фюзеляжа на 0,6 м для размещения антенны системы пассивного обнаружения; усилены нижние лонжероны фюзеляжа и элементов конструкции, подверженных коррозии; улучшена антикоррозийная защита планера путем применения эпоксидно-акриловых и полиуретановых покрытий; модифицирована система жидкостного охлаждения элементов радиолокатора, а также гидравлическая и другие системы.

Программа дальнейшей модификации самолета Е-2С предусматривает разработку нового радиолокатора системы обнаружения AN/APS-125, применение усовершенствованной системы обработки радиолокационных сигналов в условиях помех и средств радиопротиводействия.

2.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО (КОРОТКОГО) ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Особое место среди корабельных самолетов занимают самолеты вертикального взлета и посадки. Применение указанных самолетов позволяет обеспечить их базирование на кораблях малых водоизмещений значительно более дешевых, чем авианосцы. Например, на английском авианесущем корабле «Инвинсибл» полным водоизмещением 19 800 т, не имеющим ни катапульты, ни аэрофинишера, базируются СВВП типа «Харриер», и они активно использовались в англо-аргентинском конфликте в районе Фолклендских островов для поражения воздушных и наземных целей. В Англии проведены исследовательские разработки и оценки целесообразности создания корабля совершенно нового типа, имеющего размеры сторожевого корабля и способного нести восемь самолетов вертикального взлета и посадки «Си Харриер», или восемь противолодочных вертолетов «Си Кинг», или их совместное базирование, но не более восьми. Этот корабль получил наименование «Харриер Кэриер». Основная особенность этого корабля водоизмещением всего 6000 т и длиной 137 м состоит в том, что он явится наименьшим и наиболее дешевым авианесущим кораблем, способным решать задачи, стоящие перед авианосцами сравнительно большого водоизмещения. Корабль «Харриер Кэриер» должен иметь максимальную скорость хода 25...30 уз и личный состав 250 человек. Неугловая полетная палуба длиной 137 м достаточна для взлета «Си

Харриер» с максимальной боевой нагрузкой, когда корабль на ходу со скоростью встречного ветра 10 уз. Ширина взлетно-посадочной площадки составляет 12 м по левому борту. Позади надстройки предусмотрено место для стоянки трех самолетов. В месте начала движения СВВП предусмотрено швартовочное устройство, присоединенное к шасси. Это дает возможность вывести двигатель на максимальную тягу, а затем начинать взлет с коротким разбегом. Впереди надстройки в стороне от взлетно-посадочной полосы предусмотрен участок с решеткой для отвода выхлопных газов при вертикальном взлете и посадке СВВП. На самолете предусмотрено быстросъемное швартовочное приспособление, управляемое из кабины самолета. Наличие такого приспособления позволяет обеспечить взлет СВВП в неблагоприятных условиях качки корабля, когда невозможен взлет с коротким разбегом. Посадка всегда выполняется вертикальной и вблизи центра палубы, где меньше ощущается качка.

В 1983 г. произошел необычный случай с самолетом «Си Харриер». Молодой летчик английских ВМС взлетел на самолете «Си Харриер» с авианосца «Илластриес» в Атлантике. По окончании программы полета летчик обнаружил отказ навигационных приборов и связи. Когда топливо на СВВП было на исходе, летчик увидел неизвестный корабль, которым оказалось испанское грузовое судно-контейнеровоз «Альраиго» водоизмещением 2300 т, верхняя палуба которого заставлена контейнерами. Летчик успешно посадил свой «Си Харриер» на четыре контейнера, связанные вместе в средней части судна, руководствуясь лишь отмахиваниями члена экипажа судна. Это было выполнено на площадку, в 4...5 раз меньшую, чем требуется по инструкции для аварийной посадки при волнении моря в 5 баллов. Этот случай указывает на большие возможности применения СВВП на кораблях малых водоизмещений и имеющих малые размеры палубы.

КСВВП должны одинаково успешно применяться как с кораблей, так и с наземных площадок, поскольку они должны обеспечивать десантные операции морской пехоты. Они также должны быть способны к быстрому перебазированию с одних экспедиционных баз на другие без существенного усложнения материально-технического обеспечения, а также без существенного снижения их боевых возможностей. Боевой опыт и многочисленные исследования боевых действий на уровне взвода и роты за рубежом показывают, что время доставки средств поражения так же

важно, как и огневая мощь. Очевидно, что масса средств поражения не будет иметь значения, а сами они станут бесполезны, если к моменту их доставки наземные войска выиграют или проиграют бой. Это время оценивается величиной до 10 мин. В применении самолетов вертикального взлета и посадки для авиационной поддержки десантных войск можно выделить три этапа. Первый этап — авиационная поддержка осуществляется с основного места базирования на кораблях (основной базы). Второй этап — наряду с главной морской базой начинается оперативное базирование на сооруженных на берегу площадках. Третий этап — главная база переводится на берег и используется, как и прежде, когда она была в море.

На первом этапе главной базой является корабль (авианесущий, вертолетоносец). Полеты СВВП на береговые цели осуществляются непосредственно с судна, и они возвращаются на судно для заправки, снаряжения и технического обслуживания. На этом этапе на берегу в местах, возможно приближенных к переднему краю района боевых действий, начинается сооружение передовых посадочных площадок. Они могут затем использоваться СВВП, вылетевшими с морской базы, в качестве площадок «подскока» (мест наземного ожидания) для вылета с близкого расстояния на цели с последующим возвращением на судно для снаряжения и обслуживания. Одна или несколько из этих площадок планируется для переоборудования в дальнейшем в оперативную или в главную базу. В качестве передовых площадок используются приемлемые участки шоссе, небольшие полосы из сборно-разборных металлических покрытий и небольшие площадки с твердым покрытием. Они должны близко располагаться к переднему краю, с тем чтобы уменьшить время реагирования при поддержке сухопутных войск. На втором этапе разворачивается оперативная база. Корабль на этом этапе продолжает выполнять роль главной базы, но, кроме того, он служит и для материально-технического обеспечения оперативной базы. Вылеты СВВП осуществляются как с главной, так и с оперативной баз. Независимо от того, с какой базы он вылетает, он может возвращаться на любую из них для снаряжения и заправки. На этом этапе продолжается увеличение числа передовых площадок. В результате достигаются минимально возможное расстояние до целей и весьма гибкое использование СВВП. На третьем этапе главная база уже на берегу и выполняет все функции, что и главная морская база. Увеличивается количество оперативных баз

и передовых площадок. Полеты осуществляются: от главной базы к цели; от главной базы к оперативным базам или передовым площадкам; от оперативных баз к целям или передовым площадкам; от передовых площадок к целям с возвращением для заправки, снаряжения и технического обслуживания на главную и оперативные базы. Это, по взглядам зарубежных специалистов, принципиальная схема применения СВВП в десантных операциях. Она меняется в зависимости от конкретных условий и обеспечивает гибкость применения авиации в указанных операциях.

Самолеты вертикального взлета и посадки имеют достоинства и при сугубо сухопутном базировании. Во-первых, они менее уязвимы в месте базирования. В обычных условиях СВВП могут применяться с обычных полностью оборудованных аэродромов. При возникновении необходимости они быстро могут быть рассредоточены на небольших площадках: снабжаемых, неснабжаемых, площадках с предварительно сделанным запасом средств поражения, топлива и других материалов. На таких площадках СВВП могут быть хорошо замаскированы, их оборона не требуется и даже нежелательна. Обычные самолеты (с обычным разбегом при взлете и пробегом при посадке) полностью связаны с основной базой и с ее большими размерами взлетно-посадочной полосой. Эта полоса весьма уязвима, она не может быть замаскирована и является наперед намеченной целью. Даже если самолеты на такой базе находятся в прочных укрытиях и при ударе по базе они останутся неповрежденными, взлетно-посадочная полоса несомненно будет значительно повреждена и полеты самолетов окажутся невозможными. За время ремонта взлетно-посадочной полосы самолеты в укрытиях будут подвергнуты атаке. Самолеты же вертикального взлета и посадки при угрозе удара и даже при ударе по базе могут быстро быть рассредоточены на расположенные в радиусе 150...200 км площадки. После воздействия по основной базе СВВП могут вернуться на нее или остаться на площадках.

Во-вторых, вследствие возможности базирования самолетов вертикального взлета и посадки вблизи линии фронта их дальность полета играет меньшую роль по сравнению с дальностью полета обычных самолетов, которые взлетают с длинных взлетно-посадочных полос с твердым покрытием, имеющих в гораздо меньшем количестве, а значит, расположенных существенно дальше от линии фронта. Из-за близости базирования СВВП от линии фронта время их

полета к цели, т. е. время реагирования, значительно меньше, чем у обычного самолета. В качестве примера на конкретной территории США рассмотрена возможность по времени реагирования обычных самолетов и самолетов вертикального взлета и посадки. Показано, что для обычных самолетов удастся иметь 2 аэродрома с дальностью полета до целей 240 км. В результате с момента вызова такие самолеты могут появиться через 30 мин. Количество площадок на этой же территории для базирования СВВП составляет 18. Расстояние от наиболее дальней площадки до цели 78 км, а время появления самолета вертикального взлета и посадки — менее 10 мин. Кроме того, СВВП может находиться в состоянии готовности к вылету на площадках в районе боевых действий и нет необходимости расходовать летное время в режиме патрулирования, а значит, резко уменьшается расход топлива и ресурс самолета и двигателей. В связи с близостью базирования СВВП к линии фронта они могут взлетать с максимальной боевой нагрузкой, а у обычного самолета, чем больше потребная ему дальность, тем меньше его боевая нагрузка, так как увеличивается потребный запас топлива. В результате СВВП может доставлять большую массу вооружения на 1 ч полета.

Самолет вертикального взлета и посадки может осуществлять посадку в более сложных метеоусловиях, чем обычный самолет. Это обусловлено переходом за 1 км до приземления на полет с поворотом вектора тяги и осуществлением полета за счет аэродинамических сил и составляющей вектора тяги силовой установки. В результате снижаются скорости движения СВВП на посадочном режиме вплоть до зависания перед посадкой.

Идеология базирования СВВП сухопутного типа практически такая же, что и ранее описанная для СВВП корабельного базирования, за исключением того, что основная база в начале боевого применения находится не на корабле, а на суше.

СВВП с одним подъемно-маршевым двухконтурным ТРД «Харриер» создан английской фирмой, запущен в серийное производство и принят на вооружение ВВС Англии. Наиболее существенной особенностью самолета «Харриер» является применение силовой установки из одного бесфорсажного подъемно-маршевого турбореактивного двигателя с четырьмя поворотными соплами, расположенными по бокам фюзеляжа. Поворот выходных сопел обеспечивает создание одним и тем же двигателем всей гори-

зонтальной тяги, всей вертикальной тяги и тяги любого промежуточного направления. От этого же двигателя отбирается сжатый воздух из-за компрессора для газодинамической (струйной) системы управления СВВП на режимах взлета и посадки. Таким образом, тяга подъемно-маршевого двигателя СВВП «Харриер» всегда может быть больше массы самолета на режимах вертикального взлета и посадки, на переходных режимах полета. И только при взлете с коротким разбегом тяга подъемно-маршевого ТРДД меньше силы тяжести самолета, так как взлет осуществляется с максимально возможной величиной массы СВВП.

По такой же схеме создан корабельный СВВП «Си Харриер» (рис. 2.51) — высокоплан со стреловидным (трапециевидной формы в плане со скругленной концевой частью) крылом. Так как самолет «Си Харриер» взлетает и садится вертикально или за счет изменения направления вектора тяги взлетает и садится с коротких взлетно-посадочных площадок, большая площадь крыла для обеспечения взлета и посадки не требуется. Площадь крыла в связи с этим выбирается, исходя из необходимости обеспечения маневрирования на дозвуковых скоростях полета. Площадь крыла самолета «Си Харриер» выбрана 18,68 м², размах 7,7 м. Удельная нагрузка на крыло при коротком взлете 5950 Н/м². Это позволило уменьшить массу конструкции, а также сопротивление на основных режимах полета. Поскольку самолет «Си Харриер» должен летать на предельных режимах, он при некоторых сочетаниях скорости и высоты полета будет маневрировать на углах атаки, больших углов атаки начала срыва на верхней поверхности крыла. Данный тип крыла позволяет маневрировать на углах атаки, больших углов начала срыва, с применением мер для обеспечения хорошей управляемости и требуемой устойчивости. В результате комплекса исследований на крыле самолета «Си Харриер» применены: суперкритический профиль, два зуба, система турбулизаторов. В результате используемая подъемная сила на самолете существенно больше той величины, при которой начинается срыв потока с его верхних поверхностей.

Следует отметить, что используемый коэффициент подъемной силы на крыле самолета «Си Харриер» возрастает при отклонении закрылков на промежуточный угол в процессе маневрирования. Вследствие этого самолет в диапазоне скоростей полета, соответствующих числам $M = 0,5 \dots 0,9$, имеет используемый коэффициент маневренно-

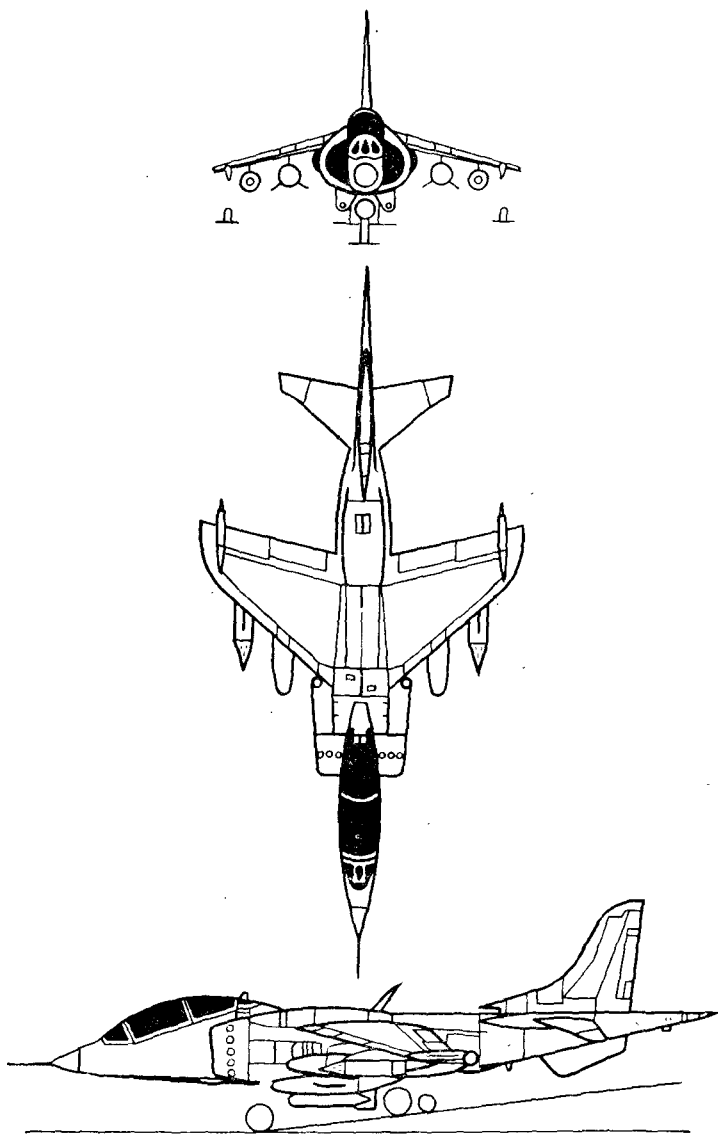


Рис. 2.51. Корабельный СВВП «Си Харриер»

сти (c_{yM^2}) выше других самолетов соответствующего назначения.

Конструктивно крыло представляет собой моноблочную конструкцию (рис. 2.52), состоящую из левой 1 и правой 2 консолей, соединенных по оси самолета. Крыло — трехлонжеронное. Кессон крыла простирается от осевой нервюры до концевой, к которой крепится опорная стойка шасси. Кессон образует топливный бак-отсек, занимающий половину размаха крыла, ограниченный спереди и сзади стенками лонжеронов. Верхние три панели 7, 8, 9 и нижние две панели 10, 11 обшивки выполнены в виде фрезерованных монолитных панелей для обеспечения жесткости по размаху и хордам. Конструкция крыла определена исходя из действующих нагрузок: внутренняя часть рассчитывается на маневренные нагрузки при различных вариантах подвешиваемых боевых грузов, консольная часть рассчитана на нагружение от опорных стоек и нагрузок в полете при установке перегоночных частей крыла 5. На самолете «Си Харриер» предусмотрены две законцовки крыла: одна небольшая 6 для применения самолета в боевом варианте и вторая 5 с увеличенной площадью для увеличения площади и удлинения крыла в перегоночном варианте. В носке крыла проложены трубопроводы гидросистемы, воздушные трубопроводы реактивной системы управления и тяги системы управления элеронов. В четырех местах кессона крыла установлены узлы крепления внутренних и внешних пилонов для подвески боевых грузов или подвесных топливных баков емкостью 455 л или на внутренних пилонах — для специальных перегоночных топливных баков емкостью 1500 л. Пилоны в своей конструкции имеют устройства принудительного сбрасывания грузов.

В задней части крыла от борта фюзеляжа до стоек опорных колес расположены закрылки 3 и элероны 4. Закрылки и элероны имеют металлический сотовый наполнитель на всю высоту конструкции. Между закрылками и элеронами выведена труба для аварийного слива топлива из крыльевого и подвесного топливных баков.

Фюзеляж самолета — цельнометаллический типа полумонок. Разделен на три части: носовую, центральную и хвостовую. Непрерывность конструкции для восприятия моментов обеспечивается лонжеронами, которые расположены под нижней частью крыла по всей длине фюзеляжа. В носовой части фюзеляжа расположена герметическая кабина летчика. Перед ней стоит короткий носовой конус, в котором расположено оборудование, в том числе электронное, державка ПВД и переднее реактивное сопло уп-

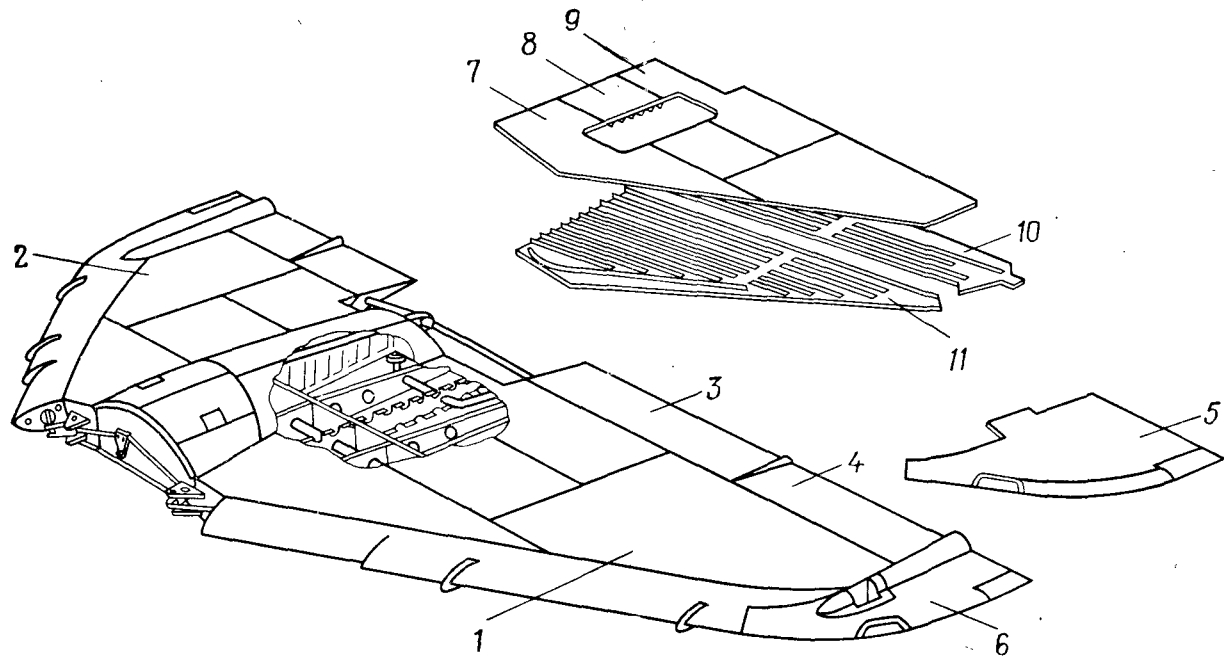


Рис. 2.52. Конструкция крыла самолета «Си Харриер»:

1, 2 — левая и правая консоли крыла; 3 — закрылки; 4 — элероны; 5 — переходная законцовка крыла; 6 — законцовка для боевого варианта; 7, 8, 9 — верхние панели; 10, 11 — нижние панели

равления. В носовой части фюзеляжа расположен отсек передней стойки шасси.

В центральной части фюзеляжа расположены крыло, подъемно-маршевый двигатель, поворотные сопла, воздухозаборники, пять топливных баков-отсеков, главная стойка шасси, левая и правая пушки, оборудование, съемные продольные гребни. Эта часть фюзеляжа воспринимает наибольшие нагрузки. Центральная часть фюзеляжа имеет U-образную форму в сечении, верхняя ее часть открытая. Через нее вставляется и снимается двигатель. Двигатель крепится к шпангоуту левой и правой цапфами, расположенными вблизи центра масс двигателя, а также левой и правой тягами в задней части выхлопных труб к фланцам задних подшипников выхлопных сопел. Выхлопные газы и воздух из двигателя вытекают через две пары поворотных сопел (передних — вытекает воздух из второго контура и задних — вытекают выхлопные газы после турбины двигателя), которые выходят из фюзеляжа через большие усиленные четыре отверстия в боковых частях фюзеляжа. Передние поворотные сопла, через которые вытекает сжатый воздух после вентилятора второго контура двигателя, крепятся с помощью однорядного шарикового подшипника к конструкции фюзеляжа. Задние поворотные сопла, через которые вытекают горячие выхлопные газы, крепятся к двигателю посредством такого же шарикового подшипника и не связаны с конструкцией фюзеляжа. Обшивка фюзеляжа с правого и левого бока в районе задних поворотных сопел защищена экранами из нержавеющей стали с малым коэффициентом расширения. Конструкция фюзеляжа в районе горячей части двигателя защищена тепловым экраном из тонкого листового титана от тепловых потоков двигателя.

К центральной части фюзеляжа крепится передняя стойка шасси. Она убирается против полета, и колесо ее размещается в отсеке передней и центральной части фюзеляжа. Основная стойка шасси также крепится к центральной части фюзеляжа, убирается по полету в отсек шасси, расположенный за двигателем. В нижней части фюзеляжа между передней и основной стойками шасси устанавливается центральный пилон для подвески боевых грузов. По его бокам имеются узлы крепления для подвески пушечных контейнеров. За отсеком основной стойки шасси и задним топливным баком установлено оборудование, основная часть которого расположена на двухполочной этажерке.

На центральной части фюзеляжа расположены боковые воздухозаборники подвода воздуха к подъемно-маршевому двухконтурному турбореактивному двигателю. Воздухозаборники оказывают значительное влияние на конструкцию и летные характеристики самолета.

Для взлета и посадки требуется воздухозаборник с большим расходом воздуха и малыми потерями давления. Это значит, что он должен иметь большие размеры и формы с плавным поворотом потока, т. е. толстыми губами на входе. Но такой воздухозаборник имеет большое сопротивление на высоких скоростях полета. Важно также получить минимальную массу воздухозаборника.

Наиболее высокие требования к воздухозаборникам самолета «Си Харриер» предъявляются на режиме вертикального взлета, когда двигатель работает на максимальном режиме. В этих условиях потери полного давления в воздухозаборнике на 1% приводят к снижению тяги подъемно-маршевого двигателя примерно на 2% и соответственно к уменьшению дальности полета на 12% (при относительной массе топлива 17%). А увеличение потерь давления до 8% приводит к невозможности вертикального взлета.

Теоретические и экспериментальные исследования показывают, что потери на входе в воздухозаборник со скругленными губами зависят от отношения площади горла воздухозаборника F_r к площади сечения губ $F_{губ}$ и числа M_r в горловине воздухозаборника. Для заданной скорости потока в горле M_r потери полного давления на входе в воздухозаборник $\sigma_{вх}$ всецело зависят от отношения площади сечения горла к площади сечения губ, причем с ростом этого отношения (уменьшением площади сечения губ при заданной площади сечения горла) $\sigma_{вх}$ уменьшается, т. е. потери полного давления возрастают.

Например, при числе $M_r=0,67...0,7$ в горле воздухозаборника самолета коэффициент сохранения полного давления равен 0,82 для острых кромок воздухозаборника $F_r/F_{губ}=\infty$, 0,88 для $F_r/F_{губ}=8,0$, 0,96 для $F_r/F_{губ}=2,0$ и 0,99 для $F_r/F_{губ}=0,5$. Это значит, что для получения малых потерь во входной части воздухозаборника необходимо иметь площадь сечения губ (обечайки), в два раза большую площади сечения горла воздухозаборника. Для этой цели на самолете Р.1127 — предшественнике самолета «Харриер» — применялись башмаки из эластичной резины, которые надувались воздухом и обеспечивали получение скругления губ воздухозаборника с большим радиусом,

т. е. малых значений отношения площади сечения горла к площади сечения губ. Оказалось, что это решение вызывает удорожание технического обслуживания, поэтому на самолете принято более простое решение, состоящее в применении дополнительных каналов на обечайке воздухозаборника. Это решение при хорошем профилировании каналов входа дополнительного потока равноценно увеличению площади сечения губ обечайки. Таким образом, скругление передних кромок воздухозаборника выбирается из условий удовлетворительной работы на больших дозвуковых скоростях полета, а на взлетно-посадочных режимах работает дополнительный воздухозаборник в виде каналов по обечайке. Для работы этих воздухозаборников применены простые створки на шарнирах, открывающиеся под действием разрежения, т. е. когда давление внутри канала меньше окружающего давления, и закрывающиеся на скоростях полета, когда давление внутри воздухозаборника повышается выше атмосферного. Это позволило достичь $\sigma_{вх} = 0,97 \dots 0,99$ на взлетном режиме. На взлете подъемно-маршевый двигатель имеет наибольший расход воздуха. При полете у земли или на относительно малых высотах требуются относительно малые тяги и соответственно малые расходы воздуха. В результате большая часть воздуха перетекает мимо входа вокруг воздухозаборника. В результате на больших дозвуковых скоростях на малых высотах перетекаемый воздух на внешних поверхностях обечайки может достичь значительных сверхзвуковых скоростей. В конце сверхзвуковой области возникает интенсивный скачок уплотнения. По мере увеличения перетекания скачок уплотнения усиливается и вызывает отрыв пограничного слоя. Это приводит к весьма большому сопротивлению. Исследования показали возможность подобрать такую форму скругления передних кромок и сформировать так внешнюю форму обечайки, что внешний поток будет иметь сверхзвуковую скорость в ограниченной области и замедляться до дозвуковой скорости с образованием слабого скачка уплотнения и сопротивление такого воздухозаборника незначительно больше, чем при дозвуковом его обтекании. Это использовано при создании воздухозаборника самолета «Харриер». Для предотвращения отрыва потока с фюзеляжа на входе в воздухозаборники применены щели слива пограничного слоя с выходом его в задней части фонаря.

Хвостовая часть фюзеляжа имеет большое сужение. К ней крепятся киль и управляемое горизонтальное оперение, хвостовая балка с реактивными соплами управления

по курсу и тангажу, подфюзеляжный киль, воздушный тормоз. Горизонтальное оперение имеет моноблочную конструкцию с отрицательным углом поперечного $V (-15^\circ)$. Имеются два лонжерона. За задним лонжероном хвостовая часть горизонтального оперения имеет слоистую конструкцию с сотовым наполнителем из алюминиевого сплава. Киль — многолонжеронный. Руль направления слоистой конструкции с сотовым наполнителем из алюминиевого сплава.

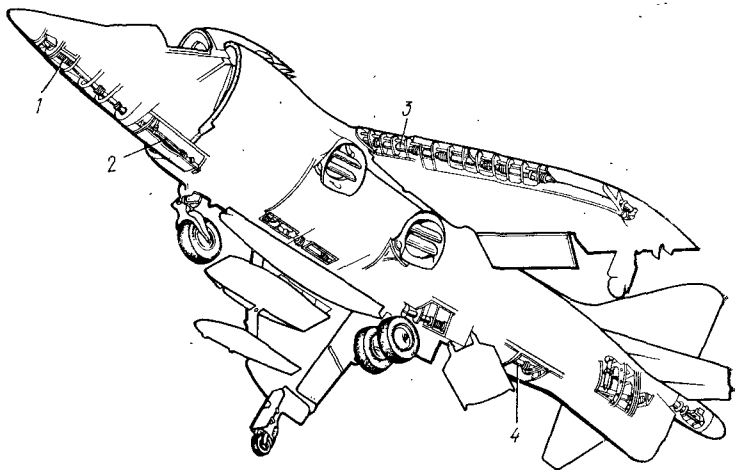


Рис. 2.53. Газодинамическая система управления самолета «Си Харриер»:

1, 2 — трубопровод подвода сжатого воздуха к переднему соплу; 3 — крыльевые трубопроводы; 4 — трубопровод подвода сжатого воздуха к заднему соплу

На самолете применено убирающееся шасси велосипедного типа. Оно имеет переднюю, основную и две подкрыльные стойки. Передняя стойка — самоориентирующаяся с одним колесом. Основная стойка имеет спаренные колеса. Основная и носовая стойки не имеют подкосов и запираются в выпущенном положении штырем на верхней части каждой стойки, который входит в узел конструкции фюзеляжа. Опорные подкрыльевые стойки — одноколесные самоориентирующиеся.

Система управления самолетом «Си Харриер» в дополнение к традиционной, обеспечивающей управление самолетом в полете с помощью элеронов, стабилизатора и руля направления, имеет реактивную (газодинамическую)

систему управления (рис. 2.53), работающую на режимах вертикального взлета и посадки и на скоростях меньше эволютивных, т. е. на переходных режимах полета, а также систему управления положением поворотных сопел двигателя. Реактивная система управления работает на сжатом воздухе, отбираемом от ТРДД «Пегас», и включает систему отбора воздуха (ее включение и выключение); трубопроводы подвода сжатого воздуха к соответствующим соплам, переднее и заднее сопла управления по тангажу, заднее сопло управления по курсу, два сопла на консолях крыла для управления по крену и тяг управления, связанных с основной системой управления. Система управления направлением вектора тяги двигателя состоит из гидромотора, переднего и заднего синхронизирующих валов, цепей привода сопел.

На самолете установлен один подъемно-маршевый ТРДД «Пегас» 104 с поворотом вектора тяги, имеющий максимальную тягу 96 кН. Максимальная взлетная масса самолета 8900 кг при вертикальном взлете и 11 325 кг при коротком взлете. Максимальная масса боевой нагрузки при коротком взлете с длиной разбега 480 м 2270 кг. Максимальная скорость полета у земли 1160 км/ч, практический потолок 15 240 м, боевой радиус при вертикальном взлете с боевой нагрузкой 1360 кг 92 км. Самолет «Си Харриер» находится в серийном производстве. До запуска его в серийное производство проведен длительный процесс разработки, испытаний и освоения схемы самолета. Для этой цели вначале был создан экспериментальный самолет Р.1127, включавший почти все особенности схемы самолета «Харриер». С начала 1961 г. по 1963 г. проводились экспериментальные полеты и доводка самолета Р.1127. В течение 1963 г. самолет был снабжен новым стреловидным крылом и двигателем «Пегас» 5 с тягой 68 кН. Этот самолет получил наименование «Кестрел» F.G.A.Мк 1. В течение 1964—1965 гг. были построены девять таких самолетов и из них создана специальная эскадрилья для оценки свойств самолета «Кестрел» в условиях эксплуатации. Самолеты этой эскадрильи налетали около 600 ч, взлетая с различных площадок, дорожек с травяным покровом, шоссеиных дорог и вспомогательных аэродромов. Несмотря на большой и успешный опыт эксплуатации, самолет «Кестрел» не получил применения из-за сравнительно малой боевой нагрузки и отсутствия сверхзвуковой скорости полета. Фирма «Хокер» приступила к разработке сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Р.1150, а затем Р.1154 на

базе ТРДД с форсажем во втором контуре, т. е. перед передними поворотными соплами. Затратив на эту работу около 5 лет и не достигнув положительного результата, фирма прекратила работу над сверхзвуковым вариантом СВВП и приступила к созданию дозвукового СВВП на базе ранее выполненных работ и опытной эксплуатации эскадрильи самолетов «Кестрел». Созданный усовершенствованный околозвуковой СВВП и получил название «Харриер». Он один из немногих типов СВВП, запущенных в серийное производство. В настоящее время у него имеется ряд модификаций. Наиболее современными являются «Харриер» GR.3 и «Си Харриер». В США фирмой «Макдоннелл-Дуглас» по лицензии из узлов, поставляемых из Англии, собирался самолет «Харриер», получивший обозначение AV-8A. Для повышения боевого радиуса действия и увеличения боевой нагрузки фирма «Макдоннелл-Дуглас» решила существенно модифицировать СВВП AV-8A. С двухконтурным ТРД «Пегас» 11 Mk 103 такой самолет имеет марку AV-8B.

Самолет AV-8B существенно отличается от самолета AV-8A. Так, у него увеличены размах с 7,7 до 9,22 м и площадь крыла с 18,92 до 21,37 м². На крыле применен суперкритический профиль. Уменьшен угол стреловидности по передней кромке крыла. Задняя кромка крыла почти прямая. Крыло самолета AV-8B имеет увеличенную толщину профиля до 11,5% у корня и 7,5% в концевой части. Это позволило увеличить объем для размещения топлива. На самолете AV-8B масса топлива во внутренних топливных баках 3175 кг, в то время как на самолете AV-8A—2270 кг. В конструкции крыла широко применены композиционные материалы — углепластики. Из этих материалов изготавливаются верхняя и нижняя обшивки, ряд лонжеронов, нервюры, законцовки крыла, закрылки, элероны и обтекатели подкрыльевых стоек шасси. Это позволяет снизить массу крыла на 150 кг. Подкрыльевые стойки шасси приближены к фюзеляжу. На самолете AV-8B изменены форма и внешние обводы воздухозаборника. Форма воздухозаборника изменена от полукруглой на AV-8A до эллиптической на AV-8B, и установлен дополнительный (второй) ряд впускных створок для улучшения работы воздухозаборника на взлетном режиме. В результате коэффициент сохранения полного давления возрос с 0,97 на самолете AV-8A до 0,981 на самолете AV-8B, что привело к увеличению тяги на 2,6 кН. На самолете AV-8B применено устройство уменьшения потерь тяги от подсасывающего действия струи и попадания выхлопных газов на вход в воздухоза-

борник в виде фиксированных продольных гребней на пушечном контейнере или фюзеляже и поперечного убирающегося щитка, который убирается автоматически вместе с уборкой шасси. В результате таких изменений взлетная масса самолета с коротким разбегом стала равной 13 495 кг, полезная нагрузка при взлете с коротким разбегом — 4170 кг (при вертикальном взлете — 3175 кг). Боевой радиус с 12 бомбами равен 280 км, с семью бомбами и подвесными топливными баками — 1200 км. На самолете семь точек подвески боевых грузов: по три на каждой консоли и одна подфюзеляжная.

Снижение массы является существенным фактором при достижении рабочих характеристик, присущих самолету AV-8B со стандартной тягой двигателя «Пегас» 11 96 кН. Крыло имеет номинальную полную площадь, равную 21,37 м², что почти на 2,79 м² больше, чем у «Харриера». Размах увеличен на 1,5 м. За исключением передних кромок, концевых частей, пилонов и элементов подсоединения шасси, а также центральной нервюры, крыло полностью выполнено из композиционных материалов, что позволяет уменьшить массу на 150 кг.

С целью улучшить характеристики полета на крейсерском режиме применен суперкритический профиль крыла, который обладает меньшим лобовым сопротивлением при околозвуковой скорости за счет снижения интенсивности возрастания лобового сопротивления и лучшего аэродинамического качества при выполнении маневров. Большие однощелевые закрылки связаны с механизмом отклонения сопла при взлете с короткой дистанцией разбега, что позволяет увеличить подъемную силу крыла. Струя заднего сопла подсасывает воздух через отклоненный закрылок, увеличивая разность скорости прохождения воздушного потока по верхней и нижней поверхностям крыла. Эта суперциркуляция создает дополнительную подъемную силу, используемую при взлете с короткой дистанцией разбега.

Новая конструкция передней части фюзеляжа позволила улучшить обзор, удобство кабины и расположение авиационного электронного оборудования. Конструкция лобового стекла, фонаря изменена таким образом, что это позволило улучшить обзор передней полусферы до 17° вниз, боковых направлений до 60° вниз и обзор задней полусферы. Конструкция, выполненная из композиционных материалов, уменьшает количество элементов, необходимых для сборки, и приводит к снижению массы на 35,4 кг, т. е. почти на 25 %.

Обшивка выполнена из слоистого материала с заполнителем толщиной 2,65 мм с малой плотностью; в качестве заполнителя используется материал с основой из эпоксидной смолы, располагаемый между листами из углеродного волокна. Элементы жесткости представляют собой целиком отлитые детали. Панели пола и шпангоуты прикрепляются на место болтами, а половины обшивки скрепляются болтами между собой. Съемный носовой конус позволяет осуществить доступ к авиационному электронному оборудованию. Весь блок механически соединен с центральной частью фюзеляжа.

Чтобы уравновесить новую носовую часть, задняя часть фюзеляжа была удлинена на 45,7 см. Конструкция была повторно подвергнута напряжениям для того, чтобы проверить, как она выдерживает нагрузки, возникающие из-за расширенного диапазона режимов системы регулировки тяги по величине и направлению при горизонтальном полете. Увеличен объем заднего отсека для оборудования. С целью компенсации увеличенной площади передней части фюзеляжа на самолете «Си Харриер» установлен более высокий киль.

Следует отметить, что если в конструкции крыла используется около 3000 элементов крепления, то конструкция хвостового стабилизатора много проще. Плоская поверхность, по существу, состоит из четырех элементов: металлической передней кромки, верхней обшивки, выполненной из композиционного материала, нижней обшивки, изготовленной из композиционного материала и соединенной с лонжеронами, и съемной задней кромки. Хвостовые стабилизаторы этих ЛА часто повреждаются при наземной эксплуатации, а концевая кромка сотовой конструкции склонна к расслаиванию. Съемная концевая кромка, выполненная из композиционных материалов, разрешает обе эти проблемы. Углеродное волокно считается идеальным материалом для изготовления хвостовых стабилизаторов, выдерживающих большие вибрации.

Для получения повышенной статической тяги и уменьшенного лобового сопротивления при полете на крейсерском режиме разработана новая конструкция воздухозаборника. Воздухозаборники с вспомогательным вторым рядом отверстий создают дополнительную площадь для забора воздуха при вертикальном (коротком) взлете до $0,8 \text{ м}^2$ по сравнению с $0,4 \text{ м}^2$, имеющим место на «Харриере» с одним рядом отверстий для ввода воздушного потока. Получено на 1% лучшее значение коэффициента вос-

становления давления, эквивалентное 2,6 кН большей тяге при вертикальном взлете. Эллиптическая форма кромки заменила дугу круга, присущую самолету «Харриер», а площадь критического сечения сопла увеличилась с 0,86 до 0,9 м². Усовершенствование воздухозаборника повысило емкость топливного бака, расположенного в передней части фюзеляжа.

Характеристика вертикального взлета зависит от комплексного взаимодействия между вертикальной тягой и фонтанным эффектом, которые позволяют поднять самолет и груз, и эффектами засасывания горячих газов в воздухозаборники и подсасывания выхлопными струями снизу, снижающими тягу и подъемную силу. Для повышения фонтанного эффекта и снижения засасывания горячих газов под фюзеляжем устанавливаются средства увеличения подъемной силы. Они состоят из ребер, расположенных на подвесных контейнерах с вооружением, и убирающейся перегородки между этими контейнерами. Выхлопные газы высокой энергии, отражаемые от земли, улавливаются этими средствами. Это создает подъемную силу и снижает засасывание воздухозаборником горячих газов, тем самым увеличивая тягу. Уже достигнуто снижение температуры в воздухозаборнике на 20°. Средства увеличения подъемной силы создают на 4,53 кН большую подъемную силу на режиме вертикального взлета, чем это имело место у «Харриера» без этих устройств.

С целью увеличения коррозионной устойчивости двигателя AV-8B подвергнется изменению, введенным для двигателей «Пегас» 104 самолетов типа «Си Харриер». Дальнейшие усовершенствования повысят надежность двигателя и его ремонтпригодность. На серийно выпускаемых самолетах AV-8B устанавливаются двигатели F 402-RR-405 с увеличенной тягой. Максимальный срок эксплуатации двигателя составляет 1000 ч при проверке каждые 500 ч горячих частей.

Планируемые усовершенствования касаются использования алюминиевых вентиляторов и промежуточных картеров с повышенным сроком службы, впрыска воды в двигатель и увеличения срока службы камеры сгорания, улучшения охлаждения лопаток первой ступени турбины высокого давления, закрытия кожухом турбины низкого давления, а также усиленной коробки передач и привода. Может быть установлено цифровое электронное устройство регулирования подачи топлива.

Явным внешним изменением является применение передних сопел прямоугольного сечения с нулевым скосом. Сопла первоначально принятой конструкции дают расширение струи, что приводит к потерям тяги при взлете с короткой дистанцией разбега. Сопло новой конструкции выпускает газ в пространство, ограниченное с трех сторон крылом, фюзеляжем и внутренним пилоном вооружения. За счет управления подобным образом струей газов создается дополнительная взлетная тяга при взлете с короткой дистанцией разбега, равная 0,88 кН.

На самолете AV-8B применена такая же система реактивного управления, как и разработанная для «Харриера», но с некоторыми усовершенствованиями. Переднее управляющее сопло перемещено вперед на 22,9 см и немного наклонено вперед. Это помогает избавиться от попадания посторонних предметов в переднюю часть воздухозаборника, в то же время обеспечивая такое же управление по тангажу. В связи с тем что размах крыла на 1,5 м больше, увеличивается эффективность органов управления креном. Сопла управления по крену усовершенствованы так, чтобы избавиться от наклона, устраняя взаимодействие движений крена и рыскания. Передние и задние органы реактивного управления взаимодействуют, составляя систему стабилизации положения с повышением устойчивости, что уменьшает физическую нагрузку на летчика. Обеспечены демпфирование по трем осям и стабилизация положения по двум осям.

В целях выдерживания большой массы использовано шасси повышенной мощности. Как и на «Си Харриер», колеса шасси отлиты из алюминия.

Другими особенностями применяемых систем являются: встроенный привод/генератор мощностью 15/20 кВт, никель-кадмиевая батарея, система обеспечения жизнедеятельности с «Си Харриер», бортовая установка производства кислорода и съемная (убирающаяся в полете заправочная штанга).

На самолете AV-8B в основном установлено стандартное авиационное электронное оборудование. Система сброса средств поражения является системой бомбометания по скорости изменения угла визирования. Она объединяется с лазерной (телевизионной) станцией слежения и устанавливается в носу самолета, обеспечивая возможность выполнения дневных и ночных атак с использованием обычных бомб, наводимых лазерной системой средств поражения, и телеуправляемых ракет типа «воздух—земля».

На самолете применяется ЭВМ, используемая для обработки данных по выполнению задания.

В состав навигационной системы входят: инерциальные навигационные приборы (ASN-130 с самолета F-18), система ТАКАН, радиолокационный высотомер и радиолокационный маяк. Помимо этого применяется система всепогодной посадки.

Радиоаппаратура включает в свой состав аппаратуру радиоразведки и радиопротиводействия, в которую входят приемник радиолокационного обнаружения, автомат сбрасывания осветительных ракет, дипольных отражателей и усовершенствованная система радиопомех самозащиты ASPJ, установленная в обтекаемом подвесном контейнере. Система ASPJ предназначена для установки на таких самолетах, как F-18. Большая часть авиационного электронного оборудования размещается в заднем отсеке, предназначенном для установки оборудования, а передача определенной информации в кабину летчика осуществляется посредством использования волоконной оптики, стойкой к радиопротиводействию.

Принципы конструкции кабины F-18 получили яркое отражение в конструкции кабины самолета AV-8B, а некоторое оборудование взято полностью из F-18. Основным устройством является двойная комбинированная система индикации на лобовом стекле. Сразу же под системой индикации в верхней части расположена панель средств связи, навигации и идентификации. Все прочие органы управления размещены на ручке управления и рычаге управления двигателем.

Многоцелевая индикация с F-18 занимает основное место на приборной доске. Приборы двигателя заменены цифровым индикатором управления двигателем. Состояние подачи топлива также отображается в цифровой форме.

Самолет AV-8B, по сути дела, является бомбардировщиком. Характеристика полезной нагрузки/дальности действия по крайней мере в два раза превышает подобную характеристику самолета AV-8A. Крыло новой конструкции имеет отсек для установки двух дополнительных пилонов, каждый из которых способен нести груз, равный 286 кг, и проводку для подсоединения ракет «Сайдвиндер». Внутренний и средний пилоны (соответственно 907 и 454 кг) имеют систему трубопроводов, подсоединенную к подвесным топливным бакам. Оборонительная система радиоразведки и радиопротиводействия устанавливается на пилоне (масса 454 кг).

Вместимость встроенных топливных баков, равная 3400 кг, на 50% превышает вместимость подобных баков самолета AV-8А, что связано с усовершенствованием конструкции воздухозаборника и толщиной суперкритического профиля крыла. AV-8В несет больше топлива во встроенных баках, чем самолет AV-8А с двумя сбрасываемыми баками вместимостью 455 л. При целиком заполненном встроенном топливном баке самолет AV-8В может нести груз, равный 4174 кг. Перегоночная дальность самолета с четырьмя сбрасываемыми топливными баками емкостью 1136 л составляет 3889 км в случае сохранения баков и 4630 км в случае сброса баков.

Масса пустого самолета AV-8В составляет 5780 кг, что почти на 254 кг превышает массу AV-8А. Максимальная расчетная взлетная масса равна 13 495 кг, т. е. она увеличена на 2155 кг. Самолет AV-8В рассчитан на взлетную массу, равную 13 075 кг, включая 2517 кг топлива и 16 бомб Mk 82, масса которых составляет 4125 кг, при взлете с ВПП длиной 305 м на уровне моря в тропических условиях (температура 32°С). Это соответствует боевому радиусу действия, равному 342 км. При условии заполнения всего объема внутренних топливных баков, загрузки семью бомбами Mk 82 массой 1810 кг и использования пушки боевой радиус действия составляет 397 км. При заполнении дополнительных иаружных топливных баков (масса 1429 кг) радиус действия возрастает почти до 1167 км.

Характеристики маневрирования в воздушном бою улучшены за счет возможности изменения тяги по величине и направлению. Сопла могут поворачиваться в полете в целях достижения торможения, увеличения скорости выполнения виража и уменьшения радиуса виража. Система управления тягой по величине и направлению при прямолинейном полете впервые была использована на самолете морской пехоты AV-8А, но на нем не хватало прочности для того, чтобы полностью использовать возможности. Усиление центральной и хвостовой частей фюзеляжа самолета AV-8В и установка привода для поворота сопла позволили расширить характеристики по изменению тяги. Полный поворот сопел вперед (на 98°) может быть осуществлен при скорости до 852 км/ч, что на 92,6 км/ч больше, чем у самолета AV-8А. Поворот сопел на 43° вниз уменьшит значение числа М с 0,85 до 0,14 за 20 с.

Улучшение поперечного управления за счет больших сопел управления креном, расположенных ближе к наружной части, повышает допуск на боковой ветер во время

перемещения. При скорости 185 км/ч и скорости бокового ветра 55,6 км/ч необходима только половина имеющейся в наличии эффективности органов управления. Увеличена продольная устойчивость при условии расположения под крыльями контейнеров с вооружением. Крутка и кривизна крыла выбрана так, чтобы уменьшить нагрузки на хвостовое оперение при числах M , больших 0,6. Это приводит к меньшему балансирующему сопротивлению при полете

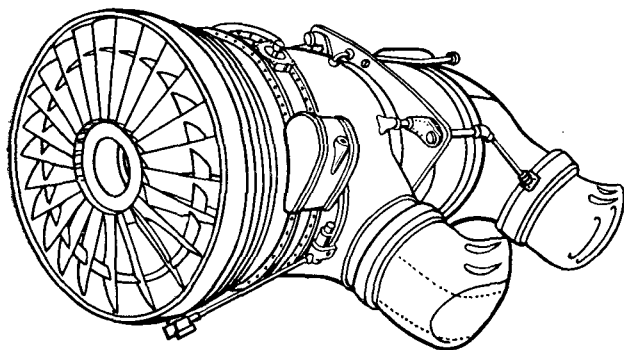


Рис. 2.54. Общий вид ТРДД «Пегас» с четырьмя поворотными соплами

на крейсерском режиме и меньшим нагрузкам на хвостовое оперение при режимах полета на околозвуковых скоростях.

На самолетах «Харриер», AV-8A и AV-8B применены ТРДД с четырьмя поворотными соплами «Пегас» (рис. 2.54).

Двигатель «Пегас» прошел значительный путь совершенствования. Он создан и прошел стендовые испытания в 1959 г. с тягой 49 кН («Пегас» 2), а летные испытания прошел в 1960 г. на прототипе самолета вертикального взлета и посадки Р.1127. Уже в 1969 г. начал стендовые испытания «Пегас» 11 Mk 103, а в 1970 г. — летные испытания на СВВП «Харриер». Тяга этого двигателя составила 96 кН. Создан двигатель «Пегас» 15 с тягой 108 кН. Удельная масса двигателя «Пегас» 2 1959 г. — 0,0254 кг/Н, а двигателя «Пегас» 11 — 0,0146 кг/Н. Следует сказать, что последние модели «Пегас» по принципу работы и основным формам такие же, как и ранние образцы «Пегас» 2. Однако с того времени увеличилось число ступеней ком-

прессора и изменились многие части двигателя в целях улучшения их характеристик и повышения надежности.

Серийный двухконтурный турбореактивный двигатель «Пегас»11 Mk 103 на режиме вертикального взлета продолжительностью 15 с имеет удельный расход топлива 0,078 кг/(Н·ч). Масса двигателя равна 1390 кг, расход воздуха — 200 кг/с, температура газов перед турбиной — 1453 К, степень двухконтурности — 1,36, суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре и вентиляторе — 14,7, а только в вентиляторе — 2,3. Вектор тяги этого двигателя поворачивается от 0 (горизонтальная тяга) до 98° (реверс тяги), занимая плавно все промежуточные положения. На режиме обычного взлета без отбора воздуха на газодинамическое управление тяга в течение 2,5 мин составляет 85 кН при удельном расходе топлива 0,07 кг/(Н·ч). Диаметр двигателя по входу равен 1220 мм, длина двигателя без сопел — 2510 мм, а с выходными соплами — 3480 мм.

Двигатель «Пегас» — двухконтурный с противоположным направлением вращения роторов для снижения гироскопических моментов.

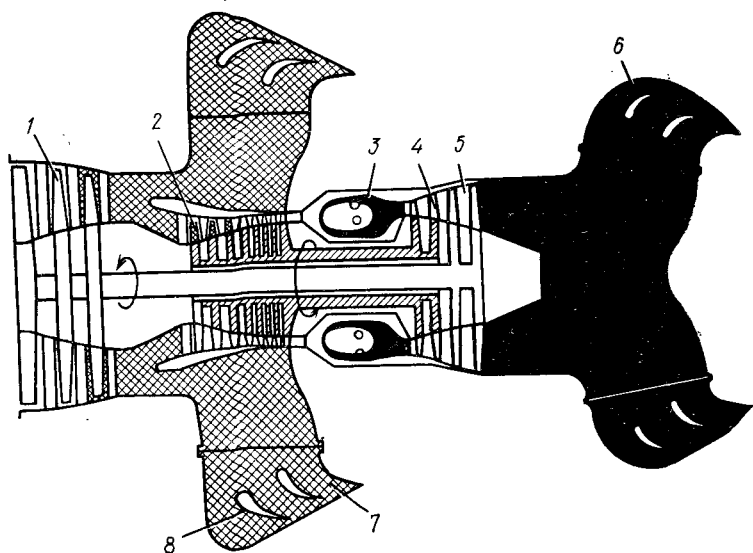


Рис. 2.55. Конструктивная схема ТРДД «Пегас»:

1 — трехступенчатый вентилятор; 2 — восьмиступенчатый компрессор; 3 — камера сгорания; 4, 5 — турбина высокого и низкого давления; 6 — задние поворотные сопла; 7 — передние поворотные сопла; 8 — направляющие лопатки

Компрессор состоит (рис. 2.55) из трехступенчатого ротора низкого давления (вентилятора) 1, лопатки которого изготавливаются из титанового сплава, и 8-ступенчатого компрессора высокого давления 2. Вентилятор не имеет направляющего аппарата, и передний подшипник расположен после вентилятора, т. е. вентилятор установлен консольно. Скорость потока на периферии рабочих лопаток вентилятора сверхзвуковая и соответствует $M=1,3$. Рабочие лопатки всех трех ступеней вентилятора имеют противовибрационные полки. Лопатки рабочего колеса 1-й ступени вентилятора толще лопаток других ступеней и с большей толщиной передней кромки для большей устойчивости при ударе о них попадающих на вход в двигатель посторонних предметов (частиц бетона, грунта и др.). Корпус вентилятора изготовлен из титанового сплава. За последней ступенью вентилятора отбирается воздух низкого давления для охлаждения газовой турбины, вентиляции двигательного отсека и для охлаждения подшипников задних поворотных сопел.

Промежуточный (между вентилятором и компрессором высокого давления) корпус отливается из магниевых сплавов. В нем расположены подшипник ротора вентилятора и передний подшипник ротора компрессора высокого давления. На этом корпусе расположены вспомогательные агрегаты двигателя.

8-ступенчатый компрессор 2 высокого давления имеет стальные рабочие лопатки, входной направляющий аппарат компрессора — поворотные лопатки. Ротор компрессора — дискового типа. Корпус компрессора изготовлен из алюминиевого сплава. За 5-й ступенью компрессора высокого давления установлены клапаны перепуска воздуха в канал второго контура для повышения устойчивости работы двигателя. Эти клапаны работают автоматически. За 6-й ступенью компрессора высокого давления производится отбор воздуха для наддува топливных баков, работы турбокомпрессора впрыска воды для системы охлаждения оборудования, системы кондиционирования воздуха в кабине, системы пневматического привода поворотных сопел двигателя, системы впрыска воды и наддува масляного радиатора главных стоек шасси. За 8-й ступенью отбирается воздух для работы реактивных сопел газодинамической системы управления СВВП на взлетно-посадочных режимах полета.

В двигателе применены кольцевая камера сгорания 3, форсунки испарительного типа, факельный воспламенитель, 4-ступенчатая турбина. Турбина 4 привода компрес-

сора высокого давления — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки и лопатки сопловых аппаратов охлаждаются воздухом. Для повышения надежности работы рабочие лопатки алитированы. Рабочие лопатки турбины компрессора имеют бандажные полки. Турбина 5 привода вентилятора — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки с наружными бандажными полками имеют большое удлинение.

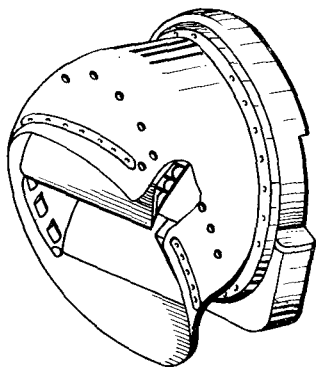


Рис. 2.56. Поворотное сопло двигателя «Пегас» с двумя направляющими лопатками

Две пары поворотных выходных сопел 6 и 7 устанавливаются симметрично по обеим сторонам двигателя и поворачиваются синхронно. На выходе из сопел установлены по две профильных направляющих лопатки 8, которые служат для лучшей организации поворачиваемого потока (рис. 2.56). Кроме того, в этих же местах между направляющими лопатками 8 (рис. 2.55) устанавливаются дополнительные накладки (триммеры) для отладки двигателя по величине тяги и соотношения тяг между передними и задними соплами. Скорость истечения воздушного потока из передних сопел — 350 м/с, температура — 150°С, а из задних сопел — 550 м/с с температурой 670°С. Поворот выходных сопел осуществляется двумя воздушными моторами, работающими на сжатом воздухе, отбираемом за 6-й ступенью компрессора высокого давления. Воздушные моторы через карданные валы и цепные передачи осуществляют поворот передних и задних сопел. Управление поворотом сопел осуществляется из кабины летчиком с помощью рукоятки, установленной рядом с ручкой управления двигателем.

Система управления обеспечивает поворот выходных сопел с угловой скоростью 90°/с. Система управления двигателем включает регуляторы: топливный, положения ло-

латок направляющего аппарата компрессора, положения передних и задних поворотных выходных сопел. В состав системы управления входит также ограничитель температуры газов на входе в турбину двигателя. Он работает с помощью термопар, устанавливаемых за турбиной двигателя, и чувствительных оптических пирометров для измерения температуры вращающихся рабочих лопаток турбины.

На двигателе «Пегас» применена система впрыска воды в камеру сгорания для повышения тяги на режимах вертикального и короткого взлета. Для впрыска используется дистиллированная вода под давлением 1700 кПа. Впрыск воды осуществляется через 18 форсунок в камеру сгорания в количестве 114 л/мин. Для повышения надежности работы турбины на повышенных режимах осуществляется впрыск воды в охлаждающий воздух, поступающий для охлаждения сопловых лопаток турбины. Впрыск воды производится не только для увеличения тяги, но и для ее сохранения в условиях жаркой погоды.

На самолете «Си Харриер» применен двигатель «Пегас» 11 Mk 104. Конструктивно он не отличается от двигателя Mk 103, только на нем применены материалы, не подверженные коррозии от морской воды. Так, магниевые сплавы заменены на титановые и др. В результате его масса увеличилась на 40 кг по сравнению с Mk 103.

Существенно улучшенной модификацией двигателя «Пегас» 11 Mk 103 является «Пегас» 11-35. Он создавался для самолета AV-8B и «Супер Харриер». Тяга этого двигателя при впрыске жидкости равна 111 кН, масса — 1460 кг, расход воздуха — 205 кг/с. Общая компоновка ТРДД «Пегас» 11-35 не изменилась по сравнению с «Пегас» 11.

Вентилятор двигателя 3-ступенчатый, улучшенной конструкции по сравнению с Mk 103, с увеличенным на 4,5% расходом воздуха и увеличенной степенью повышения давления при том же диаметре корпуса двигателя. Это достигнуто благодаря улучшенной конструкции рабочих и направляющих лопаток компрессора и увеличению на 6% частоты вращения ротора вентилятора и турбины низкого давления. Компрессор 8-ступенчатый, как и на двигателе Mk 103, но он имеет более высокую степень повышения давления вследствие совершенствования проточной части. Камера сгорания — кольцевая с системой впрыска воды. Турбина компрессора и турбина вентилятора имеют по две ступени. Радиальные зазоры в турбине уменьшены для снижения потерь. Поворотные сопла имеют измененную

площадь сечения (рис. 2.57). Передние сопла (второго контура) имеют прямоугольную форму без скоса в выходном сечении. Это снижает потери при повороте потока. Форма и размеры сопел направляют выхлопные струи воздуха и газов в зону, ограниченную крылом, фюзеляжем и пилонном подвески оружия, что повышает эффективную тягу. Сопла выполнены из титановых сплавов для снижения их

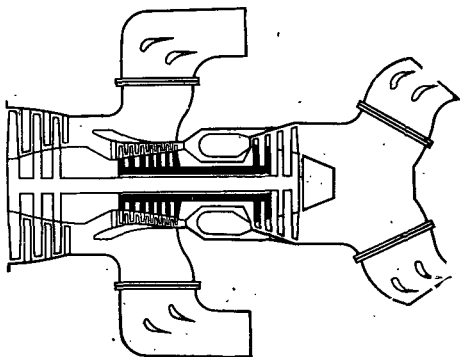


Рис. 2.57. Конструктивная схема двигателя «Пегас» 11-35

массы. На ТРДД «Пегас» 11-35 применена электронная цифровая система регулирования на базе микропроцессоров с увеличенным быстродействием. На двигателе применен объединенный агрегат — турбокомпрессорный стартер-энергоузел. Переключение его с одного режима на другой происходит автоматически в процессе работы двигателя.

В разработке находится подъемно-маршевый двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажем в наружном контуре «Пегас» 11-33. Он разработан на основе двигателя «Пегас» 11-35, но у него перед передними поворотными соплами устанавливаются форсажные камеры сложной конфигурации (рис. 2.58). В форсажной камере воздух после вентилятора с температурой 425 К подогревается до температуры 1600 К за счет сгорания впрыскиваемого в двух зонах топлива. Температура газов на выходе из задних сопел 955 К, т. е. такая же, что и у «Пегас» 11-35. В результате тяга двигателя увеличивается со 111 на максимальном бесфорсажном режиме до 151 кН на форсажном режиме. Выходные сечения передних сопел должны быть регулируемы. Много внимания уделяется конфигурации и расположению передних поворотных сопел для предотвращения попадания горячих газов на вход в воздухозаборник двигателя.

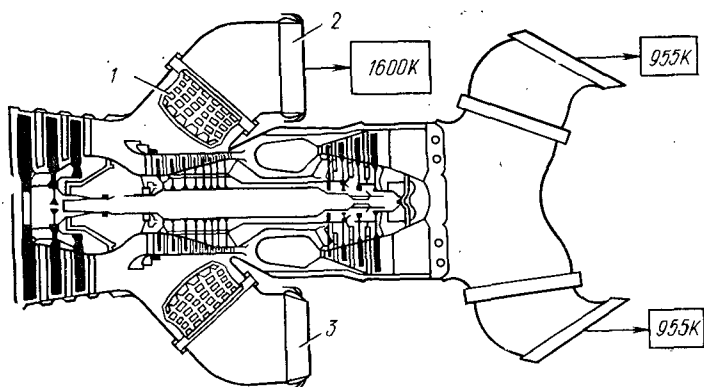


Рис. 2.58. Схема ТРДД с форсажем «Пегас» 11-33:

1 — форсажная камера; 2 — поворотное сопло на форсажном режиме; 3 — поворотное сопло на бесфорсажном режиме

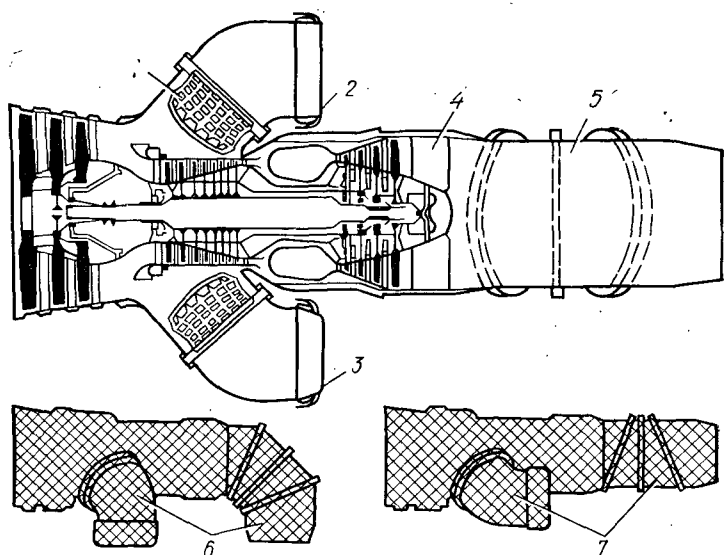


Рис. 2.59. ТРДД с тремя поворотными соплами:

1 — форсажная камера; 2 — поворотное сопло на форсажном режиме; 3 — поворотное сопло на бесфорсажном режиме; 4 — неподвижная часть поворотного сопла; 5 — трехсегментное поворотное сопло; 6 — режим вертикальной тяги; 7 — режим горизонтальной тяги

Двигатель «Пегас»11-33 предназначен для сверхзвуковых самолетов короткого и вертикального взлета и посадки.

Еще одним типом двигателей «Пегас» является двигатель с тремя поворотными соплами с форсажем в первом и во втором контурах (рис. 2.59). Этот двигатель разрабатывается на основе двигателя «Пегас»11-33. У него два передних поворотных сопла 2 и 3 и в каналах перед ними форсажные камеры 1. Они идентичны с соплами и форсажными камерами двигателя 11-33. После турбины газы первого контура не разветвляются на два направления, а истекают в прямом направлении через одну выхлопную трубу 4 и поворотное выходное сопло 5. Перед поворотным соплом устанавливается форсажная камера внутреннего контура. Поворот передних сопел осуществляется обычным путем, как это сделано на всех модификациях двигателей «Пегас». Поворот третьего (заднего) сопла осуществляется за счет вращения частей сопла в разные стороны (рис. 2.60). Тяга двигателя на максимальном режиме 120 кН, а на форсажном — 178 кН.

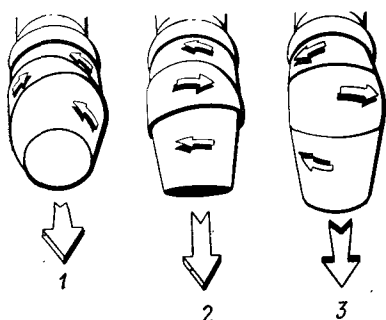


Рис. 2.60. Поворот выходного сопла за счет вращения его частей в разные стороны:

1 — горизонтальная тяга; 2 — поворот сопла на промежуточный угол; 3 — вертикальная тяга

Данный тип двигателя лучше komponуется на сверхзвуковом СВВП и позволяет лучше использовать поворот вектора тяги в полете для маневрирования самолета. Это обусловлено равенством моментов относительно центра масс тяги от передних сопел и от заднего сопла.

Глава 3

ВЗЛЕТ КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ С ПАЛУБЫ КОРАБЛЯ

Взлет — это процесс перехода самолета от неподвижного положения на линии старта к управляемому полету.

Корабельные самолеты могут осуществлять взлет с кораблей различными способами. Наиболее распространенными взлетами являются: катапультный, с коротким разбегом, трамплинный и вертикальный. Рассмотрим специфические особенности различных способов взлета.

3.1. КАТАПУЛЬТНЫЙ ВЗЛЕТ

Катапультный взлет, как это указывалось выше, осуществляется при разных взлетных массах самолета и массах боевой нагрузки, различных сочетаниях скорости взлета и продольных ускорений.

Паровые катапульты, применяемые на современных авианосцах, располагают максимальной энергией от $54 \cdot 10^6$ на авианосцах типа «Мидуэй» до $97,8 \cdot 10^7$ Дж на авианосцах типа «Честер У. Нимитц». Это позволяет разгонять самолеты массой 40 000 кг до скорости 300 км/ч.

Известно, что в процессе разбега (разгона) самолета на него действуют кроме аэродинамических сил (Y — подъ-

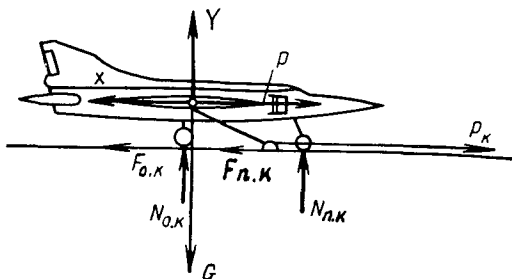


Рис. 3.1. Силы, действующие на самолет в процессе разгона на катапульте

емная сила, X — сила сопротивления) силы: тяги двигателей P и тяжести G , а также силы, вызванные реакцией палубы корабля, нормальная $N = N_{п.к} + N_{о.к.}$, трения F и тяги катапульты P_k (рис. 3.1).

Считаем, что для катапультного взлета в процессе разгона угол между вектором тяги и направлением движения очень мал, движение осуществляется практически вдоль горизонтальной поверхности корабля (при отсутствии качки корабля), тяга катапульты приложена горизонтально. В этом случае уравнения движения самолета запишутся:

$$mdV/dt = P_k + P - X - f(G - Y); \quad (3.1)$$

$$Y + N - G = 0; \quad (3.2)$$

$$dL/dt = V, \quad (3.3)$$

где m — масса самолета;

dV/dt — ускорение движения самолета при разгоне;

f — коэффициент трения;

L — длина пути при разгоне;

t — время разгона;

V — скорость движения.

Первое уравнение определяет ускорение, оно позволяет определить характер изменения скорости при разгоне. Второе — дает возможность определить нормальную силу N , т. е. реакцию палубы корабля, а значит, и силу трения. Третье — позволяет определить требуемую длину разгона самолета.

Таким образом, уравнения движения самолета позволяют определить скорость схода самолета с катапульты, длину разгона и время разгона.

Конечная воздушная скорость катапультного старта практически равна скорости отрыва самолета при его разбеге по аэродрому. Разница состоит в том, что разгон осуществляется за счет тяги двигателей и главным образом за счет тяги катапульты. Кроме того, при разбеге по аэродрому самолет увеличивает угол тангажа, а следовательно, угол атаки до величины угла отрыва, который у современных самолетов составляет $8...14^\circ$, а при катапультном взлете угол тангажа близок к нулевому значению. После схода самолета происходит поворот самолета относительно поперечной оси, увеличивается угол тангажа и соответственно угол атаки для увеличения подъемной силы, необходимой для предотвращения уменьшения высоты, а затем и для набора высоты. Особенностью катапульт-

ного взлета является также наличие значительных величин скорости внешнего потока над палубой корабля в результате хода корабля. В связи с этим конечная воздушная скорость катапультного старта равна сумме скорости, до которой разгоняется самолет катапультной, и скорости воздушного потока над палубой корабля в результате его хода.

Минимальная конечная воздушная скорость катапультного старта — это воздушная скорость, достигаемая над обрезами палубы авианосца, ниже которой самолет не может удерживаться в воздухе.

Скорость, до которой разгоняется самолет данной катапульты, определяется располагаемой энергией катапульты и массы самолета. Она определяется выражением

$$V_{\text{ок}} = \sqrt{\frac{2gE_{\text{к}}}{G}}, \quad (3.4)$$

где $E_{\text{к}}$ — энергия катапульты.

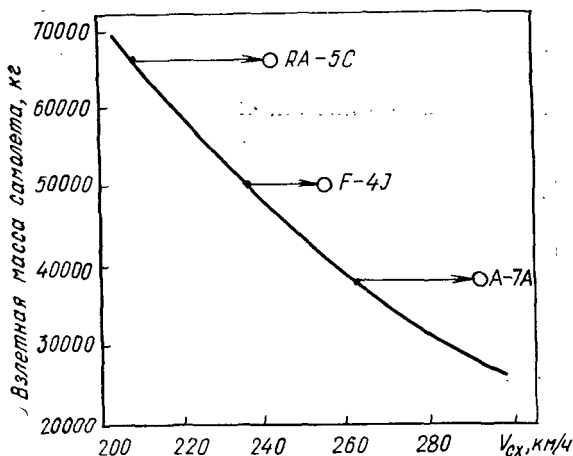


Рис. 3.2. Зависимость скорости схода $V_{\text{ок}}$ самолета с катапульты авианосца типа «Форрестол» от его взлетной массы

На рис. 3.2 представлена зависимость скорости схода с катапульты авианосца типа «Форрестол» от взлетной массы самолета. Как видим, с увеличением взлетной массы самолета скорость схода непрерывно уменьшается. На этом же рисунке нанесены точки минимальных скоростей

безопасного взлета конкретных самолетов RA-5C, F-4J, A-7A. Из этих данных следует, что для обеспечения безопасного взлета самолетов с помощью катапульты авианосца типа «Форрестол» требуется обеспечить при старте скорость хода 16 уз для самолетов RA-5C и A-7A и 10 уз для самолета F-4J.

Минимальная воздушная скорость катапультного старта определяется комплексом взаимосвязанных аэродинамических и летных характеристик. К этим характеристикам следует отнести: скорость сваливания; летные характеристики на больших углах атаки; воздушную скорость, при которой обеспечивается выдерживание высоты; поворот самолета для увеличения угла тангажа до угла, необходимого для прекращения просадки самолета при сходе самолета с палубы корабля. Каждая из этих характеристик, определяющих минимальную воздушную скорость катапультного старта, может быть рассмотрена отдельно.

Скорость сваливания (или максимальное значение коэффициента подъемной силы) — это минимально допустимая конечная воздушная скорость катапультного старта, ниже которой происходит сваливание самолета из-за выхода на углы атаки, где происходит срыв потока с несущих поверхностей. Задача состоит в том, чтобы на этих углах атаки или близких к ним получить большие значения коэффициента подъемной силы. Для этого используют различные средства механизации крыла: предкрылки, носовые щитки, отклоняемые носки, закрылки, щитки-закрылки, используется также управление пограничным слоем и др.

Предкрылки — это небольшие крылышки, установленные вдоль передней кромки крыла. При выдвижении предкрылка между ним и крылом образуется профилированная щель. Воздух, выходящий из щели на верхнюю поверхность крыла, увеличивает скорость потока в пограничном слое и повышает его устойчивость к отрыву. В результате увеличивается критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы. На самолетах со стреловидными крыльями предкрылки затягивают концевой срыв на крыле и позволяют существенно улучшить моментные характеристики.

Носовые щитки при отклонении вызывают изменение кривизны крыла вблизи передней кромки, обеспечивают более плавное обтекание передней кромки, уменьшают местные положительные градиенты давления и срыв потока затягивается на большие углы атаки. Кроме

того, при отклонении носового щитка увеличивается площадь крыла. В результате увеличивается максимальный коэффициент подъемной силы.

Отклонение носка крыла, так же как и носового щитка, изменяет кривизну крыла и позволяет увеличить критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы. Наиболее эффективным является отклонение носков на угол, обеспечивающий безударный вход потока на переднюю кромку. На крыле конечного размаха местные углы атаки в различных сечениях неодинаковы, поэтому потребные углы отклонения носков для обеспечения безударного входа потока различны. Так как по размаху крыла углы отклонения носков значительно изменяются, то для практической реализации безударного входа потока отклоняемый носок должен быть разрезан на секции для отклонения каждой секции на свой угол. Отклонение носков позволяет увеличить аэродинамическое качество за счет уменьшения сопротивления, обусловленного подъемной силой.

В качестве механизации задней кромки используются различные типы закрылков (простые, щелевые, многозвенные, выдвижные). Принцип работы простого закрылка состоит в изменении кривизны крыла и в торможении потока под крылом при отклоненном закрылке и разгоне его над крылом. В результате возрастает подъемная сила крыла (рис. 3.3). Увеличение угла отклонения закрылка приводит к росту положительного градиента давления. На верхней поверхности закрылка развивается срыв потока и в результате замедляется рост коэффициента подъемной

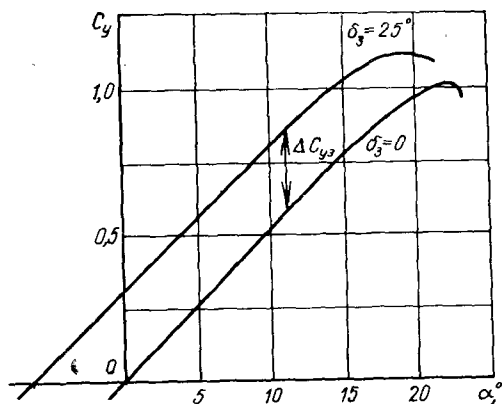


Рис. 3.3. Изменение подъемной силы крыла при обтекании закрылка

силы. Для эффективной работы закрылка на больших углах его отклонения применяются щелевые закрылки. Воздух, проходя через профилированную щель с нижней поверхности на верхнюю, увеличивает скорость в пограничном слое и повышает его устойчивость к отрыву. В результате увеличивается прирост коэффициента подъемной силы. Для повышения эффективности закрылок их иногда делают многозвенными, многощелевыми. Кроме положительного влияния щелей здесь достигается также более плавное изменение кривизны, что уменьшает положительные градиенты давления на закрылке, увеличиваются суммарный угол отклонения и прирост коэффициента подъемной силы. Выдвижной закрылок в отличие от простого одновременно с отклонением вниз выдвигается назад. При этом увеличивается площадь крыла, уменьшаются удлинение крыла и положительные градиенты давления, в результате заметно возрастает коэффициент подъемной силы.

Эффективным способом борьбы со срывом потока на закрылке является управление пограничным слоем (сдув или отсос пограничного слоя).

При сдуве пограничного слоя струя воздуха, отбираемого от двигателя, через узкую щель выдувается на верхнюю поверхность закрылки. Коэффициент подъемной силы возрастает при этом по следующим причинам: сдув увеличивает скорость течения в пограничном слое, затягивает срыв потока и позволяет увеличить углы отклонения закрылки; газовая струя при сдуве эжектирует воздух с верхней поверхности крыла и увеличивает на ней разрежение, а также тормозит поток и увеличивает давление на нижней поверхности; газовая струя создает реактивную силу, проекция которой увеличивает подъемную силу.

При отсосе пограничного слоя удаляется заторможенная часть пограничного слоя и скорости на верхней поверхности возрастают.

При применении струйного закрылки в узкую щель, расположенную вдоль задней кромки крыла, выдувается струя газа под некоторым углом к хорде крыла. За счет эжекции газовой струей возрастают скорость потока и разрежение на верхней поверхности крыла. В то же время струя тормозит поток под крылом и увеличивает давление на нижней поверхности. В результате возрастает подъемная сила. Наряду с этим при истечении струи газа появляется реактивная сила, проекция которой также увеличивает подъемную силу.

Наибольший эффект получается при одновременном

применении механизации передней и задней кромок крыла.

Для повышения несущих свойств самолета на взлете, а следовательно, для уменьшения минимальной воздушной скорости катапультного старта целесообразно по возможности увеличивать размеры механизации. При наличии крыла изменяемой стреловидности для увеличения несущих свойств на взлете крыло устанавливается в положение минимальной стреловидности, что позволяет на данном угле атаки получить большие значения коэффициента подъемной силы как за счет меньшей стреловидности, так и за счет большего удлинения крыла.

На современных самолетах для увеличения несущих свойств широко используется идея полезного отрыва потока. При увеличении угла атаки, начиная с некоторого его значения, характер зависимостей аэродинамических коэффициентов от угла атаки изменяется вследствие срыва потока, при этом в большинстве случаев уменьшаются подъемная сила и аэродинамическое качество, возрастает сопротивление, могут существенно изменяться моментные характеристики по сравнению со случаем безотрывного обтекания. Причиной отрыва потока с крыла является взаимодействие положительного градиента давления по хорде с пограничным слоем. Характер этого взаимодействия определяется геометрической формой крыла (формой профиля и формой крыла в плане), углом атаки, состоянием пограничного слоя, числом M и другими факторами. При этом отрыв потока может происходить как с поверхности крыла, так и с его кромок. При отрыве потока с верхней поверхности крыла на ней существенно уменьшается разрежение, а следовательно, и коэффициент подъемной силы крыла. Отрыву потока с поверхности крыла способствует образование местных скачков, которые вызывают волновой срыв.

У крыла бесконечного размаха картина распределения давления и структура пограничного слоя во всех сечениях одинаковы, одинаковы и градиенты давления. Поэтому отрыв потока начинается во всех сечениях одновременно при одном и том же угле атаки. У крыла конечного размаха в различных его сечениях картины распределения давления и структуры пограничного слоя различны, поэтому отрыв потока происходит неодновременно. Кроме того, наличие концевых перетеканий воздуха с нижней поверхности на верхнюю уменьшает разрежение и положительные градиенты давления на верхней поверхности и срыв потока затягивается на большие углы атаки.

У тонких крыльев малого удлинения и большой стреловидности (например, треугольных) обтекание передних кромок аналогично обтеканию боковых кромок прямоугольных крыльев. При этом отрыв потока уже на малых углах атаки происходит по всей передней кромке и сопровождается образованием спиралевидных вихревых жгутов. В этих вихревых жгутах имеется значительное разрежение потока. В отличие от этого при отрыве потока с передней кромки нестреловидных крыльев (например, прямоугольных) устойчивые вихри не образуются.

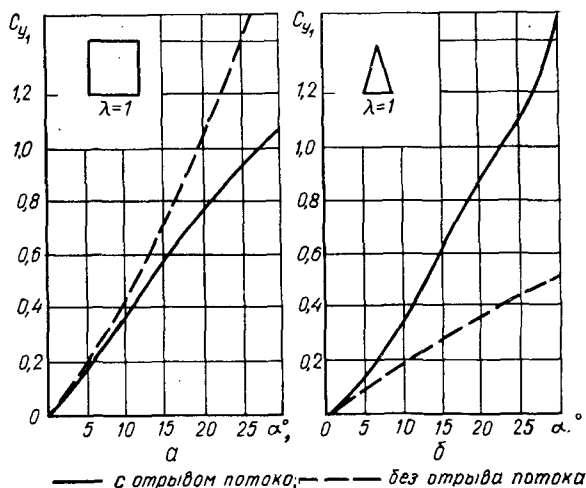


Рис. 3.4. Зависимость коэффициента c_{y1} нормальной силы от угла атаки: *а* — прямоугольное крыло, «вредный отрыв»; *б* — треугольное крыло, «полезный отрыв»

Срыв потока с крыла приводит к значительному изменению действующих на него аэродинамических сил и моментов. Если при отрыве потока не образуются устойчивые вихри, то, как правило, такое обтекание сопровождается уменьшением подъемной силы (наблюдается «вредный» отрыв). При наличии устойчивых вихрей (за счет разрежения в них) несущие свойства крыльев повышаются («полезный» отрыв). На рис. 3.4 приведены полученные расчетом зависимости коэффициента нормальной силы c_{y1} от угла атаки α для случаев «вредного» отрыва (рис. 3.4, *а*, прямоугольное крыло) и «полезного» отрыва (рис. 3.4, *б*, треугольное крыло), штриховыми линиями — для безотрывного потока, сплошными — с отрывом потока.

Сопротивление крыла при отрыве потока возрастает, что особенно заметно при отрыве с передних кромок вследствие практически полной потери подсасывающей силы. Однако наиболее сильное и неблагоприятное влияние оказывает срыв потока с крыльев на их моментные характеристики, особенно для стреловидных и треугольных крыльев. Концевой срыв приводит к уменьшению подъемной силы концевых сечений и всего крыла. Это равносильно появлению дополнительного кабрирующего момента и приводит к смещению фокуса крыла вперед. Смещение фокуса может быть значительным, так как уменьшение подъемной силы в концевых сечениях происходит на большом плече. Поэтому изменение коэффициента момента тангажа m_z оказывается более значительным, чем изменение коэффициента подъемной силы.

Для борьбы с неблагоприятными последствиями срыва потока, особенно на стреловидных и треугольных крыльях, принимаются специальные меры. К ним относятся: аэродинамическая крутка крыла; геометрическая крутка крыла, которая достигается поворотом концевых сечений на меньшие местные углы атаки; установка перегородок (аэродинамических гребней) на стреловидных и треугольных крыльях, которые препятствуют перетеканию пограничного слоя к концам крыла; применение запилов, уступов, зубьев на передней кромке крыла; вихрей, играющих роль перегородок; управление пограничным слоем (его турбулизация или сдув), повышающее устойчивость к отрыву; применение специальной механизации передней кромки (предкрылков, отклоняемых носков).

Основной отличительной особенностью крыльев сложной формы в плане является наличие наплыва — выступающей вперед части, имеющей большую стреловидность и весьма малое удлинение по сравнению с остальным крылом. Поэтому такое крыло гармонично сочетает в себе свойства как нестреловидных крыльев умеренного удлинения, так и крыльев малого удлинения большой стреловидности.

Влиянием наплыва объясняется и другая характерная особенность обтекания крыла сложной формы в плане на больших углах атаки. Вследствие большой стреловидности передней кромки наплыва на ней, как и на треугольном крыле, происходит перетекание потока с нижней поверхности на верхнюю и образование двух вихревых жгутов. Поскольку при положительном угле атаки эти вихри проходят над верхней поверхностью крыла, а внутри их имеется зна-

чительное разрежение потока, то под их влиянием аэродинамические нагрузки крыла возрастают, увеличивается подъемная сила. Однако эти вихри могут оказывать и отрицательное влияние на обтекание горизонтального и вертикального оперения.

Все указанные факторы, влияющие на величину скорости сваливания, а значит, и на абсолютную минимально допустимую конечную воздушную скорость катапультного старта, исследуются и используются при создании самолета корабельного базирования с катапультным стартом.

Пилотажные качества или летные характеристики самолета на больших околокритических углах атаки могут быть неприемлемы с точки зрения возможной потери летчиком способности точно пилотировать самолет в результате воздействия разгоняющей силы и возможной потери ориентировки в пространстве, имеющих место во время старта.

Пилотажные качества самолета оцениваются с этой точки зрения в процессе постепенного приближения к скорости нормального срыва (с единичной перегрузкой) и скорости срыва с перегрузкой больше единицы в процессе испытаний.

Минимальной воздушной скоростью, имея которую самолет еще может выдерживать высоту, является воздушная скорость, соответствующая значению в точке пересечения кривых потребной и располагаемой тяг в области малых скоростей. Для определения изменения потребной тяги и располагаемой тяги (разгон на постоянной высоте) в зависимости от воздушной скорости применяются стандартные методы летных испытаний. Как правило, минимальная конечная воздушная скорость катапультного старта, получаемая в палубных испытаниях, по крайней мере на 4 уз (7,4 км/ч) больше воздушной скорости в точке пересечения кривых потребной и располагаемой тяг и, видимо, в большой степени зависит от характера протекания характеристик потребной тяги по воздушной скорости. Для иллюстрации на рис. 3.5 представлены две совершенно разные кривые потребной тяги — самолет 1 с довольно высоким отрицательным градиентом потребной тяги при малых воздушных скоростях и самолет 2 со сравнительно меньшим отрицательным градиентом. Минимальная воздушная скорость, получаемая на самолете 1, будет вероятнее всего более чем на 7 км/ч выше воздушной скорости, потребной для выдерживания высоты, поскольку любое чрезмерное увеличение угла тангажа (излишний

подъем носа) самолета или потеря воздушной скорости после старта будет иметь, очевидно, серьезные последствия. Минимальная скорость, получаемая на самолете 1, не будет изменяться в зависимости от температуры окружающего воздуха, так как эта воздушная скорость превышает воздушную скорость, потребную для выдерживания высоты, всегда на постоянную величину. Однако минимальная воздушная скорость, получаемая на самолете 2, не будет действительным минимумом, поскольку эта воздушная

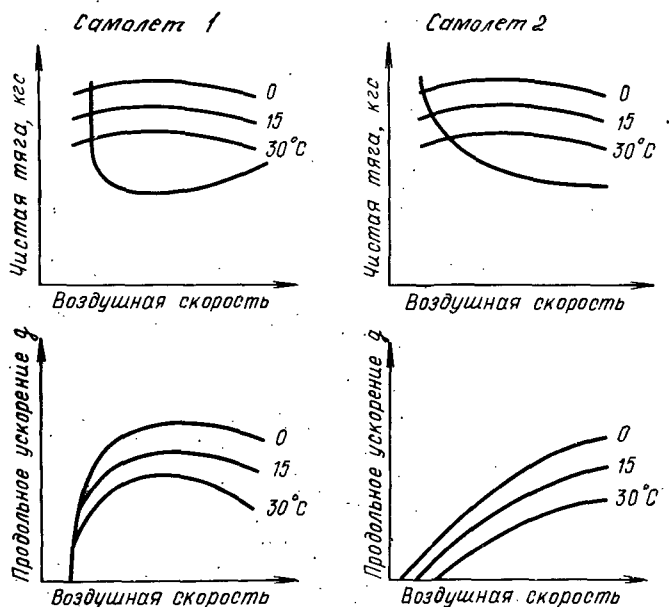


Рис. 3.5. Кривые располагаемых и потребных тяг самолетов и их продольных ускорений

скорость зависит от температуры воздуха во время реальных палубных испытаний. Другим аспектом анализа характеристик потребной и располагаемой тяг самолета является минимально допустимое продольное ускорение или избыточная тяга после старта. Оценки целого ряда самолетов показали, что минимальное значение продольного ускорения, при котором летчик имеет достаточное ощущение, что самолет разгоняется, составляет $0,04g$ или $1,4$ км/ч/с. На самолет должны накладываться ограничения по катapultному старту в тех условиях, когда сочетание большой

полетной массы и уменьшения избыточной тяги при повышенных температурах воздуха вызывает уменьшение продольного ускорения ниже $0,04 g$.

Одним из важнейших факторов является поворот самолета для подъема носа, потребный после старта. Если угол тангажа самолета во время старта значительно меньше угла, определяемого любым из рассмотренных выше факторов, то создается недостаток подъемной силы в течение периода времени, потребного для перевода самолета на больший угол. Недостаток подъемной силы заставляет самолет проваливаться после схода с обреза палубы авианосца, пока не будет создано достаточное направленное вверх вертикальное ускорение для выхода его в горизонтальный полет. Для данной конечной воздушной скорости катапультного старта длина участка, на котором происходит просадка, изменяется в зависимости от времени, потребного для подъема носа, среднего недостатка подъемной силы в процессе поворота самолета и запасов подъемной силы и располагаемой тяги в конечном положении самолета. Длину участка, на котором происходит просадка, как функцию потребного поворота самолета для подъема носа нельзя определить с достаточной точностью во время береговых катапультных стартов вследствие ярко выраженного влияния земли на характеристики поворота самолета для подъема носа. Для более точного определения потребного поворота самолета для подъема носа и его взаимосвязи с другими факторами, определяющими минимальную конечную воздушную скорость катапультного старта, до палубных испытаний посредством моделирования на ЭВМ проводится динамический анализ характеристик катапультного взлета. Моделирование основано на уравнениях движения, включающих и тот вклад, который дает энергия, накопленная носовой и основной стойкой шасси в процессе старта.

Главным вопросом, который подлежит исследованию при катапультных стартах, является влияние положения триммеров продольного управления на потребный поворот самолета для подъема носа на угол схода на воздушной скорости и угле атаки, приближающихся вплотную к значениям, при которых пилотажные качества становятся неудовлетворительными. С точки зрения предсказуемости и повторяемости характеристик самолета в процессе поворота для подъема носа и непосредственно после завершения этого процесса весьма желательно, чтобы летчик применял либо «фиксированную», либо «свободную» технику

пилотирования в продольном отношении в сочетании с заранее выбранным положением триммеров продольного управления. «Фиксированной» техника пилотирования называется потому, что летчик удерживает ручку в продольном отношении в фиксированном положении в процессе старта и непосредственно после него, а «свободной» техника пилотирования называется потому, что летчик предоставляет большую свободу ручке в продольном отношении, как только на органы продольного управления начинают воздействовать аэродинамические силы.

Наиболее нежелательной техникой пилотирования с точки зрения получения удовлетворительных пилотажных характеристик в момент схода является удерживание ручки полностью или почти полностью отклоненной на себя на конечном участке старта для компенсации малой начальной эффективности продольного управления при полностью выбранном на себя триммере. Эта техника пилотирования требует, чтобы летчик заранее планировал отдачу ручки управления для сохранения заданного угла тангажа (угла атаки) после окончания процесса подъема носа. Несмотря на то что положение триммеров продольного управления и техника подъема носа определяются во время береговых катапультных стартов, полезно использовать моделирование для оценки их влияния на зависимости между темпом поворота самолета для подъема носа, длиной участка, на котором происходит просадка, и близостью к допустимым по пилотажным качествам границам как функциям воздушной скорости, центровки, инерционных характеристик движения и т. д. Например, установка триммеров в положение, обеспечивающее балансировку на большем угле атаки, чем требуется для удержания самолета в горизонтальном полете в пространственном положении в момент ухода, обеспечивает более высокий темп изменения тангажа и, следовательно, меньшую длину участка, на котором происходит просадка, но имеет недостаток, так как вынуждает летчика энергично работать ручкой управления в продольном отношении, чтобы прекратить поворот самолета в требуемом положении и не допустить чрезмерного подъема носа. При установке триммера, обеспечивающей балансировку на меньшем угле атаки, получаем обратное явление: увеличение длины участка, на котором происходит просадка вследствие уменьшения темпа изменения тангажа. Однако такая установка имеет преимущество, так как позволяет спокойно поворачивать самолет до предельного значения, соответствующего еще допу-

стимым характеристикам, и в любой момент прекращать этот поворот без отдачи летчиком ручки. Для оценки характеристик процесса поворота самолета для подъема носа и процесса просадки при определенном сочетании полетной массы, температуры воздуха и внешней нагрузки, которые, очевидно, ограничиваются критериями потребная тяга — располагаемая тяга, а для оценки влияния центровки и инерционных характеристик движения тангажа для типовых многоцелевых внешних подвесок применяется также и моделирование.

Из изложенного выше очевидно, что минимально допустимая воздушная скорость при определенной массе и внешней нагрузке самолета определяется, как правило, не одним конкретным критерием. Обычно для конкретного типа самолета определяется от двух до четырех значений минимальной конечной воздушной скорости катапультного старта в зависимости от того, как факторы, определяющие минимальную воздушную скорость, изменяются в пределах диапазона массы и внешних нагрузок самолета. Имеются критерии для получения минимально допустимой воздушной скорости, определяемые по скорости сваливания и воздушной скорости, потребной для сохранения высоты. Минимальная конечная воздушная скорость катапультного старта, определяемая по воздушной скорости, соответствующей потере пилотажных качеств, и по значению потребного увеличения угла атаки, обычно на 4...7 км/ч выше воздушной скорости, соответствующей потере пилотажных качеств в сочетании с требованием просадки не более чем на 6 м.

Еще одним важным аспектом операций катапультного старта с авианосца, заслуживающим рассмотрения, является различие между испытательными и эксплуатационными условиями. Для учета этих различий из опыта испытаний и эксплуатации было установлено, что вообще в условиях эксплуатации катапультные старты следует выполнять при скорости, на 18,5—28 км/ч (10—15 уз) превышающей минимально допустимую конечную воздушную скорость катапультного старта, определенную вышеуказанными критериями. Однако существуют эксплуатационные условия, при которых невозможно обеспечить стандартный запас воздушной скорости 18—28 км/ч (10—15 уз) и командир экипажа самолета должен принимать решение относительно того, насколько близко к определенной в испытаниях минимальной воздушной скорости следует выполнять катапультный старт. Например, самолет А-4Е массой

10 900 кг при температуре воздуха $32,2^{\circ}\text{C}$ требует скорости воздушного потока над палубой 46 км/ч (25 уз) для катапультного старта при минимальной воздушной скорости и, если поверхностного ветра нет и авианосец может идти только со скоростью 55 км/ч (30 уз), старт самолета следует производить либо с запасом воздушной скорости 9 км/ч (5 уз), либо уменьшив массу нагрузки. Поэтому принимаемое командиром экипажа решение отчасти зависит от его знания, каким образом получается минимальная воздушная скорость, знания характеристик самолета и уровня подготовки летного состава.

Еще одной важной особенностью катапультного старта палубных самолетов является попадание пара катапульты на вход в воздухозаборники двигателей и влияние его на устойчивость работы двигателей. Как указано выше, на устойчивость работы двигателя при попадании пара катапульты оказывают влияние три фактора: неравномерный нагрев на входе в компрессор; изменение физических свойств паровоздушной смеси по сравнению с воздухом; испарение водяных капелек, появляющихся из перегретого пара катапульты при взаимодействии с воздухом. Основным фактором при этом является быстрое нарастание по времени температуры воздуха на входе в компрессор при значительной неравномерности температурного поля. На рис. 3.6 показан качественный характер изменения режимов работы двигателя на характеристике компрессора. Наличие неравномерного температурного поля из-за несимметричности попадания пара на вход в воздухозаборник приводит к дополнительному усилению температурного воздействия на устойчивость работы двигателя. Тепловое воздействие приводит к изменению параметров компрессора и режима его работы. В начальный период времени (в интервале от t_1 до t_2) частота вращения и расход топлива в силу инерционности системы регулирования остаются практически неизменными. Однако приведенные частоты вращения $n_{\text{пр}}$ и расхода воздуха $G_{\text{пр}}$ значительно снижаются, поскольку эти величины обратно пропорциональны корню из температуры воздуха на входе в компрессор. Рабочая точка на характеристике компрессора быстро перемещается к границе 2 неустойчивой работы компрессора и в момент времени t_2 возникает неустойчивая работа компрессора — помпаж в двигателе. При этом появляются хлопки, рост температуры газов за турбиной и снижение частоты вращения ротора. Давление за компрессором резко падает, и возникают его колебания, а давление

на входе в компрессор даже немного увеличивается, что объясняется выбросом части сжатого воздуха из-за компрессора на вход через срывную зону.

Если же запасы устойчивости компрессора достаточны при тепловом воздействии, то в результате нагрева воздуха рабочая точка на характеристике компрессора смещается из точки 1 в точку $1'$, но вследствие наличия пара, который имеет более высокую газовую постоянную, чем воз-

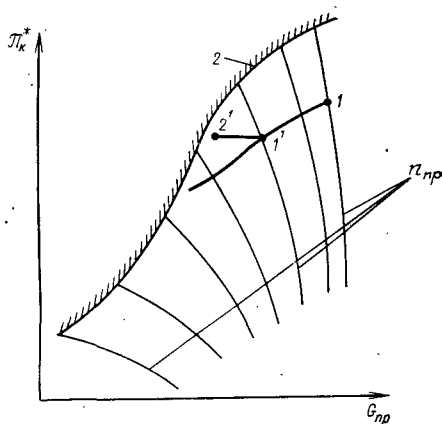


Рис. 3.6. Характер изменения π_k^* от $G_{пр}$ компрессора:

1 — точка рабочего режима; 2 — граница неустойчивой работы; $1'$ — точка режима работы при повышении температуры на входе в компрессор; $2'$ — точка режима работы из-за изменения характеристик рабочего тела

дух, и более низкий показатель адиабаты, происходит изменение положения рабочей точки на характеристике компрессора из $1'$ до $2'$ и возникает неустойчивая работа двигателя.

Третий фактор — испарение водяных капелек, попадающих в компрессор двигателя, вызывает уменьшение температуры за ступенью компрессора, в которой происходит испарение. При этом давление за этой ступенью остается практически постоянным. Уменьшение температуры воздуха за ступенью приводит к изменению рабочих характеристик двигателя из-за изменения мощности компрессора и располагаемой мощности турбины. Это приводит также к рассогласованию между ступенями компрессора вследствие увеличения углов атаки лопаток компрессора. Суммарным эффектом этих изменений является уменьшение запаса устойчивости компрессора.

Если имеет место неустойчивая работа компрессора двигателя для данной катапульты при старте, можно применить несколько способов ее предотвращения. Одним из традиционных способов является перепуск воздуха из компрессора в атмосферу или во второй контур. Это сопровождается незначительным уменьшением частоты вращения компрессора, уменьшением коэффициента подъемной силы лопаток, повышением запаса устойчивости. Однако это уменьшает степень повышения давления воздуха в компрессоре, сопровождающееся уменьшением тяги. В зависимости от величины потери тяги может снижаться полезная нагрузка самолета, что в ряде случаев крайне нежелательно.

Другим способом решения проблемы, связанной с попаданием пара из катапульты на вход в двигатель, является выполнение катапультных стартов при сильных воздушных потоках над палубой. Сильный воздушный поток над палубой прижимает выброшенный из катапульты пар к поверхности палубы, снижая вероятность его попадания в двигатель, а также увеличивает интенсивность теплопередачи пар—воздух и снижает среднюю температуру паровоздушной смеси. Однако работа при сильных воздушных потоках над палубой может уменьшить гибкость боевого применения палубных самолетов.

Еще одним, весьма радикальным способом является применение улучшенных катапульт, у которых резко снижено количество выбрасываемого пара благодаря совершенствованию системы уплотнений.

3.2. ВЗЛЕТ С КОРОТКИМ РАЗБЕГОМ

Взлет корабельных самолетов с коротким разбегом состоит из двух этапов: короткого разбега до скорости отрыва и разгона самолета в воздухе после отрыва. Расстояния, которые проходит самолет на этих этапах, соответственно называются длиной разбега и длиной разгона.

Уравнения движения самолета на разбеге такие же, как и приведенные в формулах (3.1), (3.2) и (3.3), за исключением отсутствия силы P_k в формуле (3.1), являющейся разгоняющей силой катапульты.

Первая часть разбега выполняется на трех опорах. Когда рули становятся эффективными, угол тангажа самолета несколько увеличивается, вследствие чего передняя опора отделяется от земли и дальнейший разбег до скорости отрыва выполняется на главных колесах.

Чтобы с момента начала движения ускорение было наибольшим, перед началом разбега колеса затормаживаются и двигатели выводятся на максимальный (форсажный) режим, после чего тормоза отпускаются.

До скорости 100—110 км/ч самолет практически не реагирует на отклонение руля направления. Поэтому в начале разбега направление следует выдерживать управляемым

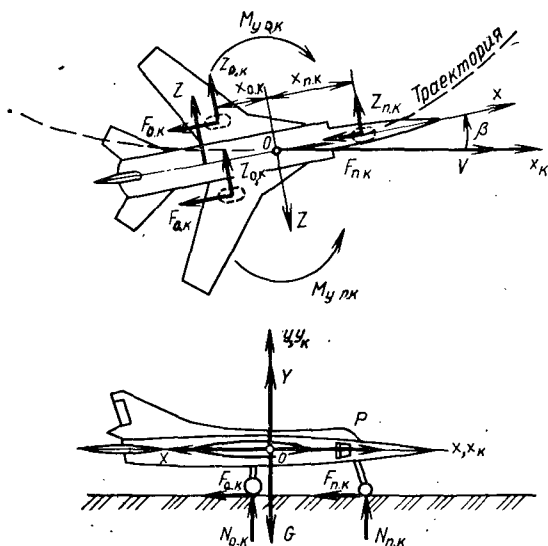


Рис. 3.7. Боковые силы трения основных колес, переднего колеса и боковая аэродинамическая сила

передним колесом, а при неуправляемом переднем колесе — асимметричным торможением главных колес. Последнего по возможности следует избегать, так как оно увеличивает длину разбега и может вызвать колебания рыскания. При дальнейшем увеличении скорости руль направления становится эффективным. Его потребные отклонения (сначала большие) постепенно уменьшаются.

Путевая устойчивость движения самолета по земле зависит от боковых сил трения колес $Z_{o.к}$ (рис. 3.7), переднего колеса $Z_{п.к}$, боковой аэродинамической силы Z и моментов этих сил относительно центра масс самолета.

На малых скоростях на путевую устойчивость влияют в основном боковые силы трения $Z_{o.к}$ и $Z_{п.к}$.

Боковые силы трения основных колес приложены позади центра масс и потому создают стабилизирующий момент $M_{yo.к.}$, стремящийся устранить угол скольжения β . Боковая сила трения переднего колеса создает дестабилизирующий момент $M_{yp.к.}$, стремящийся увеличить угол скольжения. Именно поэтому переднее колесо (если оно неуправляемое) и делается свободно ориентирующимся, чтобы уменьшить силу $Z_{п.к.}$ и ее момент $M_{yp.к.}$ практически до нуля, повысив тем самым устойчивость движения самолета по земле.

Продольная устойчивость самолета при разбеге на основных колесах несколько хуже, чем при движении в воздухе, особенно в начале движения на основных колесах после подъема переднего колеса. Объясняется это дестабилизирующим влиянием изменений сил реакции земли при изменении угла атаки. Поясним это с помощью рис. 3.7, на котором изображена схема сил, действующих на самолет при разбеге на основных колесах.

Сила нормальной реакции N вместе с подъемной силой уравнивает силу тяжести самолета G (вертикальной составляющей тяги $R_y = R \sin \alpha$ пока будем пренебрегать):

$$Y + N = G.$$

Отсюда величина силы N определяется как разность сил G и Y :

$$N = G - Y.$$

Сила трения F равна произведению коэффициента трения f на величину силы N :

$$F = f(G - Y). \quad (3.5)$$

Пусть, например, угол атаки самолета по какой-то случайной причине увеличился на $\Delta \alpha$. При этом подъемная сила возрастет на величину ΔY , а нормальная реакция уменьшится на ту же величину $\Delta N = -\Delta Y$. Изменение нормальной реакции ΔN будет направлено вниз и на плече a (рис. 3.8) создаст дополнительный момент относительно центра масс $\Delta M_z = \Delta N a$, направленный на кабрирование, который будет способствовать дальнейшему увеличению угла атаки, уменьшая тем самым продольную устойчивость.

Изменение силы трения $\Delta F = f \Delta N$ направлено в противоположную сторону и точно так же будет создавать дополнительный дестабилизирующий момент $\Delta M_z = \Delta F b$, поэтому в первые секунды после подъема переднего колеса

продольная устойчивость самолета понижена. По мере дальнейшего увеличения скорости силы реакции земли N и F быстро уменьшаются и продольная устойчивость улучшается.

Подъем переднего колеса различных типов современных самолетов осуществляется на скоростях 150—300 км/ч, при этом, во-первых, скорость должна быть достаточна для необходимой эффективности стабилизатора, во-вторых, для достижения минимальной длины разбега целесообразно установить некоторый оптимальный угол атаки, при котором ускорение разбега максимально.

При увеличении угла атаки лобовое сопротивление возрастает и несколько уменьшается горизонтальная составляющая тяги $P \cos \alpha$. Но при этом вследствие увеличения подъемной силы и вертикальной составляющей тяги $P \sin \alpha$ уменьшается сила реакции земли N , а следовательно, и сила трения F .

С учетом всех этих факторов оптимальный угол атаки при разбеге по твердой поверхности составляет 2—3°. Поэтому разбег для сокращения его длины выгодно выполнять на трех точках, а поднимать переднее колесо только перед самым отрывом, за 20—30 км/ч до достижения скорости отрыва.

Такой способ разбега прост по выполнению, так как не требует точного продольного управления. Он обеспечивает минимальную длину разбега и хороший обзор вперед. Недостатком его является большая нагрузка на колеса, особенно на переднее. Поэтому на тех самолетах, у которых допустимая скорость для переднего колеса ограничивает выполнение разбега на трех точках, переднее колесо поднимается, как только стабилизатор становится достаточно эффективным. При этом оно лишь немного отделяется от земли и в таком положении выполняется разбег. По достижении скорости, на 20—30 км/ч меньшей скорости отрыва,

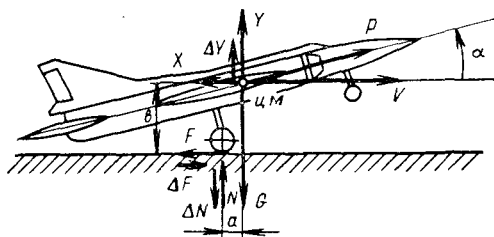


Рис. 3.8. Силы, действующие на самолет в процессе разбега

необходимо плавно, но достаточно быстро увеличить угол атаки до $\alpha_{отр}$, следя, чтобы он не превысил предельного значения. В момент достижения $V=V_{отр}$ произойдет плавное отделение самолета от земли.

Силы, действующие на самолет при разбеге, показаны на рис. 3.7, а их изменение в процессе разбега — на рис. 3.8.

Отметим, что тяга двигателя в несколько раз больше, чем сумма сил $X+F$, и изменяется мало. Сила лобового сопротивления возрастает, а сила трения колес F уменьшается по мере увеличения скорости. Их сумма $X+F$ изменяется тоже очень мало. Поэтому движение самолета при разбеге приближенно можно считать равноускоренным.

Тогда длина и время разбега L_p и t_p в зависимости от скорости отрыва определяются по формулам равноускоренного движения:

$$\begin{aligned} L_p &= \frac{V_{отр}^2}{2j_{ср}}; \\ t_p &= \frac{V_{отр}}{j_{ср}}. \end{aligned} \quad (3.6)$$

Так как в момент отрыва подъемная сила равна силе тяжести, то

$$V_{отр}^2 = \frac{2G}{\rho c_{y_{отр}} S}. \quad (3.7)$$

Среднее ускорение $j_{ср}$ зависит от сил, направленных по касательной к траектории, и массы самолета. С учетом формулы (3.5) получим:

$$j_{ср} = \frac{(P - X - F)_{ср}}{m} = \frac{g}{G} [P - X - f(G - Y)]_{ср}.$$

Подставляя значение $j_{ср}$ и $V_{отр}^2$ в формулу (3.6), получим:

$$L_p = \frac{G^2}{g \rho c_{y_{отр}} S [P - X - f(G - Y)]_{ср}}. \quad (3.8)$$

В формулах (3.7) и (3.8) $c_{y_{отр}}$ берется для взлетной конфигурации самолета, т. е. с учетом положения крыла, выпущенной механизации и влияния близости земли. Коэффициент трения при разбеге по твердой ВПП $f=0,03 \dots 0,05$.

Следует иметь в виду, что короткий разбег корабельных самолетов ограничен длиной полетной палубы корабля.

ля, т. е. применительно к авианосцам — это примерно 180...200 м. Для достижения таких длин разбега современными самолетами наиболее целесообразно использовать поворот вектора тяги.

Стартовая тяговооруженность современных маневренных самолетов близка к единице, а в ряде случаев превышает ее. Поэтому с целью уменьшения скорости отрыва существует возможность поворота вектора тяги вверх без заметного ущерба темпу набора скорости после отрыва. Стартовая тяговооруженность штурмовиков, дальних и транспортных самолетов меньше, чем у маневренных, тем не менее вектор тяги силовой установки можно поворачивать вверх для уменьшения скорости отрыва, сохранив при этом необходимую тангенциальную составляющую тяги для разгона или обеспечив безопасную (для последующего после отрыва разгона) тангенциальную перегрузку $n_{\text{хотр}}$.

Оптимальный угол отклонения тяги силовой установки $\varphi_{\text{отр}}$, обеспечивающий необходимую тангенциальную перегрузку $n_{\text{хотр}}$, и наименьшая скорость отрыва $V_{\text{отр}}$ определяются из совместного решения нелинейных алгебраических уравнений:

$$n_{\text{хотр}} = \left[I_{\text{вых}} \cos(\alpha_{\text{отр}} + \varphi_{\text{отр}}) - I_{\text{вх}} - c_{\text{хотр}} V_{\text{отр}}^2 \frac{\rho S}{2} \right] / G_{\text{отр}}; \quad (3.9)$$

$$n_{\text{уотр}} = \left[I_{\text{вых}} \sin(\alpha_{\text{отр}} + \varphi_{\text{отр}}) + c_{\text{уотр}} V_{\text{отр}}^2 \frac{\rho S}{2} \right] / G_{\text{отр}}, \quad (3.10)$$

где $I_{\text{вх}}$, $I_{\text{вых}}$ — секундные импульсы на входе и выходе подъемно-маршевого двигателя (ПМД);

$c_{\text{уотр}}$, $c_{\text{хотр}}$ — коэффициенты аэродинамической подъемной силы и лобового сопротивления самолета;

ρ и S — плотность воздуха и площадь крыла;

$G_{\text{отр}}$ — масса самолета при отрыве.

В данном анализе опущены вопросы балансировки продольных моментов и достаточности эффективности органов управления относительно центра масс самолета. Однако существует возможность такого размещения поворотного устройства ПМД на самолете в процессе его компоновки, при котором продольный момент от тяги силовой установки способствует уменьшению модуля балансирующего от-

клонения руля высоты и увеличению располагаемого запаса хода руля высоты на парирование возмущений и на управление углом атаки при взлете и посадке.

Точное решение уравнений (3.9) и (3.10) возможно только численными методами. Однако предположение о малости секундного входного импульса ($I_{\text{вх}} \approx 0$) по сравнению с секундным выходным импульсом (погрешность от допущения уменьшается с ростом тяговооруженности самолета) позволяет получить приближенные аналитические решения:

$$V'_{\text{отр}} \approx 2G_{\text{отр}} \left\{ 1 - \left[\left(\frac{I_{\text{вхх}}}{G_{\text{отр}}} \right)^2 - n_{\text{хотр}}^2 \right]^{1/2} \right\} / c_{y \text{отр}} \rho S; \quad (3.11)$$

$$\varphi_{\text{отр}} \approx \arctg \left\{ \left(\frac{I_{\text{вхх}}}{G_{\text{отр}}} \right) / \left[n_{\text{хотр}} + \left(1 - \frac{I_{\text{вхх}}}{G_{\text{отр}}} \right) c_{x \text{отр}} / c_{y \text{отр}} \right] \right\} - \alpha_{\text{отр}}. \quad (3.12)$$

Чем больше тяговооруженность самолета ($I_{\text{вхх}}/G_{\text{отр}}$), тем на больший угол можно отклонить вверх вектор тяги силовой установки, формула (3.12), при сохранении потребной для разгона тангенциальной перегрузки $n_{\text{хотр}}$ и тем меньше величина скорости отрыва, выражение (3.11). При $I_{\text{вхх}}/G_{\text{отр}} > 1$ возможен точечный старт; при $I_{\text{вхх}}/G_{\text{отр}} < 1$ максимальный потребный угол отклонения поворотного устройства не превышает $\pi/2$.

Дополнительно к уравнениям нормальной и тангенциальной перегрузок (3.9) и (3.10) необходимо учесть и продольный момент, действующий на самолет (с учетом моментов от силовой установки).

Таким образом, для определения угла поворота вектора тяги, скорости отрыва $V_{\text{отр}}$, потребного размещения поворотного устройства относительно центра масс на взлете и посадке требуется совместное решение трех нелинейных алгебраических уравнений. Условиями при этом являются: в момент отрыва должно быть обеспечено равновесие нормальных сил $n_{y \text{отр}} = 1$, равновесие продольных моментов $M_{z \text{отр}} = 0$ и некоторая положительная тангенциальная перегрузка $n_x = n_{\text{хотр}}$, обеспечивающая разгон самолета после отрыва.

Равновесие продольных моментов $M_{z \text{отр}} = 0$ должно быть достигнуто соответствующим отклонением руля высоты на угол $\delta_{\text{в.отр}}$. Руль высоты должен соответствовать середине возможного диапазона отклонения:

$$\delta_{\text{в.отр}} = \delta_{\text{в}}^* = \frac{\delta_{\text{в max}} + \delta_{\text{в min}}}{2}. \quad (3.13)$$

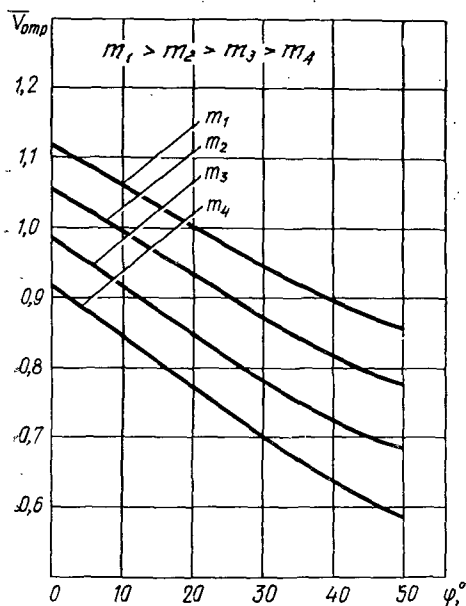


Рис. 3.9. Зависимость относительной скорости $\bar{V}_{отр}$ отрыва самолета от угла φ поворота вектора тяги (тяговооруженность самолета 0,7) при разных взлетных массах

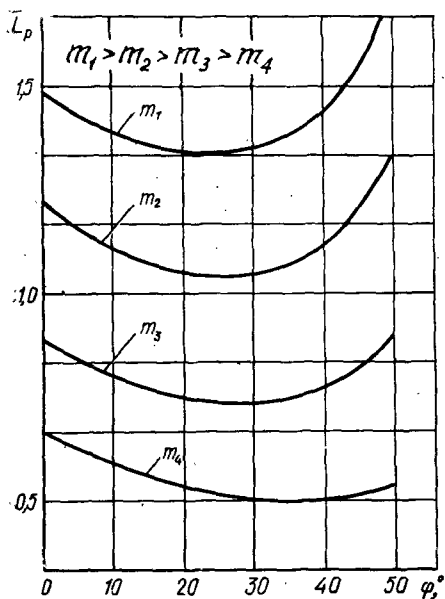


Рис. 3.10. Зависимость относительной длины разбега самолета от угла поворота вектора тяги силовой установки (тяговооруженность самолета 0,7) при разных взлетных массах

При таком условии будет обеспечен наибольший управляющий момент как на пикирование, так и на кабрирование, а также на парирование внешних возмущений и обеспечение продольной балансировки самолета при изменении эксплуатационных условий (вариантов подвески, метеословий и т. д.).

Расчеты по приведенным формулам указывают на высокую эффективность поворота вектора тяги силовой установки на взлетном режиме. Так, на рис. 3.9 приведены зависимости относительных скоростей отрыва самолета со средней тяговооруженностью ($\mu=0,7$) от угла поворота вектора тяги силовой установки при разных значениях взлетной массы самолета, а на рис. 3.10 — зависимости длины разбега от тех же параметров.

Как видно на рис. 3.9 и 3.10, увеличение угла поворота вектора тяги силовой установки существенно снижает скорость отрыва самолета. Так, поворот вектора тяги до 30° уменьшает скорость отрыва на 14..22%, причем она уменьшается в большей мере при уменьшении взлетной массы и соответственно увеличении тяговооруженности. Длина разбега при повороте вектора тяги на 30° уменьшается на 9..25%. С увеличением тяговооруженности длина разбега уменьшается все больше, причем снижение ее по углу поворота вектора тяги имеет минимум, который с ростом тяговооруженности смещается на большие углы.

У самолетов короткого взлета и посадки с поворотом вектора тяги силовой установки в целях улучшения взлетно-посадочных характеристик целесообразно обеспечить такую его компоновку, у которой получились бы наименьшие затраты хода рулей на обеспечение балансировки, оставляя как можно больший ход рулей на управление самолетом и парирование внешних воздействий. В связи с этим является актуальным размещение поворотных устройств двигателя с поворотом вектора тяги относительно центра массы (ЦМ) и выбор его конструктивных параметров, обеспечивающих наименьшую скорость отрыва (приземления) при нейтральном балансировочном положении руля высоты для различных тяговооруженностей и удельных нагрузках на крыло самолета.

Рассмотрим статические силы и моменты, действующие на самолет в момент отрыва (рис. 3.11). Входной секундный импульс $I_{вх}$ приложен примерно в центре площади воздухозаборника на расстоянии $r_{в}(x_{в}, y_{в})$ от ЦМ самолета и направлен по вектору скорости набегающего потока.

Его модуль определяется массовым расходом воздуха через двигатель $m_{\text{в}}$ и скоростью V .

Направление секундного выходного импульса $I_{\text{вых}}$ задается отклонением поворотного устройства ПМД на угол φ_c от продольной оси самолета. Линия действия его вектора проходит через центр площади выходного сопла, расположенного на удалении $r_c(x_c, y_c)$. Расчеты произведены

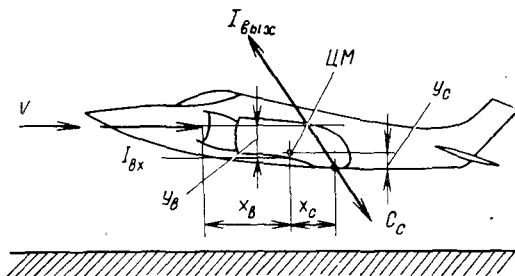


Рис. 3.11. Статические силы и моменты, действующие на самолет в момент отрыва

для самолета с различными величинами тяговооруженности ($\mu = 0,5 \dots 1,0$) и удельной нагрузки на крыло ($p = 300 \div 500$ даН/м²); аэродинамические характеристики соответствуют дозвуковому самолету с прямым крылом: $y_c = 0$; $x_b = 3$; $y_b = 0$.

На рис. 3.12, а, б, в представлены графики зависимостей скорости отрыва, угла отклонения поворотного сопла и координаты среза сопла от различных значений тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло при отрыве самолета.

Видно, что скорость отрыва ($V_{\text{отр}}$) при взлете (рис. 3.12, а) падает с ростом тяговооруженности (μ), причем интенсивность ее изменения возрастает с увеличением значения μ . С другой стороны, чем меньше удельная нагрузка на крыло (p), тем меньше скорость отрыва при одинаковых значениях тяговооруженности.

Потребный угол отклонения поворотного устройства ($\varphi_{c.\text{отр}}$) (рис. 3.12, б) возрастает с ростом тяговооруженности самолета и практически не зависит от удельной нагрузки на крыло (p), причем интенсивность роста $\varphi_{c.\text{отр}}$ уменьшается с возрастанием μ . Так, при изменении μ от 0,5 до 0,6 угол отклонения должен быть увеличен на 10° , а при изменении μ от 0,9 до 1 — только на 3° .

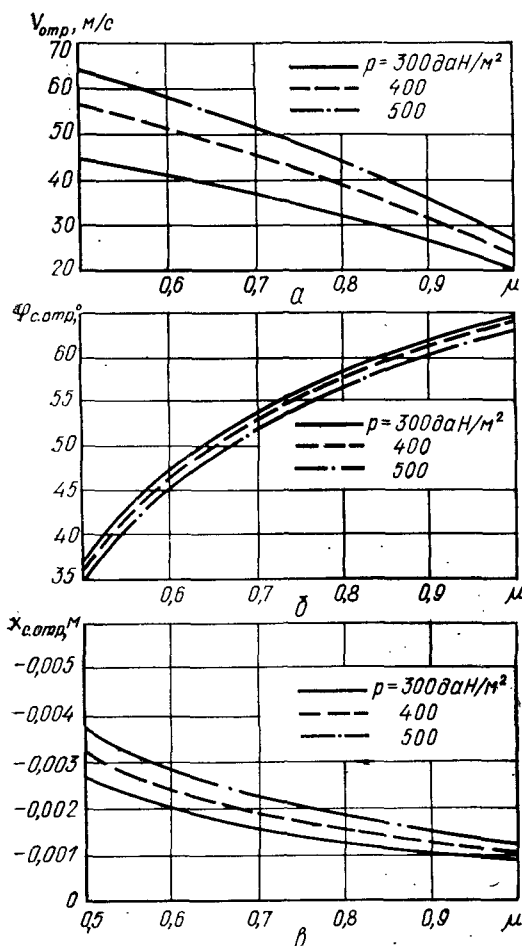


Рис. 3.12. Зависимость скорости отрыва (а), угла отклонения поворотного сопла (б) и координаты удаления поворотного устройства (в) от центра масс самолета от величины тяговооруженности μ при разных нагрузках на крыло

При постоянном значении тяговооруженности $\varphi_{с.отр}$ незначительно изменяется в зависимости от удельной нагрузки на крыло. Например, для $\mu=0,6$ разница по $\varphi_{с.отр}$ для удельных нагрузок 300 и 500 составляет лишь $0,7^\circ$.

Координата удаления центра среза сопла от ЦМ самолета $x_{с.отр}$ на взлете (рис. 3.12, в) незначительна по вели-

чине из-за малой величины аэродинамических моментов на малых скоростях отрыва.

С уменьшением тяговооруженности поворотное устройство целесообразно сдвигать несколько назад от ЦМ самолета с целью компенсации небольшого кабрирующего аэродинамического момента при среднем положении руля высоты ($\delta_B = \delta_B^*$). Эта компенсация обеспечивается моментом от выходного импульса $I_{\text{вых}}$. При постоянном значении тяговооруженности $X_{\text{с.отр}}$ незначительно возрастает с ростом удельной нагрузки на крыло.

Потребное отклонение поворотного устройства при отрыве практически не зависит от удельной нагрузки на крыло. Малые скорости отрыва самолета короткого взлета и посадки с поворотным устройством даже при малых величинах тяговооруженности свидетельствуют о большой эффективности использования его в целях уменьшения потребных длин ВПП, а также о необходимости исследования устойчивости и управляемости подобных самолетов на взлетно-посадочных режимах.

Особенностью короткого разбега корабельного самолета является наличие бокового ветра.

Разбег с боковым ветром значительно сложнее, чем разбег в безветрии.

Боковой ветер, имеющий скорость W , создает несимметричное обтекание самолета воздухом, т. е. скольжение

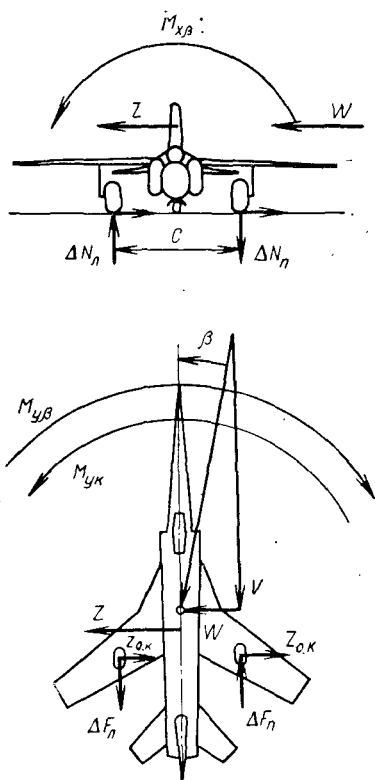


Рис. 3.13. Возникновение кренящего момента вследствие несимметричного обтекания самолета при боковом ветре

на угол $\beta \approx W/V$ (рис. 3.13). Вследствие скольжения возникает кренящий момент $M_{x\beta}$, особенно большой у самолетов со стреловидным или треугольным крылом на больших углах атаки. Этот момент уравнивается дополнительными реакциями основных колес $\Delta N_{\text{п}}$ и $\Delta N_{\text{л}}$, которые на плече s создают противодействующий момент. Вследствие изменений сил нормальных реакций $\Delta N_{\text{л}}$ и $\Delta N_{\text{п}}$ изменяются и силы трения на величины $\Delta F_{\text{л}}$ и $\Delta F_{\text{п}}$, направленные в противоположные стороны и создающие момент $M_{y\kappa}$, разворачивающий самолет по ветру (в данном случае влево).

Вместе с тем боковая аэродинамическая сила Z , возникающая вследствие скольжения и приложенная позади центра масс самолета, создает аэродинамический попутный момент $M_{y\beta}$, стремящийся развернуть самолет носом против ветра (в данном случае вправо).

Какой из этих двух моментов будет больше — зависит от конкретной компоновки самолета. У самолетов с большой поперечной устойчивостью (со стреловидным или треугольным крылом, с верхним расположением крыла) и относительно малой эффективностью вертикального оперения преобладающим будет момент $M_{y\kappa}$. Такой самолет при разбеге будет проявлять тенденцию к развороту по ветру. У самолетов, обладающих малой поперечной устойчивостью (с прямым крылом, нижним расположением крыла) и относительно большой эффективностью оперения, преобладающим оказывается момент $M_{y\beta}$. Такой самолет при разбеге будет проявлять тенденцию к развороту против ветра.

Для борьбы с моментом $M_{x\beta}$ необходимо прежде всего устранить его причину, т. е. отклонением ручки управления против ветра создать поперечный момент, уравнивающий момент крена от скольжения $M_{y\beta}$. При этом тенденция самолета к развороту по ветру прекратится.

Для борьбы с моментом $M_{y\beta}$ прежде всего необходимо отклонить педали по ветру для непосредственного уравнивания момента $M_{y\beta}$ моментом от руля направления. Практически получается, что у всех самолетов, но в несколько разной степени при взлете с боковым ветром необходимо отклонять ручку управления против ветра. Пedaли в зависимости от конкретной компоновки самолета отклоняются по ветру или ставятся практически нейтрально.

По мере увеличения скорости на разбеге эффектив-

ность рулей возрастает и их отклонения постепенно уменьшаются.

Если боковой ветер слишком велик, то полного отклонения рулей может оказаться недостаточно и тогда прямолинейный разбег становится невозможным. По этой причине вводится ограничение возможности взлета по скорости боковой составляющей ветра, что также зависит от конкретной компоновки самолета. Для каждого типа самолета определена своя максимально допустимая при взлете скорость бокового ветра.

Исходя из приведенного, целесообразно взлет корабельных самолетов с коротким разбегом выполнять при осевом (по отношению к самолету) направлении суммарного потока над палубой корабля (сумма вектора скорости ветра и скорости хода корабля).

3.3. ТРАМПЛИННЫЙ ВЗЛЕТ

Новым способом взлета корабельных самолетов является трамплинный взлет. Трамплинный взлет корабельного самолета состоит (рис. 3.14) из обычного разбега по горизон-

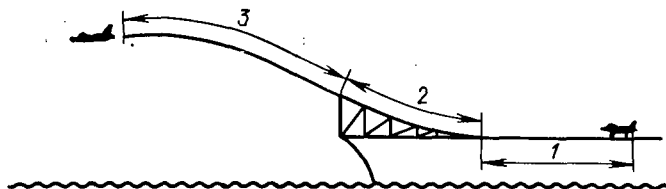


Рис. 3.14. Трамплинный взлет корабельного самолета:

1 — движение по горизонтальной части палубы; 2 — движение по трамплину;
3 — движение на воздушном участке

зонтальной части палубы 1, разбега по трамплину 2 и воздушного участка 3. На первом участке (разбег по горизонтальной плоскости палубы) происходит разгон самолета, как и при обычном взлете самолета со взлетно-посадочной полосы. На втором участке самолет движется на криволинейном трамплине, на котором к концу движения по нему он набирает определенный угол наклона траектории и высоту над плоской поверхностью движения, что позволяет отрываться от поверхности корабля при нормальной перегрузке меньше единицы ($n_y < 1$). Это приводит к возможности значительного уменьшения скорости отрыва самолета, а значит, и длины разбега. Минимально возмож-

ное значение скорости отрыва самолета должно быть таким, чтобы обеспечить безопасность полета после схода с трамплина, т. е. чтобы уменьшение угла наклона траектории не затянулось до удара о воду и самолет не потерял устойчивость и управляемость. На третьем (воздушном) участке происходит полубаллистическое движение, разгон самолета до скорости, при которой снижение угла наклона траектории прекращается. Эта скорость должна быть равной или близкой скорости отрыва самолета при обычном взлете и отсутствии внешнего потока от скорости движения корабля.

Трамплинный взлет может осуществляться самолетами с поворотом вектора тяги и газодинамической системой управления (самолетами вертикального взлета) и обычными самолетами без управления вектором тяги и у которых применены обычные для самолетов органы управления.

3.3.1. Трамплинный взлет самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП)

На рис. 3.15 приведены основные моменты кинематики короткого взлета СВВП с палубы авианосца. При коротком взлете скорость схода СВВП по отношению к палубе

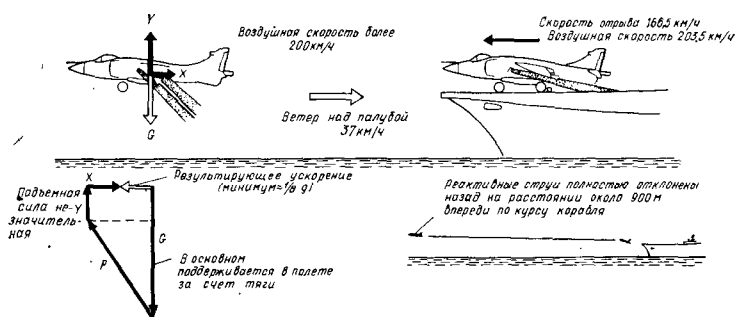


Рис. 3.15. Основные моменты кинематики короткого взлета СВВП с палубы авианосца

равна 166,5 км/ч, а воздушная скорость 203,5 км/ч (при скорости встречного потока 37 км/ч). Когда самолет находится уже на некотором расстоянии вперед по курсу корабля, сопла поворачиваются летчиком вниз (обычно на угол до 50° по отношению к фюзеляжу) и самолет поворачивается таким образом, что угол атаки крыла увеличива-

ется на 4 или 5°. Созданы такие условия взлета, что все моменты вокруг центра тяжести равны нулю. Следовательно, силы, действующие на самолет, соответствуют показанным на рисунке. Эти силы могут быть представлены соответствующим многоугольником сил. Следует отметить, что большую часть силы тяжести самолета удерживают в полете реактивные двигатели и что результирующий вектор силы (представленный здесь белой стрелкой) обеспечивает положительное ускорение на траектории полета и направлен горизонтально. Это указывает на то, что подъемная сила достаточна.

Далее самолет переходит на полет без нормального ускорения на некотором расстоянии от носа корабля (на практике желательнее в течение последующих пятнадцати секунд перейти на полет с использованием только подъемной силы крыла).

При коротком взлете с плоской палубы взлетная масса самолета на 20 или 30% больше массы самолета при вертикальном взлете. Подъемная сила крыла на рис. 3.16 является той силой, которая обуславливает увеличение взлетной массы по сравнению с вертикальным взлетом. При коротком разбеге крыло самолета «Харриер» обеспечивает получение 90 Н подъемной силы на 1 м разбега и 160 Н на 1 км/ч скорости. Если сделать поправку на относительную длину векторов силы в многоугольнике, то рис. 3.15 в основном применим ко всем случаям короткого взлета с плоской палубы при условии, что взлет должным образом спланирован и правильно выполнен.

При трамплинном взлете используется известный эффект увеличения времени полета брошенного тела при придании ему вертикальной составляющей начального импульса. Вертикальная составляющая начального импульса самолету обеспечивается за счет искривления его траектории на конечном участке его разгона по палубе корабля на криволинейном трамплине (рис. 3.16). Поворот вектора тяги СВВП при трамплинном взлете осуществляется в момент, когда самолет находится на конце взлетной рампы, имеющей кривизну, при скорости движения значительно меньшей, чем при коротком взлете с плоской палубы.

Как показывает многоугольник сил справа, при сходе с рампы вектор ускорения направлен вперед и вниз (белая стрелка). Самолет еще не совершает полет в этой точке в обычном понимании. Результирующий вектор имеет две важные составляющие, одна из которых направлена по

восходящей траектории полета и обуславливает увеличение воздушной скорости (эта составляющая играет исключительно важную роль), а вторая составляющая — вертикальная, она представляет собой силу тяжести, не поддерживаемую в полете подъемной силой крыла. Она будет постепенно отклонять вектор скорости вниз.

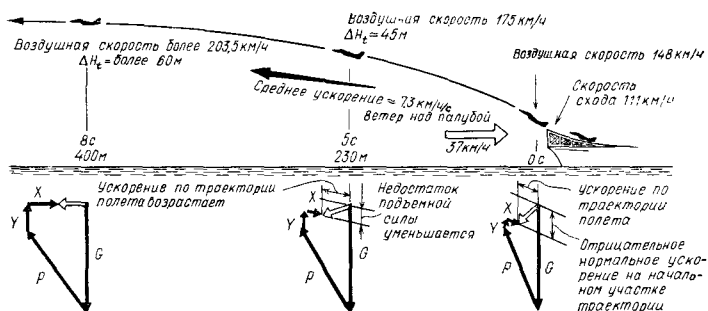


Рис. 3.16. Характеристики и многоугольники сил при трамплинном взлете СВП

Для достижения наилучших характеристик реактивного самолета, взлетающего с трамплина, требуется уметь правильно уравновесить эти два компонента при взлете.

При положительном ускорении, обеспечивающем увеличение скорости на несколько км/ч в секунду, многоугольник сил принимает вид, показанный на центральной схеме, через несколько секунд после трамплинного взлета. Вследствие увеличения скорости подъемная сила и лобовое сопротивление возрастают относительно первого положения. Меньшая часть силы тяжести самолета остается неуравновешенной подъемной силой крыла, искривление траектории полета вниз уменьшается, а возросшая составляющая ускорения, направленная по касательной к траектории полета, обеспечивает еще большее увеличение воздушной скорости.

Следует отметить, что угол отклонения сопел по отношению к фюзеляжу остается неизменным на всем протяжении этого участка траектории полета. Это делается, чтобы после первого изменения положения поворотных сопел двигателя при сходе с палубы авианосца летчик выполнял по возможности простые задачи, т. е. для ослабления нагрузки на летчика.

Наконец, слева на рис. 3.16 представлены характеристики полета и многоугольник сил, которые видны на рис. 3.15 в применении к короткому взлету с плоской палубы. С этой точки траектории летчик может начинать отклонять назад сопла и через пятнадцать секунд перенести всю силу тяжести самолета на крылья, как при взлете с плоской палубы.

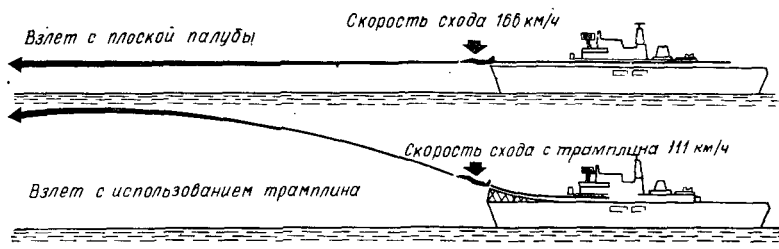


Рис. 3.17. Сравнение короткого взлета и трамплинного взлета

На рис. 3.17 непосредственно сравниваются короткий взлет с плоской палубы и трамплинный взлет. Масса самолета, конфигурация, тяги силовой установки и атмосферные условия одинаковы в обоих случаях. Угол наклона трамплина — около 20° .

Самым важным и наиболее очевидным преимуществом является более короткий разбег, что обуславливается значительным уменьшением скорости отрыва от палубы благодаря использованию трамплина.

Если принять во внимание полезную нагрузку в 16 кг на каждый 1 км/ч воздушной скорости при взлете, то становится очевидным, что при длине разбега, дающей скорость схода 111 км/ч, угол наклона трамплина порядка 20° позволит самолету нести полезную нагрузку на 900 кг больше во время взлета с использованием трамплина, чем при той же длине разбега с плоской палубы, дающей ту же скорость схода.

Очевидно также и то, что во время взлета с использованием трамплина при взлетной массе меньше упомянутой увеличенной максимальной взлетной массы авианосцу нет необходимости идти с большой скоростью в безветренную погоду, так как трамплин обеспечивает подъемную силу, эквивалентную той, которая возникает при скорости ветра над палубой порядка 55 км/ч. Таким образом, в среднем достигается значительная экономия расхода корабельного топлива.

Фактически в штилевую погоду при взлете самолета «Харриер» с использованием трамплина с авианосца, идущего со скоростью 28 км/ч и имеющего на баке трамплин с углом наклона 20° , создаются такие же условия, как и при взлете с плоской палубы авианосца, идущего со скоростью 83 км/ч, если вообще может быть такой авианосец.

Любому самолету с неподвижным крылом при взлете с палубы во время килевой качки в тот момент, когда носовая часть корабля опускается, необходима дополнительная воздушная скорость, чтобы увести траекторию полета от поверхности моря. При взлете обычного самолета морской авиации с использованием катапульты разгон (занимающий всего несколько секунд) может быть приурочен к тому времени, когда носовая часть корабля поднята при качке, т. е. образуется своего рода взлетный мини-трамплин. Разбег при коротком взлете самолета «Харриер» занимает в несколько раз больше времени, чем разгон с помощью катапульты. Следовательно, гораздо труднее предвидеть и предсказать реакцию корабля (в течение одного полного цикла), с тем чтобы гарантировать, что самолет «Харриер» осуществит взлет именно в тот момент, когда носовая часть корабля будет приподнята. Последствия неправильного предсказания, скажем, из-за того что подъем и опускание носовой части корабля происходят нерегулярно, могут быть очень серьезными при килевой качке, превышающей $\pm 2^\circ$; весьма вероятно, что в худшем случае самолет заденет колесами воду.

Совершенно ясно, что взлет по восходящей траектории с углом наклона порядка 20° позволит самолету «Харриер» совершать сход с носовой части палубы в пределах возможности технического обслуживания самолета на палубе. Для сравнения приведем пример: в мирное время на больших обычных авианосцах полеты прекращаются, когда угловая амплитуда килевой качки превышает $\pm 1,5^\circ$, т. е. когда нос и корма корабля поднимаются и опускаются на ± 3 м (при посадке на обычный авианосец движение палубы также играет большую роль).

Хотя тот факт, что взлет самолета не зависит от движения корабля, не слишком очевиден, он тем не менее является очень важным преимуществом трамплинного взлета.

Если вспомнить, что длина разбега является линейной функцией кинетической энергии взлета, становится возможным установить зависимость между скоростью схода

при коротком взлете и длиной разбега для определенной взлетной массы, как показано на рис. 3.18. С увеличением угла наклона трамплина становится очевидным, что выигрыш в летных характеристиках уменьшается. Если масса при коротком взлете приближается к массе при вертикальном взлете в большей степени, чем в тех примерах,

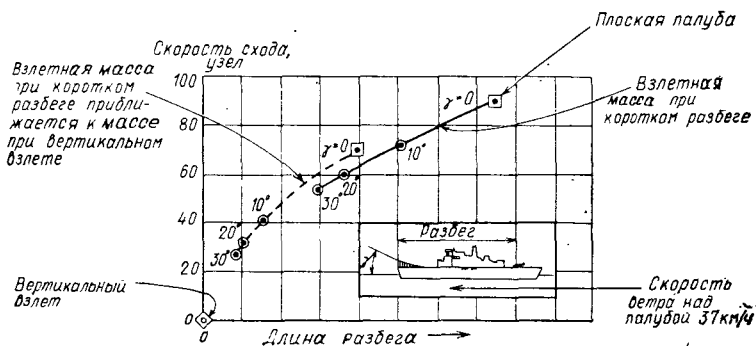


Рис. 3.18. Зависимость скорости схода от длины разбега при различных углах схода с трамплина

которые мы до сих пор приводили (сплошная линия на рис.), то сокращение пробега для угла наклона трамплина в пределах первых 10° просто поразительно (штриховая линия на рис. 3.18).

Взлет с использованием трамплина при больших углах наклона имеет и другие недостатки, помимо уменьшения выигрыша в характеристиках. Самолеты, взлетающие с трамплина со скоростями до 185 км/ч, должны выдерживать большие нагрузки на шасси. Эта возросшая сила реакции колес и есть та сила, которая отклоняет вектор скорости. Без полной реконструкции шасси самолета «Харриер» приращение нормального ускорения на дугообразной поверхности взлетного трамплина должно быть ограничено до $0,5g$, если стойки шасси установлены не в нижней части фюзеляжа. В настоящее время неясно также, будет ли летчик работать удовлетворительно при нормальных ускорениях, значительно превосходящих это значение. На взлете летчик должен точно управлять самолетом и точно отклонять сопла вниз как раз в момент разбега по трамплину обычно за время 0,5 с по сравнению со временем 0,05 с, необходимым для того, чтобы «погасить» удар при посадке, который обычно и влияет на конструкцию стоек шасси. Амортизация (демпфирование), жесткость, отдача и т. п.,

таким образом, не оптимизируется для сравнительно длительного периода, в течение которого повышенная вертикальная нагрузка воздействует на самолет, имеющий повышенную взлетную массу во время взлета с использованием трамплина. Следовательно, если этот период не очень длительный, то при углах наклона трамплина, превышающих 20° , стойки шасси с масляными амортизаторами должны находиться под воздействием таких больших сил реакции по вертикали, что характеристик существующих стоек шасси было бы недостаточно.

Вследствие всех этих причин трамплинный взлет, по данным зарубежных источников, осуществляется при углах наклона трамплина, не превышающих 20° . Взлетный трамплин такой формы показан в масштабе на авианосце длиной 210 м на рис. 3.19 и 3.20.

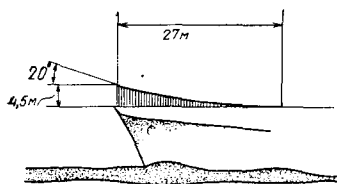


Рис. 3.19. Взлетный трамплин и его геометрические размеры



Рис. 3.20. Трамплин для взлета СВВП на авианосце длиной 210 м (в одинаковом масштабе)

Трамплин не должен быть намного шире, чем ВПП для короткого взлета самолета «Харриер». Так как трамплин размещается асимметрично по отношению к осевой линии корабля, то из практических соображений он может размещаться по всей ширине полетной палубы, которая в носовой части авианосца составляет от 21 до 24 м. Только верхняя треть трамплина, имеющего длину, скажем, 10 м и угол наклона 20° , вероятно, не будет использоваться в качестве места стоянки самолетов на палубе. Таким образом, сокращение пространства на палубе при использовании метода трамплинного взлета не очень значительно. Хотя каждый квадратный метр палубы авианосца ценится очень дорого, неиспользуемая площадь компенсируется за

счет того, что можно использовать пространство под трамплином для хранения каких-то грузов.

Несущая способность конструкций трамплина не должна быть намного больше несущей способности плоской палубы, которую она заменяет, хотя опорные стойки нужно будет установить ближе к центральной трети ширины ВПП, где нагрузки на носовое и главное шасси на 50% больше их статического значения.

Простые расчеты показывают, что трамплин длиной 27 м и шириной 24 м с толщиной настила 16 мм, установленный на современном корабле, имеет металлическое покрытие массой 80 т. Если мы удвоим это значение, учитывая массу конструкций, поддерживающих поверхности трамплина, то получим около 200 т дешевых сваренных стальных конструкций. При этом — никаких систем, никаких подвижных частей.

На новом корабле металлическое покрытие взлетного трамплина заменит металлическое покрытие плоской палубы. Таким образом, добавится лишь масса поддерживающих ферм. Это менее 100 т дополнительных стальных конструкций.

Проблема с точки зрения кораблестроения заключается не только в том, что дополнительная масса стальных конструкций, установленных в носовой части корабля, может повлиять на посадку и устойчивость корабля. Паровая катапульта с аккумуляторами в этом отношении представляет гораздо более серьезную проблему. Большую озабоченность должно вызывать то, каким образом скажется установка трамплина на мореходных качествах корабля.

Конструктор корабля должен гарантировать, что ни ветер, ни волны, захлестывающие палубу, не снесут конструкцию, которая по своему характеру будет свободнонесущей и подверженной воздействию всех этих факторов.

Возникает вопрос о влиянии лобового сопротивления трамплина на характеристики корабля. Установка взлетного трамплина, который повернут к носу корабля своей отвесной стороной, имеет высоту 4,5 м и тянется по всей двадцатичетырехметровой ширине полетной палубы, требует, чтобы силовая установка корабля развивала дополнительную мощность 0,75 МВт, чтобы сохранить скорость 55 км/ч при скорости ветра 37 км/ч. Если же максимальная мощность, развиваемая силовой установкой, будет оставаться на прежнем уровне, скорость движения корабля уменьшится всего на 0,46 км/ч по сравнению с таким же кораблем с плоской палубой при тех же самых экс-

тремальных условиях. Изменения крейсерских характеристик будут соответственно незначительными.

Еще два аспекта взлета с использованием трамплина заслуживают быть отмеченными: безопасность полетов и нагрузка, приходящаяся на летчика. Эти аспекты во многих случаях взаимосвязаны, особенно в напряженной обстановке полетов с палубы авианосцев самолетов с неподвижным крылом.

Безопасность полетов представляет важнейшее значение как в мирное, так и в военное время. Отказ одной из систем, который может помешать полету сразу после взлета, является самым опасным событием при полетах с плоской палубы авианосца вне зависимости от того, произведен ли взлет с помощью катапульты или путем короткого разбега.

Отказ системы привода сопел на самолете «Харриер» в той точке над форштевнем, где летчик должен отклонить сопла на 50° вниз, может стать предметом серьезного беспокойства. Вероятность того, что это произойдет, весьма мала. На 10^5 коротких взлетов самолетов «Харриер» наземного базирования произошел всего один такой случай [27].

Если сопла не отклонятся по команде летчика, то нет надежды, что самолет, имеющий массу для короткого взлета с плоской палубы, перейдет в полет только с использованием подъемной силы крыла (несмотря на большое продольное положительное ускорение) до того, как он упадет в море. Подъемная сила первоначально удерживает менее одной трети силы тяжести.

Важнейшие числовые данные, связанные с результирующей траекторией полета с плоской палубы, расположенной на высоте 15 м, приводятся на рис. 3.21. Самолет упадет в море приблизительно через 2,5 с. По мнению специалистов в области авиационной медицины, 2 с — это минимальный промежуток времени, в течение которого летчик может среагировать на крупную аварию и успешно катапультироваться. Он погибнет, если останется в самолете.

Отказ системы привода сопел на том же самом самолете при скорости отрыва 110 км/ч во время взлета со взлетной ramпы, угол наклона которой составляет 20° , обуславливает полет по траектории, показанной на центральной схеме, рис. 3.21. Вследствие углового пространственного положения самолета 60% его силы тяжести на начальном участке траектории поддерживается составляющей тяги и подъемной силой крыла. Метод трамплинного

взлета и в этом случае обеспечивает более длительное время полета по траектории за счет направленного вверх количества движения. И если летчик бдителен и достаточно рано сбросит грузы, находящиеся на подкрыльевой подвеске (несколько сот, а то и тысяч килограммов при коротком взлете), то у него будет прекрасная возможность

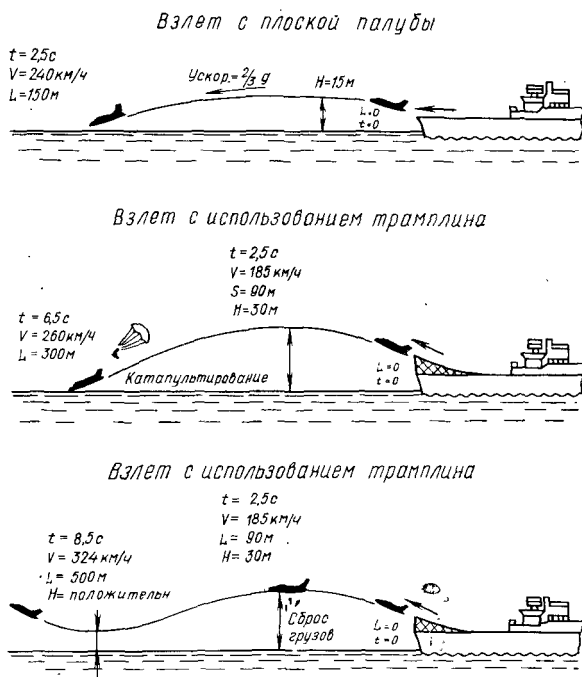


Рис. 3.21. Результирующая траектория полета СВВП с плоской палубы корабля, расположенной на высоте 15 м

успешно завершить переход к полету с использованием только подъемной силы крыла с соплами, отклоненными назад (нижняя схема рис. 3.21). В любом случае у летчика вполне достаточно времени, чтобы использовать катапультирование до удара о водную поверхность.

Интересно, что при рассмотрении этой аварийной ситуации выяснилось, что, чем больше масса при коротком взлете с использованием метода трамплинного взлета, тем больше время полета по траектории с отклоненными

назад соплами. Это благоприятный результат, так как в данном случае происходит совершенно противоположное тому, что известно из опыта прошлого, а именно: чем больше масса при взлете, тем серьезнее и опаснее ситуации при отказе какой-либо системы.

Причина здесь заключается в том, что вертикальная составляющая вектора количества движения, сообщаемого трамплином, значительно больше при высоких скоростях схода, которые характерны для короткого взлета с большей массой. При взлете с плоской палубы время, протекающее до того момента, когда самолет упадет в море при аварийной обстановке, описанной выше, почти не зависит от взлетной массы.

Можно с уверенностью сказать, что минимальная высота траектории около 30 м над уровнем моря при трамплинном взлете по сравнению с 15 м при коротком взлете с плоской палубы должна успокаивающе действовать на летчика, т. е. способствовать уменьшению нагрузки на него. И гораздо вероятнее, что не слишком перегруженный летчик выполнит все правильно и справится с различными отклонениями, перемещениями и аварийными ситуациями.

Выше шла речь о трамплинах с большими углами наклона, но более просто реализуемые трамплины с малыми углами наклона $6 \dots 8^\circ$.

Методы, порядок действий для таких трамплинов были бы точно такими же, как и при взлете с плоской палубы. Преимущества, даваемые таким трамплином, весьма значительны, особенно это касается уменьшения нагрузки, приходящейся на летчика, и безопасности полета.

Не потребуется вносить никаких изменений в конструкцию самолета «Харриер», чтобы позволить ему взлетать с такого трамплина. Трамплин с наклоном 6° равносителен увеличению скорости ветра над палубой или скорости схода на 28 км/ч. Это позволит увеличить полезную нагрузку на 450 кг при той же длине разбега и постоянном ветре над палубой.

В безветренную погоду корабль, идущий со скоростью 28 км/ч, превратится в платформу для взлета самолетов «Харриер» со скоростью ветра над палубой более 75 км/ч. Экономия корабельного топлива за счет того, что требуется меньшая скорость ветра над палубой, могла бы способствовать увеличению на 10% длительности или дальности плавания корабля на крейсерском режиме в зависимости от скорости фактического ветра и типа задач, выполняемых самолетами (которые определяют массу самолета, а

следовательно, и скорость ветра над палубой, необходимую для взлета). Взлетная рампа с наклоном 6° обезопасит взлет с коротким разбегом при килевой качке до $\pm 2^\circ$ и тем самым будет способствовать улучшению характеристик при таких условиях.

3.3.2. Трамплинный взлет обычных самолетов

Самолет вертикального взлета и посадки в процессе взлета с трамплина имеет большое значение вертикальной составляющей тяги, что обеспечивает относительно малые значения воздушной скорости схода этого самолета с трамплина. Кроме того, в процессе взлета обеспечивается стабилизация СВВП за счет газодинамической системы управления.

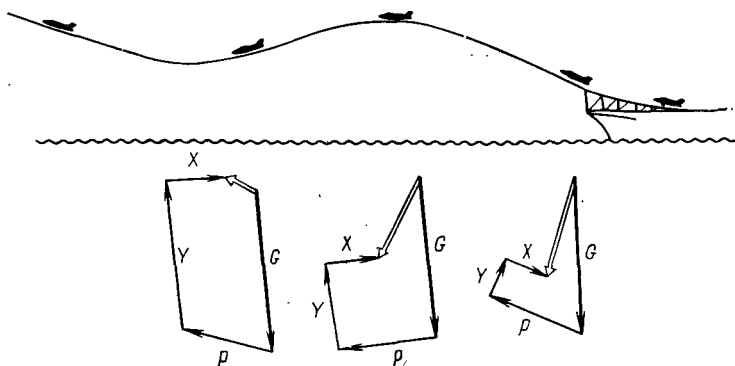


Рис. 3.22. Векторная диаграмма сил, действующих на самолет, в процессе трамплинного взлета

Обычный самолет при трамплинном взлете не имеет этих достоинств. Векторная диаграмма сил в процессе трамплинного взлета представлена на рис. 3.22. Как следует из этой диаграммы, вертикальная составляющая силы тяги незначительна. За счет чего же удастся уравновесить значительную часть силы тяжести самолета, которая, как это следует из векторной диаграммы, в момент схода с трамплина является неуравновешенной? Это происходит в результате ускорения движения самолета по траектории за счет составляющей вектора тяги двигателей вдоль траектории и ускорения силы тяжести, искривляющей траекторию вниз. Вследствие действия этих факторов самолет

увеличивает скорость до значений, обеспечивающих полет самолета с достаточным значением подъемной силы несущих поверхностей для последующего ухода в обычный полет.

Рис. 3.23 иллюстрирует характер движения обычного самолета при трамплинном взлете с корабля. На участке 1 самолет разгоняется по плоской палубе, на участке 2 осуществляется движение самолета по криволинейной поверхности — трамплину. Здесь увеличивается угол тангажа и

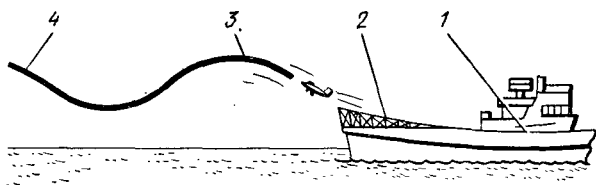


Рис. 3.23. Характер движения обычного самолета при трамплинном взлете:

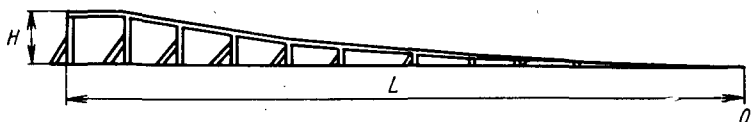
1 — разгон на плоской палубе; 2 — движение самолета по трамплину; 3 — движение в воздухе после схода с трамплина; 4 — набор высоты и уход самолета в обычный полет

высота положения над поверхностью палубы. На участке 3 в воздухе после схода с трамплина самолет движется по полубаллистической траектории. Угол атаки увеличивается, достигая своего максимума, угол тангажа также возрастает. Самолет на этом участке, достигнув максимальной высоты, снижается с одновременным увеличением скорости. Постепенно снижение уменьшается и прекращается. Здесь самолет имеет необходимую скорость и подъемную силу для набора высоты. С этой точки начинается участок 4 — набора высоты и ухода самолета в обычный полет.

В ВМС США проведены оценочные испытания обычных палубных самолетов Т-2С и F-14А по определению возможности их взлета с трамплина.

Трамплин — это сооружение, имеющее ширину 18 м и длину 36 м. Размеры трамплина зависят от угла его возвышения. Он состоит из стальных модулей, при этом секция трамплина длиной 12,9 м от его основания имеет постоянный угол подъема и собрана из стальных листов размером 3×9 м, которые закреплены на стальных опорах. Для придания трамплину необходимой кривизны высота опор имеет различную величину. Угол подъема трамплина определяется величиной угла, под которым расположена его

последняя секция. Листы в конце трамплина укладываются на опорах горизонтально, с тем чтобы в момент схода самолета с трамплина разгрузить его переднюю стойку шасси. На рис. 3.24 показано устройство трамплина и даны его размеры для двух углов подъема.



Расстояние $L, м$	Высота $H, м$		$L, м$	$H, м$		$L, м$	$H, м$	
	6°	9°		6°	9°		6°	9°
0	0	0	22	0,92	1,02	34	1,78	2,62
13	0,35	0,35	25	1,18	1,34	37	—	2,62
16	0,51	0,52	28	1,47	1,72			
19	0,70	0,75	31	1,78	2,14			

Рис. 3.24. Устройство трамплина и его размеры для двух углов подъема трамплина

Взлетная полоса перед трамплином, служащая для разбега самолетов, шириной 18,3 м и длиной 610 м состоит из легкосъёмного металлического покрытия. Справа от этой полосы вблизи трамплина выложена аналогичная полоса, что обеспечивало рулежку самолетов вокруг трамплина и выруливание их на другие бетонированные полосы. При взлетах самолетов F-14A использовалось модернизированное удерживающее устройство, которое позволяло развить стабильную тягу двигателей перед разгоном. Эта система может быть размещена в любом месте взлетной полосы в зависимости от необходимой скорости на трамплине. Маркировка осевой линии взлетной полосы и трамплина обозначается двумя полосами шириной по 0,76 м, нанесенными с обеих ее сторон.

В испытаниях участвовали два типа самолетов. Основным был самолет Т-2С, который является основным учебно-тренировочным самолетом в ВМС США. Другим самолетом был палубный истребитель F-14А. Оба самолета являются серийными. Однако кроме штатного оборудования на них была установлена телеметрическая и записывающая аппаратура. Шасси самолетов для определения ударных нагрузок также имели многочисленные датчики. Датчи-

ки лазерного излучения позволяли в реальном масштабе времени определять ускорение и углы атаки во время разгона и взлета самолета. Общие характеристики массы самолетов варьировались так, чтобы менять соотношение тяги к массе самолета. Они представлены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Масса и особенности самолетов Т-2С и F-14А

Самолет	Положение закрылков	Взлетная масса, кг	Отношение тяги к взлетной массе
Т-2С	Отклонены на 16°	4540	0,5
	Отклонены полностью (33°)	5370	0,42
F-14А	Отклонены полностью (33°)	21 800	0,42
		25 000	0,36

При соответствующих взлетных массах, тяге двигателей и положении закрылков самолеты производили нормальный разгон, обычно применяемый при взлете. В ходе испытаний были также получены данные о длине разбега самолетов путем имитации отказа одного из двигателей, необходимые для определения критерия безопасного прекращения взлета.

Возможности безопасного прекращения взлета и действия летчика определялись во время имитированных прекращений взлетов с дополнительным требованием к летчику осуществлять рулежку вокруг трамплина (положение трамплина на ней имитировалось). Перед каждым взлетом самолет располагался в 9 м левее осевой линии взлетной полосы. Во время взлета по достижении необходимой скорости разбега летчик один из двигателей переводил в режим малого газа (имитируя его отказ). Через одну секунду имитировалось время реакции летчика, он переводил второй двигатель также в режим малого газа и выполнял резкое отклонение рулей управления в продольно-поперечном направлении для перемещения самолета вправо от осевой линии взлетной полосы. Расстояние, пройденное самолетом вдоль взлетной полосы от момента имитированного отказа двигателя до момента пересечения левой основной стойки шасси и перемещения самолета на правую половину трамплина, было определено с помощью датчика лазерного излучения.

После того как во время разбега самолет проходит рубеж, на котором еще возможно прекращение взлета, самолет вынужден совершить взлет с трамплина. Отказ одного из двигателей на этом участке является наиболее опасным и самым критическим моментом. В этом случае главным является удержание самолета на взлетной полосе и трамплине, имеющих ширину 18 м.

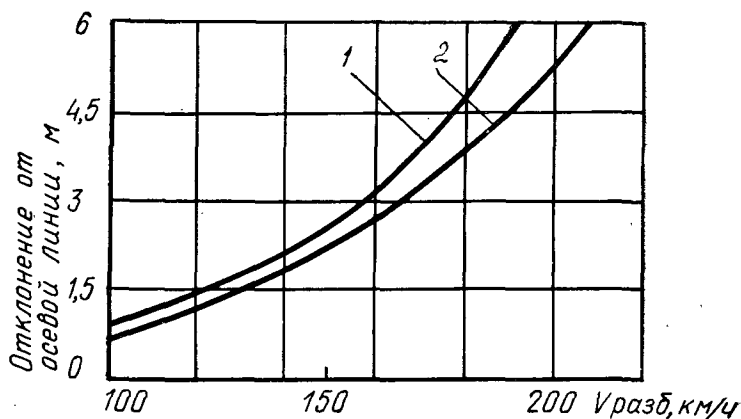


Рис. 3.25. Зависимость отклонения от осевой линии самолета от скорости движения при разбеге:
1 — F-14A; 2 — T-2C

Самолет T-2C при имитированном отказе двигателя во время взлета имел небольшие поперечные перемещения относительно осевой линии. Для самолета F-14A возникающая величина асимметричной тяги вызывает значительно большие перемещения. По достижении самолетом необходимой скорости летчик переводил один из двигателей на малый газ. Через 1 с (время реакции летчика) задача летчика состояла в том, чтобы остановить поперечное перемещение самолета. Дополнительная задача летчика заключается в том, чтобы второй двигатель, работающий на форсажном режиме, перевести в боевой режим работы. Как показано на рис. 3.25, при скорости разбега до 185 км/ч самолет F-14A может быть удержан на взлетной полосе и трамплине шириной 18 м (в пределах отклонения 6 м и дополнительно 2,4 м составляет полуколея шасси). Необходимо отметить, что если бы отказ двигателя случился на взлетной полосе вблизи трамплина, то максимальное от-

клонение самолета произошло бы уже после взлета его с трамплина.

Предварительные испытания трамплина завершились летными, которые были проведены с целью определения максимально допустимых углов атаки α_{\max} самолетов, статистических и динамических характеристик самолетов в случае отказа одного из двигателей.

До того как произвести первый взлет с трамплина, были проведены обширные работы по моделированию с применением вычислительной техники. Моделирование содержало использование аэродинамических моделей и моделей отдельных элементов конструкции самолета, таких, как стойки шасси. Моделирование позволило специалистам не только предсказать характеристики и нагрузки на конструкции, но и позволило испытательной команде улучшить процедуру проведения испытаний во время полетов с трамплина. Кроме того, были определены характеристики поведения самолета после отказа одного из двигателей, минимальная скорость схода самолета с трамплина при одном работающем двигателе и оптимальные действия летчика при взлете с трамплина. Для самолета F-14A были разработаны рекомендации по координации действий членов экипажа при разбеге, взлете самолета с трамплина и полете. Минимальная воздушная скорость была определена на основе моделирования движения.

За основу были взяты минимальные воздушные скорости схода самолетов с трамплина, полученные при моделировании, которые в целях безопасности были увеличены примерно на 9 км/ч. Минимальные воздушные скорости схода самолетов с трамплина представлены в табл. 3.2.

Первоначально при взлете скорость схода самолетов с трамплина (при соответствующих тяге двигателей, взлетных массах и положениях закрылков) выбиралась равной нормальной взлетной скорости при взлете самолета с обычных аэродромов. Далее выбранная взлетная скорость с каждым последующим успешным взлетом с трамплина снижалась на 5,5 км/ч до тех пор, пока не была достигнута скорость схода самолета с трамплина, приведенная в табл. 3.2.

На рис. 3.26 показана характеристика трамплинного взлета. На графике приведена также прямая возможности безопасного прекращения взлета. Пересечение кривой нормальной путевого ускорения и прямой возможности безопасного прекращения взлета дает точку А — предельную точку возможного безопасного прекращения взлета. Это

Таблица 3.2

Минимальные скорости схода самолетов с трамплина

Самолет	Положение закрылков	Индикаторная скорость, км/ч
T-2C	Отклонены на 16°	130 (4540 кг, общая масса)
		148 (5370 кг, общая масса)
		130 (без ограничений)
F-14A	Отклонены полностью (33°)	185 (боевой режим работы двигателей)
		213 (максимальный форсаж)

значит, что в любой момент времени в период взлета, если самолет не прошел точку А, взлет может быть безопасно прекращен, а самолет пройдет мимо трамплина. После прохождения этой точки самолет вынужден совершить взлет.

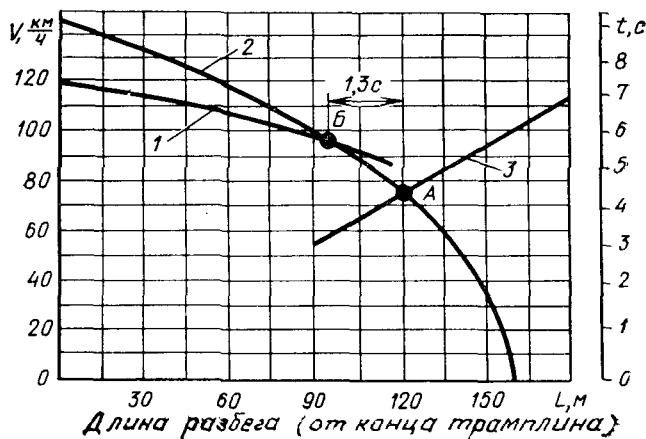


Рис. 3.26. Изменения скорости самолета при движении по трамплину: А — предельная точка возможности безопасного прекращения взлета; Б — предельная точка возможности безопасного взлета при одном отказавшем двигателе; 1 — ускорение при разбеге при одном работающем двигателе; 2 — нормальное ускорение при разбеге; 3 — линия безопасного прекращения взлета

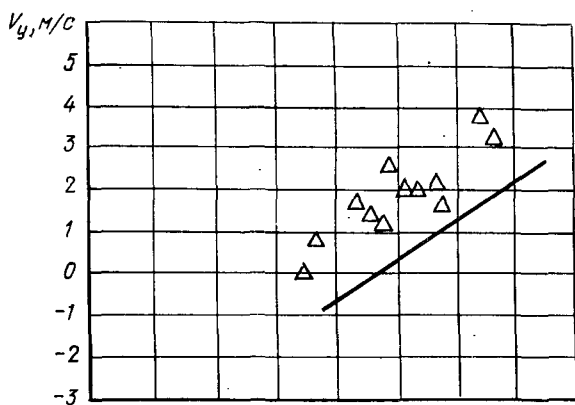
К другому аварийному случаю относится взлет самолета (взлетная масса 4540 кг, закрылки полностью отклонены, минимальная скорость схода самолета с трамплина 130 км/ч) с отказом одного из двигателей. В любое время после достижения самолетом точки *Б* в случае отказа одного из двигателей летчик может произвести безопасный взлет с трамплина или произвести посадку на взлетно-посадочную полосу за трамплином в пределах допустимых нагрузок самолета.

В ходе испытаний всего было выполнено 140 взлетов (112 на самолете Т-2С и 28 на самолете F-14А) с трамплина, угол подъема которых составлял 6 и 9°. При этом было достигнуто существенное сокращение длины разбега самолета Т-2С, которое составило 52%. Для самолета F-14А длина разбега сократилась на одну треть. Однако полностью потенциальные возможности самолета F-14А из-за ограничения минимальной скорости схода с трамплина при одном работающем двигателе не были получены. При соответствующей продольной балансировке с помощью триммера, выполненной перед взлетом, при свободной ручке управления самолетом возможен сход самолета с трамплина. Минимальная воздушная скорость схода самолета Т-2С с трамплина, имеющего угол подъема 6°, ограничивалась (нулевым значением скороподъемности в момент схода), но сход самолета Т-2С с трамплина, имеющего угол подъема 9°, сопровождался нежелательными отрицательными характеристиками по тангажу. При испытании самолета F-14А в диапазоне допустимых воздушных скоростей каких-либо отрицательных моментов в характеристиках и летных качествах самолета не наблюдалось. При тех взлетных массах и скоростях схода самолета с трамплина нагрузки на конструкцию самолета были нормальными. Однако при высоких скоростях схода самолета F-14А с трамплина экипаж испытывал значительные нормальные ускорения.

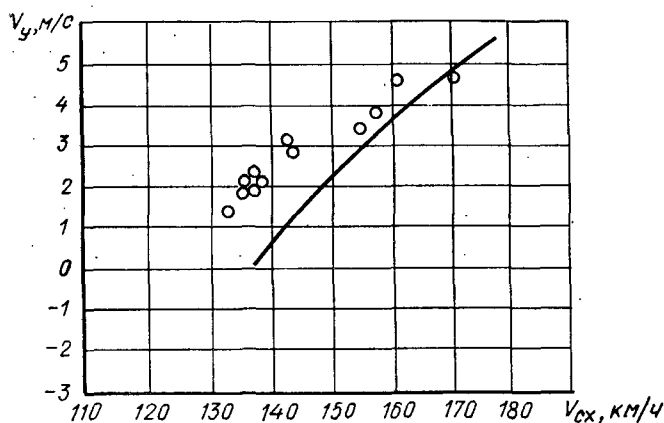
Испытания показали, что с уменьшением воздушной скорости схода самолета с трамплина соответственно уменьшается и его скороподъемность. Зависимость минимального значения скороподъемности самолета Т-2С от скорости его схода с трамплина при углах подъема 6 и 9° показана на рис. 3.27. Для сравнения приведены также данные, полученные в результате моделирования (сплошная линия).

Аналогичные результаты для самолета F-14А показаны на рис. 3.28. Во время взлета самолета F-14А с трам-

плина использовался максимальный режим работы двигателей. Максимальный форсажный режим работы двигателей не использовался. Для обоих типов самолетов при лю-



a



б

Рис. 3.27. Зависимость минимального значения скороподъемности V_y самолета Т-2С от скорости его схода с трамплина для двух значений углов подъема трамплина: $\gamma=6^\circ$ (а) и $\gamma=9^\circ$ (б), сплошные линии — данные моделирования

бых положениях закрылков и значениях взлетной массы отмечена одинаковая тенденция. Результаты испытаний самолета Т-2С показали улучшение характеристик мини-

мальной скороподъемности по сравнению с характеристиками, предсказанными с помощью моделирования. Подобная картина наблюдалась при взлете самолета F-14A при угле подъема трамплина 6° . Для самолета T-2C при угле подъема трамплина 6° для всех комбинаций взлетных масс

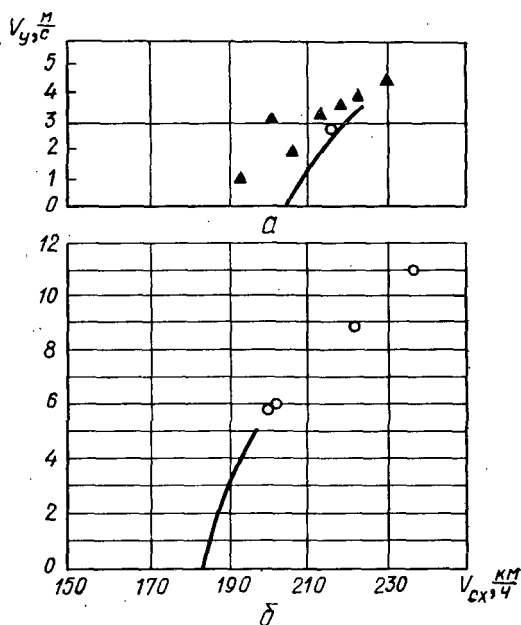


Рис. 3.28. Зависимость минимального значения скороподъемности самолета F-14A от скорости его схода с трамплина:
а — при угле схода 6° ; б — при угле схода 9°

и положений закрылков величина минимальной воздушной скорости схода его с трамплина определялась нулевой величиной скороподъемности. При угле подъема трамплина 9° минимальная величина скорости схода самолета с трамплина определялась летными качествами самолета. Для самолета F-14A величина минимальной воздушной скорости схода с трамплина определялась только характеристиками управляемости его при условии отказа одного из двигателей. Никакие другие критические параметры, такие, как нулевое значение скороподъемности, большие углы атаки и нежелательные летные качества самолета, при тех значениях воздушных скоростей, которые были использованы во время испытаний, не оказали влияния на

величину минимальной воздушной скорости схода самолета с трамплина. Минимальные воздушные скорости схода, полученные во время испытаний, приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.3

Минимальные скорости схода самолетов с трамплина

Самолет	Положение закрылков	Взлетная масса, кг	Минимальная воздушная скорость схода самолета с трамплина, км/ч, при угле подъема трамплина		Нормальная воздушная скорость при взлете с аэродрома, км/ч
			6°	9°	
Т-2С	Отклонены на 16°	4540 5370	145 159	133 157	165 183
	Отклонены полностью (33°)	4540 5370	130 141	118 145	165 172
Ф-14А (боевой режим работы)	Отклонены полностью (33°)	21 800 25 000	187 187	191 187	231 245

Для трех самолетов из четырех, участвующих в испытаниях, меньшие значения скоростей были получены при угле подъема трамплина 9°. Меньшие скорости более важны (примерно на 9 км/ч) для самолета, имеющего взлетную массу 4540 кг (выше отношение тяги к массе). Установлено, что критериями минимальной скорости являются для самолета Т-2С близкая к нулевому значению скороподъемность при угле подъема трамплина 6° и неподходящие характеристики взлета при угле 9°, а для самолета Ф-14А — условия взлета при отказе одного из двигателей.

С уменьшением скорости схода самолета с трамплина уменьшается длина разбега ΔL . На рис. 3.29 представлена зависимость ΔL от $V_{сх}$ для самолета Т-2С со взлетной массой 4540 кг. Соответствующие результаты для самолета Ф-14А представлены на рис. 3.30.

Максимальное сокращение длины разбега зависит от минимальной взлетной скорости, которая, в свою очередь, зависит от нулевой скороподъемности, взлетных характеристик или скорости самолета при одном работающем

двигателе. При любом взлете с трамплина, когда необходима минимальная длина разбега и траектория взлета не является критической, необходима наименьшая взлетная скорость.

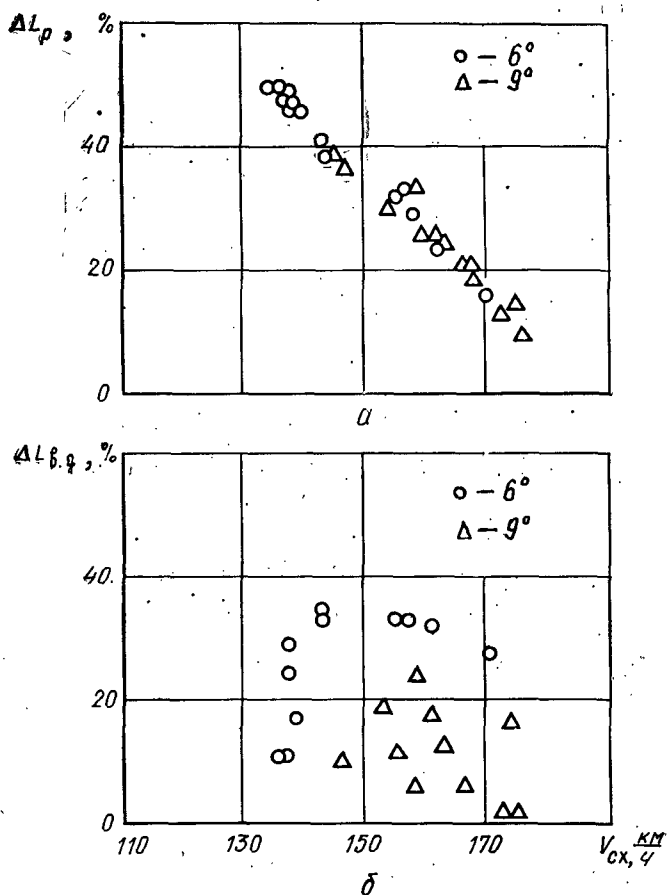


Рис. 3.29. Зависимость ΔL_p и $\Delta L_{в.д}$ (взлетной дистанции) от $V_{сх}$ для самолета Т-2С

Взлеты с трамплина начались с установления режима работы двигателей. Обороты роторов двигателей были доведены до 93—95% от максимальных оборотов, одновременно освобождались тормоза колес и двигатели переводились в боевой режим работы. Ускорение при взлете бы-

ло умеренным и легко контролировалось. Горизонтальная составляющая бокового ветра (скорость 4—5 м/с) влияла незначительно. Из-за отсутствия системы управления носовой стойкой шасси и для выдерживания самолетом путевого направления была использована малая система дифференциальных тормозов до достижения самолетом скорости разбега 74—78 км/ч, когда его руль направления

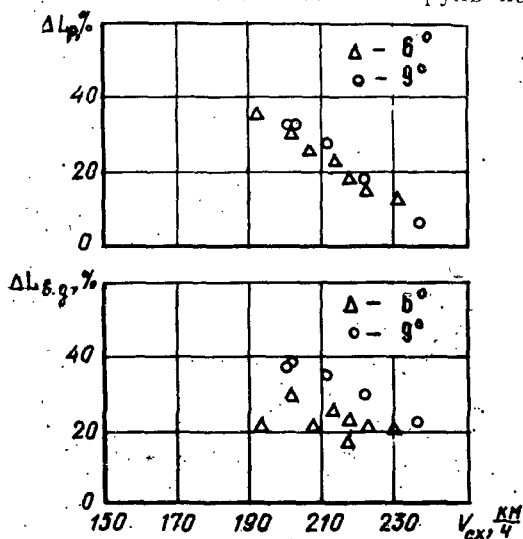


Рис. 3.30. Зависимость ΔL_p и $\Delta L_{в.г.}$ от скорости разбега по трамплину V_p для самолета F-14A при высоте препятствия 15 м

был достаточно эффективен. Управление дифференциальными тормозами или рулями направления не вызывало трудностей и позволяло удерживать отклонение самолета от центральной линии взлетной полосы в пределах $\pm 0,75$ м. Хотя при разбеге не возникало особенно сложных проблем из-за отсутствия системы управления носовой стойкой, однако рекомендуется оснащать этой системой все самолеты, совершающие взлет и посадку с помощью трамплина, для того чтобы более эффективно и безопасно использовать трамплин. После первых, выполненных подряд четырех—шести взлетов с трамплина летчик был в состоянии определить точку безопасного прекращения взлета с точностью ± 15 м (от $1/2$ до $3/4$ с); однако в целях безопасности точное расположение этой точки передавалось летчику инженерным составом по радио. Сразу после прохождения са-

молетом точки безопасного прекращения взлета, когда взлет должен производиться обязательно, летчик, контролируя воздушную скорость и режим работы двигателей, все свое внимание сосредоточивал на выдерживании самолета нужного направления. Вход самолета с взлетной полосы на трамплин характеризовался повышением стандартного ускорения до $1,6\text{--}2,5\text{ g}$ в течение 1 с, которое не оказывало на летчика отрицательного воздействия. Летные качества самолета не были ухудшены вследствие динамического воздействия на конструкцию шасси. Любое отклонение руля направления при разбеге в целях корректировки бокового ветра немедленно вызывает небольшие фугоидные колебания (с периодом примерно 4 с), которые не вызвали серьезных затруднений, однако, чтобы избежать их, необходимо все самолеты, предназначенные для действий с трамплина, оборудовать системами повышения устойчивости относительно трех осей, чтобы они не имели обратной связи с органами управления самолетом.

При взлете первоначальное положение самолета по углу тангажа определялось подъемом самого трамплина (6 или 9°). Регулировкой продольной балансировки достигались небольшие угловые скорости по тангажу ($2\text{--}3^\circ/\text{с}$), которые в основном удовлетворительно обеспечивали различные комбинации положения самолета по тангажу и при различных углах атаки. При первоначальных взлетах с трамплина имели место случаи, когда летчики вынуждены были прилагать большие усилия к ручке управления из-за трудности точного демпфирования руля высоты на земле. Все самолеты, совершающие взлет с трамплина, должны быть оборудованы точными, дублированными и легко управляемыми балансировочными системами.

Самолет взлетает по дуге с начальным нормальным ускорением ($0,5 \pm 0,1$) g , которое затем возрастает до 1 g (через $1\text{--}2,5$ с), которое обычно совпадает с минимальной скороподъемностью при взлете. Увеличение угла атаки при полете самолета по дуге обусловлено изменением направления вектора скорости, вызванным уменьшением угла траектории полета и увеличением угла тангажа. Максимальный угол атаки наблюдался примерно в точке минимального значения скороподъемности, когда угол траектории полета был наименьшим, а угол тангажа имел наибольшую положительную величину. Продольная балансировка, устанавливаемая во время всех взлетов с трамплина, была для балансировочного угла атаки значительно большей, чем для незначительного отрицательного угла

атаки при сходе с трамплина. Таким образом, в течение короткого периода времени реакция самолета на сбалансированный угол атаки, который был образован, была ясна летчику по начальной угловой скорости. В течение этого же промежутка времени самолет продолжал разгон до скорости, достаточной для поддержания самолета уже за счет подъемной силы крыла. Через короткий промежуток времени амплитуда колебаний самолета устранилась и самолет стабилизировался около балансирующего угла атаки и продолжал набирать высоту. В идеальном случае оптимальные характеристики взлета с трамплина могут быть получены при максимальном угле атаки и такой продольной балансировке, которая будет создавать необходимую угловую скорость для достижения такого угла тангажа, который был бы равен максимальному углу атаки самолета в тот момент, когда угол траектории полета самолета равен нулю. Возможность сбалансировать самолет таким образом, чтобы получить идеальную комбинацию между углами атаки, углами тангажа и скоростью тангажа с некоторой аппроксимацией, оказалась достижима только при взлете с трамплина при угле подъема 6° и не была достигнута при угле подъема трамплина 9° . Причиной этого явления является разница между углом подъема трамплина и максимальным углом атаки.

Следовательно, трамплин с углом подъема 6° позволил самолету вращаться дополнительно на 6° по тангажу и уменьшить угол траектории полета с 6° до 0 (скороподъемность равна нулю), что обеспечило достижение максимального угла атаки. При трамплине с углом подъема 9° из-за малого времени не удалось уменьшить угол траектории полета самолета до 0, угол тангажа увеличился только на 3° . Для трамплина с углом подъема 9° максимальный угол атаки был достигнут при соответствующих скоростях набора высоты. По мере снижения воздушной скорости схода самолета с трамплина уменьшается и требуемая величина продольной балансировки для того, чтобы не превышать предельные значения угла атаки. Уменьшение продольной балансировки приводит к нежелательным отрицательным скоростям по тангажу после достижения максимального угла атаки, что, в свою очередь, уменьшает его ниже оптимального значения, необходимого при сходе самолета с трамплина. С тех пор как появилось устройство индикации на лобовом стекле, было сделано несколько попыток контролировать угол атаки. Захват отметки тангажа, которая совмещалась с предельным углом атаки, требовал неболь-

шого двойного маневра для того, чтобы остановить вращение. После того как нос самолета занимал нужное положение, необходимую позицию легко было сохранить в пределах $\pm 1^\circ$ незначительным управлением. Важным критерием любого самолета, выполняющего взлет с трамплина, является возможность достижения оптимальных характеристик при свободной ручке управления самолетом. При свободной ручке управления взлет с трамплина обычного самолета рассматривается как маневр, который является более легким, чем при взлете этого самолета с обычного аэродрома.

Взлет самолета F-14A с трамплина начинается в тот момент, когда оператор в конце взлетной полосы расцепляет удерживающее устройство. Неровности основания, на которое уложено покрытие, приводило к качке самолета во время разбега, передаваемой через основные стойки шасси, однако она не беспокоила экипаж и не влияла на характеристики взлета. Выдерживание самолета относительно осевой линии взлетной полосы и трамплина в пределах $\pm 0,75$ м было более легким, чем самолета T-2C, благодаря работе управления колесом носовой стойки шасси. В значительной мере уменьшились нагрузки на летчиков во время разбега благодаря тому, что малейшие отклонения с курса легко устранялись системой управления носовой стойкой. Во время разбега самолета F-14A периодически имели место кратковременные продольные колебания (около 1 с) основных стоек шасси, вызываемые динамикой передней стойки шасси. Носовая стойка шасси иногда отходила от настила взлетной полосы при больших скоростях разбега в моменты, предшествующие выходу самолета на трамплин. Путевое управление было недостаточно точным из-за бокового ветра и поперечных перемещений, вызванных неровностью покрытия, когда не было контакта передней стойки шасси с взлетной полосой. Использование системы управления носовой стойкой позволяло летчику удерживать самолет в пределах разметочных линий, осуществляя управление передним колесом в моменты, когда был контакт с взлетной полосой.

Как и в случае с самолетом T-2C, летчик самолета F-14A мог определить точку безопасного прекращения взлета с точностью ± 15 м ($1/2$ с), но точные данные о ней в целях безопасности передавались также по радио с поста управления. После того как самолет проходил точку безопасного прекращения взлета и взлет должен был состояться, летчик при разбеге основное внимание обращал

на режимы работы двигателей и путевое управление, а офицер-оператор контролировал скорость разбега, считывая ее показания с индикатора инерциальной навигационной системы. Вход самолета на трамплин характеризовался возрастанием нормального ускорения до $3,1 \dots 3,7 \text{ g}$ при взлете с трамплина с углом подъема 6° и до $3,4$ и $5,2 \text{ g}$ при взлете с трамплина с углом подъема 9° . Хотя нахождение самолета на трамплине было кратковременным (примерно 1 c), нарастание нормального ускорения было весьма резким. Меньшей скорости разбега в конце трамплина соответствовала меньшая амплитуда колебаний, а нормальное ускорение в этом случае было несколько выше максимального нормального ускорения самолета Т-2С. Эти нормальные ускорения считаются вполне приемлемыми. При высоких ускорениях членам экипажа для предотвращения повреждений шейного позвоночника следует занять в катапультируемом сиденье соответствующее положение. При сходе самолета с трамплина не наблюдалось ухудшения его летных качеств, вызванных динамикой шасси. Самолет F-14А использовал повышение устойчивости по всем трем осям. Для устранения рыскания, возникающего после взлета под влиянием ветра, необходимо было небольшое движение руля в противоположную сторону. Отсутствие самопроизвольного ухудшения летных качеств, вызванных фугондными колебаниями по крену, облегчило работу летчика и объясняется тем, что все самолеты обычного взлета обладают эффективной системой повышения устойчивости по всем трем осям. Первоначальный угол тангажа после схода самолета с трамплина определялся углом его подъема (6 или 9°). Установка продольной балансировки обеспечивает соизмеримые угловые скорости $7 \dots 8^\circ/\text{с}$, которые через $2\text{—}3 \text{ c}$ демпфируются до нуля или небольшого положительного значения. Существует трудность в продольной балансировке из-за того, что прибор для этого находится в таком месте, где летчику трудно делать регулировку вследствие параллакса. Хотя у самолета F-14А система балансировки лучше, чем у Т-2С, было трудно точно ее использовать без проверочно-регистрирующей аппаратуры. Обязательно рекомендуется для всех самолетов, выполняющих взлет с трамплина, иметь отдельную, дублированную и легко контролируемую систему балансировки.

Подобно самолету Т-2С, для F-14А скорость набора высоты является функцией скорости схода самолета с трамплина, отношения тяги к массе самолета, угла наклона трамплина и продольной балансировки. Из-за ограниче-

ний скорости схода самолета с трамплина, вызванных работой только одного двигателя, в этих испытаниях не были продемонстрированы характеристики, которые были бы близки к значениям, соответствующим нулевому значению скорости набора высоты, как при угле подъема трамплина 6° , так и при 9° . С целью исследования чувствительности балансировки было выполнено несколько взлетов с трамплина в начале программы испытаний. Самолет хорошо удерживал максимальный угол тангажа, реагируя на движения руля, когда нос начинал опускаться. По достижении необходимого угла тангажа было легко сохранить нужное положение в пределах $\pm 1^\circ$ очень легкими движениями руля.

Во время взлета самолета с трамплина на него воздействуют значительные нагрузки. Поскольку такие самолеты, как Т-2С и F-14А, были разработаны для использования их с авианосцев, то они по своим прочностным характеристикам оказались пригодными для взлета с трамплина. Фактически основным назначением испытаний трамплина было определение нагрузок на конструкцию испытываемых самолетов. Наиболее принципиальным вопросом считался вопрос распределения нагрузки на шасси самолета. Для снижения изгибающих моментов крыла на самолет Т-2С не были подвешены концевые топливные баки, а на самолете F-14А отсутствовали крыльевые внутренние баки. При первых испытательных взлетах с трамплина на скоростях, близких к скорости при обычном взлете, стоял вопрос о том, какую максимальную нагрузку на самолет определить в начальной фазе испытаний. Сначала для самолетов были определены небольшие взлетные массы. Первым начал проходить испытания самолет Т-2С, нагрузки на шасси которого в зависимости от скорости схода с трамплина приведены на рис. 3.31.

Как видно из рисунка, фактические и расчетные нагрузки на носовую стойку шасси во многом совпадают, хотя и на меньшей скорости, чем ожидалось. Фактические нагрузки на основные стойки шасси были значительно меньшими, чем нагрузки, полученные при моделировании, и они имели меньшее приращение при увеличении угла подъема трамплина. Снижение нагрузки на основные стойки шасси объясняется невозможностью точно предсказать подъемную силу крыла самолета во время разбега. Использование полностью выпущенных закрылков подчеркивало эту тенденцию так же, как и небольшое увеличение нагрузки на носовую стойку шасси. Предельная нагрузка

на шасси (предельный ход штока амортизатора) была определена для носовой стойки шасси. На трамплине с углом подъема 6° максимальные нагрузки на носовую стойку шасси были получены при взлетной массе самолета Т-2С, равной 5350 кг, скоростях разбега на трамплине от 157 до 178 км/ч. Максимальные нагрузки носовой стойки шасси были получены во время нескольких взлетов с трамплина, имеющего угол подъема 9° .

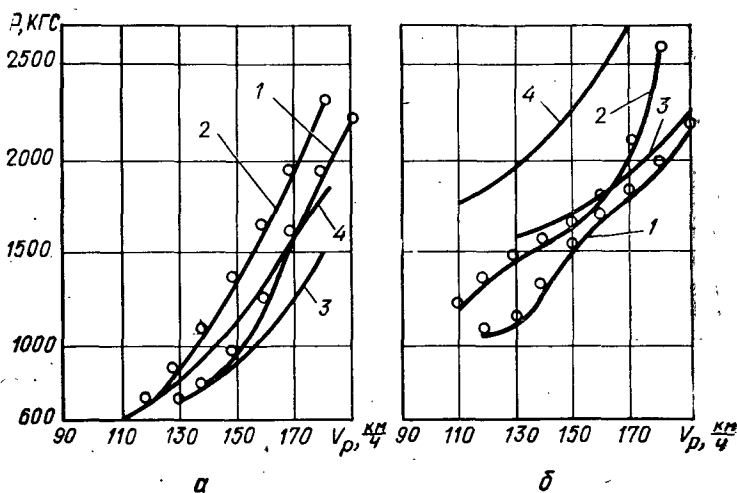


Рис. 3.31. Зависимость нагрузки P на шасси самолета Т-2С от скорости разбега по трамплину:

а — носовая стойка; б — основные стойки; 1 — фактические нагрузки при угле схода 6° ; 2 — фактические нагрузки при угле схода 9° ; 3, 4 — данные моделирования при углах схода 6° и 9° соответственно

Для самолета F-14A фактически замеренные во время испытаний нагрузки в основном соответствовали нагрузкам, полученным при моделировании, однако не было выявлено изменение нагрузки в зависимости от различных условий взлета с трамплина. Невозможность их выявления объясняется тремя основными факторами. Во-первых, очень ограниченным числом взлетов, что исключало повторение взлетов с одинаковыми условиями. Во-вторых, небольшим диапазоном изменений скорости схода самолета с трамплина, что не дало возможности определить влияние скорости на нагрузки, возникающие при взлете. В-третьих, неожиданным «галопированием» носа самолета при его

приближении к трамплину, вызванным значительными случайными изменениями нагрузок на носовую стойку шасси. Однако во время испытаний не была достигнута предельная нагрузка ни на основные стойки шасси, ни на носовую стойку шасси. Поэтому носовая стойка шасси явится ограничивающим фактором при взлетах с повышенными скоростями схода самолета с трамплина. Наиболее заметное

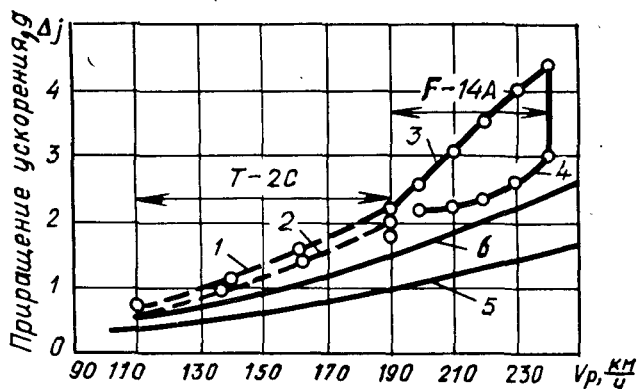


Рис. 3.32. Зависимость приращения нормального ускорения самолета при трамплинном взлете в зависимости от скорости разбега:

1 — при угле схода 9° для T-2C; 2 — при угле схода 6° для T-2C; 3 — при угле схода 9° для F-14; 4 — при угле схода 6° для F-14; 5, 6 — данные моделирования при углах схода 6 и 9° соответственно

влияние повышения скорости на увеличение нагрузки на носовую стойку шасси и основные стойки наблюдалось при взлете самолета с трамплина с углом подъема 9° . Увеличение взлетной массы самолета F-14A с 21 800 кг до 25 000 кг при взлете с трамплина с углом подъема 9° вызвало незначительное повышение нагрузки на шасси. Влияние скорости на нагрузку шасси при взлете самолета с трамплина, имеющего угол подъема 6° , не было выявлено вследствие того, что использовались случайные данные. Однако увеличение нагрузки на шасси в зависимости от взлетной массы самолета было выявлено. Наиболее заметным для летчика во время разбега и взлета с трамплина является приращение нормального ускорения. Пик приращения нормального ускорения, полученный во время испытаний, приведен на рис. 3.32.

Фактически экипаж самолета испытывал большие ускорения. Поэтому при взлетах самолета F-14A с большими

скоростями члены экипажа должны занять правильное положение в катапультируемых креслах.

Как уже упоминалось выше, требования, предъявляемые к прочности конструкции самолетов, предназначенных для базирования на авианосцы, позволили этим самолетам осуществлять взлет с трамплина. Самолеты других родов войск должны использовать трамплины с меньшими углами подъема. Однако, для того чтобы обеспечить необходимый угол схода самолета с трамплина, необходимо увеличить секцию трамплина, которая определяет угол его подъема, и, таким образом, длина и высота трамплина будут возрастать.

Итак, взлет с трамплина обычных самолетов возможен. Снижение длины разбега с помощью трамплина более чем на 50% является яркой демонстрацией тех преимуществ, которые дает трамплин. С точки зрения летных качеств и управляемости при разбеге взлет с трамплина является более легким маневром, чем обычный взлет. В большинстве взлетов, которые выполнили самолеты Т-2С и F-14А, была установлена такая продольная балансировка, которая обеспечивала взлет со свободной ручкой управления. Однако трудность в обеспечении продольной балансировки самолета выдвигает требование к любому самолету, выполняющему взлет с трамплина, чтобы он был оборудован точной, четкой и дублированной системой балансировки. Необходимо увеличение стабилизации самолета по трем осям. Для того чтобы позволить летчику контролировать работу бортового оборудования и следить за параметрами полета, необходима индикация на лобовом стекле. Во время взлета с трамплина нагрузки на конструкцию у обоих самолетов находились в допустимых пределах. Самолеты, не предназначенные для использования с авианосцев и не имеющие усиленной конструкции шасси, могут осуществлять взлет с трамплина, который имеет меньший угол подъема (большой радиус кривизны).

3.4. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ

Вертикально (или точно) может взлетать с палубы корабля самолет вертикального взлета и посадки (СВВП). Самолеты вертикального взлета и посадки существенно отличаются от обычных самолетов.

Самолету вертикального взлета и посадки для его нормального функционирования необходимо обеспечить:

— вертикальную тягу (силовой установки), превышающую по величине силы тяжести для его взлета без разбега и висения;

— горизонтальную тягу для совершения обычного полета и маневрирования;

— промежуточные по направлению тяги между вертикальной и горизонтальной для перехода от взлета, висения в горизонтальный полет и обратно;

— управляющие силы и моменты для управления СВВП и стабилизации его на околонулевых скоростях движения, когда аэродинамические силы очень малы или вообще отсутствуют;

— защиту взлетно-посадочных площадок, конструкции самолета и двигателя от воздействия выхлопных струй высокой энергии.

В процессе вертикального взлета и висения вектор тяги силовой установки направлен под углом 90° или под углом, близким к 90° , к поверхности взлетно-посадочной площадки. Следовательно, высокотемпературные струи выхлопных газов с большой кинетической энергией направлены вертикально к взлетно-посадочной площадке или под углами, близкими к 90° . Истекающие из двигателей СВВП выхлопные струи вызывают взаимодействие: струи со струей; струй с внешним потоком воздуха (ветер, скорость горизонтального движения); с поверхностями самолета; с двигателями; с взлетно-посадочными площадками.

Указанные взаимодействия зависят от числа и расположения двигателей на самолете, формы выходных устройств, энергетических характеристик струй, компоновки частей самолета (крыла, фюзеляжа, воздухозаборника), близости среза сопел и поверхностей самолета от поверхности взлетно-посадочной площадки, скорости и направления внешнего потока, особенностей процесса взлета и посадки.

3.4.1. Подсасывающее действие выхлопных струй и определение его влияния на подъемную силу СВВП

Подсос окружающего воздуха свободными и пристеночными турбулентными струями, торможение фонтанного потока на поверхностях самолета, подогрев воздуха, поступающего в двигатели, вызывают изменение вертикальной тяги силовой установки или, как принято говорить, результирующей нормальной силы (результирующей подъемной силы).

Изменение результирующей подъемной силы СВВП при работе в зоне влияния земли без поступательной скорости может быть записано так:

$$\frac{\Delta Y}{P} = \frac{\Delta Y_{с.в.}}{P} + \frac{\Delta Y_{пр}}{P} + \frac{\Delta Y_{ф}}{P}, \quad (3.1)$$

где ΔY — суммарное изменение (потери или прирост) подъемной силы СВВП, обусловленные действием всех указанных эффектов;

P — суммарная вертикальная тяга силовой установки.

Слагаемые правой части уравнения представляют собой следующее.

$\Delta Y_{с.в.}/P$ — потери подъемной силы в результате подсоса выхлопными струями окружающего воздуха вне влияния поверхности земли, когда струи истекают вниз от самолета и не встречают на своем пути преграды. Струя газов увлекает находящиеся рядом в относительном потоке массы воздуха, поэтому количество массы газа в струе увеличивается практически пропорционально пройденному пути. Из-за подсоса окружающего воздуха на нижних поверхностях самолета образуется пониженное давление, как это показано на рис. 3.33.

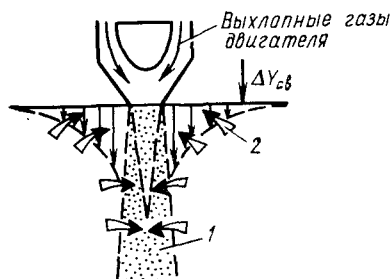


Рис. 3.33. Появление разрежения на нижних поверхностях самолета из-за подсоса выходной струей окружающего воздуха:

1 — свободная турбулентная струя;
2 — подсосываемый воздух из окружающей среды

$\Delta Y_{пр}/P$ — дополнительные потери подъемной силы, обусловленные появлением пристеночных струй из-за близости поверхности земли (площадки), как это показано на рис. 3.34. Величина этих потерь зависит от высоты поверхности самолета над площадкой (землей), геометрических параметров самолета и выхлопных сопел, их расположения и от энергетических свойств выхлопных струй.

Из-за подсосывающего действия веерообразной струи, близко находящейся от поверхности конструкции самолета, на ее нижних частях возникают зоны разрежения. Эти зо-

ны разрежения и вызывают значительное снижение суммарной подъемной силы самолета.

Наиболее просто и наглядно выявить физическую картину появления потерь подъемной силы, связанной с растеканием пристеночных струй вдоль поверхности земли и их подсасывающим действием на окружающий воздух, можно, рассмотрев одиночную струю, истекающую из сопла расположенного в центре диска при разных расстояниях от земли (рис. 3.34).

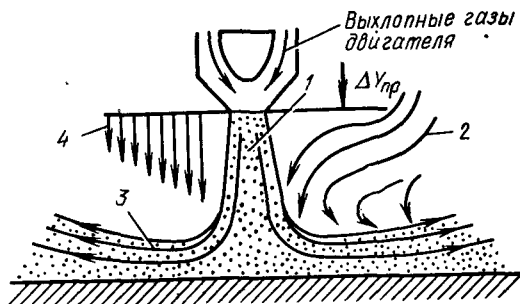


Рис. 3.34. Обтекание самолета при появлении пристеночных струй вследствие близости самолета от поверхности земли:

1 — свободная турбулентная струя; 2 — подсасываемый воздух; 3 — пристеночная струя; 4 — разрежение

При больших расстояниях от земли разрежение на поверхности пластины мало меняется по радиусу, незначительно по величине. Линии тока вторичного течения вследствие подсасывающего действия струи близки к горизонтальным. С уменьшением расстояния H от земли диска с диаметром D одиночной струей начинает сказываться все в большей мере появление веерообразной пристеночной части струи вследствие удара ее о поверхность площадки и равномерного растекания во все стороны по радиусам. При расстоянии $H/D \leq 2$ края диска интенсивно обтекаются подсасывающим потоком внешнего воздуха. Вследствие срыва потока возникают зоны пониженного давления на нижней поверхности диска, особенно на периферийных частях диска. В результате этого и возникают значительные потери подъемной силы $\Delta Y_{пр}$, обусловленные подсасывающим действием пристеночной струи.

Из выполненных работ следует, что основное влияние на величину потерь подъемной силы за счет подсасывающего

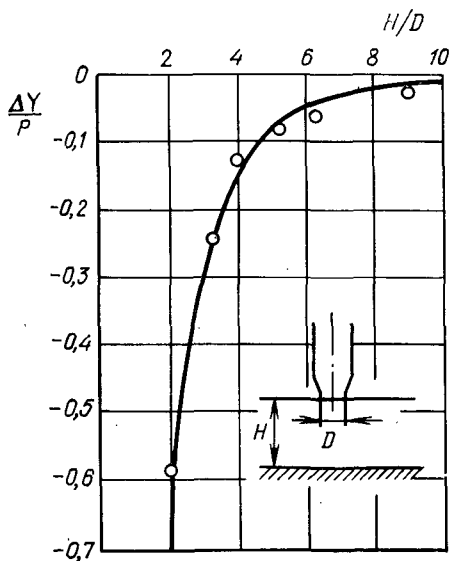


Рис. 3.35. Сравнение расчетных (сплошная линия) и экспериментальных (кружки) данных по потерям подъемной силы из-за подсасывающего действия выходных струй

действия струи вблизи поверхности земли оказывают отношение площади сопла к площади диска S_c/S_d и расстояние диска от поверхности преграды H/D (рис. 3.35). Различные формы сопла, давления и температуры в сопле мало сказываются на этих потерях. Если обобщить приведенные результаты за счет получения зависимостей потерь подъемной силы $\Delta Y_{пр}/P$ от отношения расстояния диска от поверхности преграды H не к диаметру сопла, а к параметру

$\sqrt{D_d - D_c}$, то получим практически одну кривую, которую можно описать приближенной формулой. Следует отметить, что экспери-

менты, в том числе натурные, дают хорошее совпадение с расчетными данными, получаемыми на основе обобщения.

Если имеет место истечение не одной струи, а нескольких, то картина течения струй и подсасываемого воздуха значительно изменяется. В области между струями вследствие взаимодействия пристеночных струй образуются восходящие вверх потоки с относительно высокими скоростями. Этот восходящий поток принято называть «фонтаном». В результате торможения этого потока о нижние поверхности плоскости тела, из которого истекают струи, на них возникают вверх направленные силы, т. е. появляется дополнительная подъемная сила — прирост подъемной силы $\Delta Y_{ф}/P$. Этот прирост подъемной силы СВВП для компоновок с двумя и более выхлопными струями вблизи поверхности площадки (земли) за счет взаимодействия пристеночных струй между собой, образования восходящего фонтана и воздействия его на нижние поверхности самолета показан на рис. 3.36.

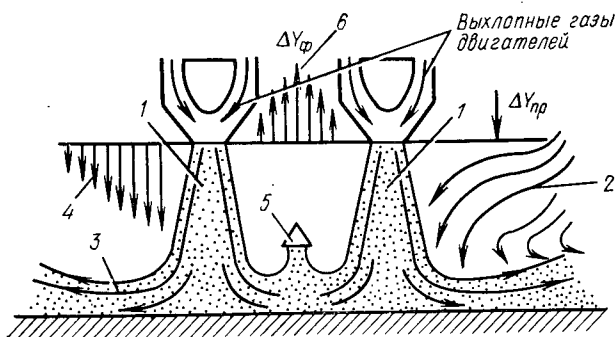


Рис. 3.36. Взаимодействие двух струй при натекании их на преграду и образование восходящего фонтанного потока:

1 — свободные турбулентные струи; 2 — подсасываемый воздух; 3 — пристеночные струи; 4 — разрежение; 5 — фонтанный поток; 6 — эпюра давления фонтана

Если имеются три струи и более, то в результате взаимодействия пристеночных струй образуется система фонтана (рис. 3.37), состоящая из ядра фонтана 1 и боковых плоскостей фонтана 2.

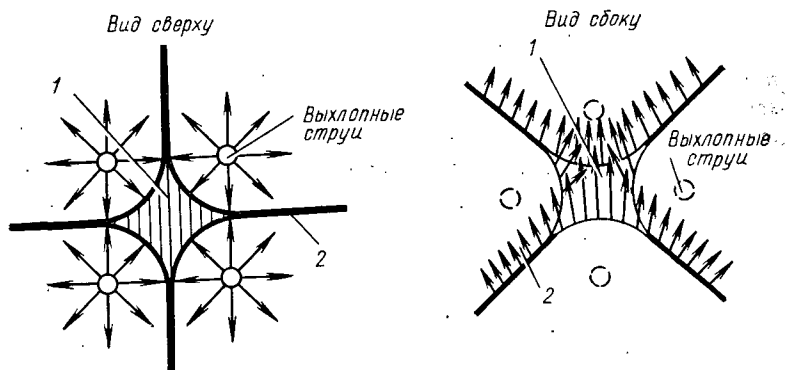


Рис. 3.37. Взаимодействие трех и более пристеночных струй и образование системы фонтана:

1 — ядро фонтана; 2 — боковые плоскости фонтана

В связи с этим в общем виде прирост подъемной силы СВВП за счет воздействия фонтана

$$\frac{\Delta Y_{\phi}}{P} = \frac{\Delta Y_{\phi.я}}{P} + \frac{\Delta Y_{\phi.б.п}}{P}, \quad (3.2)$$

где $\Delta Y_{\phi.я}/P$ — прирост подъемной силы за счет ядра фонтана;

$\Delta Y_{\text{ф.б.п}}/P$ — прирост подъемной силы за счет боковых плоскостей фонтана.

Если компоновка СВВП имеет два выхлопных сопла (две струи), то $\Delta Y_{\text{ф}}/P = \Delta Y_{\text{ф.б.п}}/P$, так как ядро фонтана отсутствует, а значит, $\Delta Y_{\text{ф.я}}/P = 0$.

Для определения воздействия фонтана необходимо определить прирост подъемной силы за счет ядра фонтана и за счет боковых плоскостей фонтана.

Действие ядра фонтана распространяется на площадь $S_{\text{я}}$, т. е. площадь нижней поверхности СВВП, заключенную между линиями, соединяющими центры сопел силовой установки. Величина действия ядра фонтана может быть определена на основе экспериментальных данных на моделях СВВП. Зная суммарную величину изменения подъемной силы $\Delta Y/P$, вычислив ее составляющие и действие боковых плоскостей фонтана, можем определить действие ядра фонтана. На основе обработки экспериментов получен ряд эмпирических зависимостей. Можно также экспериментально определить распределение давления на площади $S_{\text{я}}$ и этим путем определить составляющую $\Delta Y_{\text{ф.я}}/P$.

Следует отметить, что механизм образования фонтана и его действия на поверхность самолета весьма сложный. Он зависит от конфигурации выходных устройств силовой установки: осесимметричные устройства одинакового диаметра, разного диаметра, плоские выходные устройства с разным расположением создают совершенно различные фонтаны, которые оказывают различное действие на поверхности СВВП. Многое зависит от углов натекания выхлопных струй на взлетно-посадочную площадку, от степени расширения газов в разных выходных соплах и т. д. Фонтанные потоки также растекаются по нижней поверхности самолета, и они взаимодействуют с выхлопными струями и внешним потоком. Все это должно быть учтено при детальном исследовании воздействия фонтанов выхлопных струй.

Используя приведенные методы, можно определить указанные составляющие суммарной подъемной силы.

На самолете эффекты подсосывания окружающего воздуха и появления фонтанов проявляются одновременно. Однако знание раздельного их действия позволяет более глубоко вникнуть в причины появления потерь или положительных эффектов и изыскать пути достижения наиболее благоприятных компоновок и устройств.

Большое влияние на величину потерь подъемной силы СВВП, вызванное подсосывающим действием струи, ока-

зывает компоновка двигателей на самолете, в частности взаимное местоположение выхлопных сопел, а также положение их относительно частей самолета.

Из анализа приведенных материалов следует, что лучшими компоновками СВВП являются компоновки, у которых образуется достаточно значительное по площади ядро фонтана.

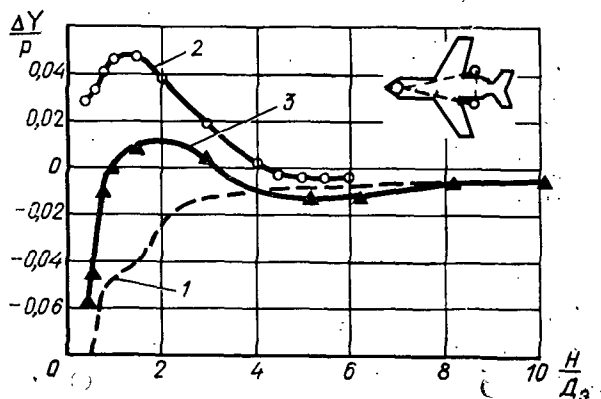


Рис. 3.38. Зависимость относительных суммарной подъемной силы 3 СВВП, подъемной силы 2 фонтана, подсосывающей силы 1 струй от относительной высоты положения самолета над взлетно-посадочной площадкой

На рис. 3.38 представлена зависимость суммарной подъемной силы СВВП, подъемной силы фонтана и подсосывающей силы струй от относительной высоты положения самолета над взлетно-посадочной площадкой. Эти зависимости приведены для дозвукового самолета с тремя вентиляторами, расположенными один в носу СВВП и два за крылом по бокам фюзеляжа, т. е. по углам равнобедренного треугольника. Из рисунка следует, что подсосывающая сила непрерывно возрастает с уменьшением высоты положения самолета над поверхностью ВПП. Здесь относительная высота определена как отношение высоты к эквивалентному диаметру сопла H/D_3 , а относительная сила — как отношение ее изменения к тяге двигателей.

В результате роста подсосывающей силы растекающихся по поверхности площадки струй подъемная сила уменьшается и на стояночной высоте положения самолета составляла бы 95% от величины исходной тяги силовой установки. Однако вследствие взаимодействия трех струй подь-

емных вентиляторов образуются ядро фонтана и три плоскости фонтана. Импульс фонтана (восходящего потока) воздействует главным образом на нижнюю поверхность самолета, заключенную между тремя выходными струями. В связи с этим можно измерить силу фонтана на модели из трех выходных сопел. На рисунке показана зависимость изменения подъемной силы СВВП из-за воздействия образующегося фонтана на самолет. На расстоянии от поверхности площадки, равном четырем эквивалентным диаметрам, фонтан не дает прироста подъемной силы, но с уменьшением этого расстояния наблюдается интенсивный прирост подъемной силы с достижением максимума на высоте, равной 1,5 эквивалентных диаметров, и далее начинает падать. Максимальное значение прироста составляет $\sim 5\%$ суммарной тяги. Следует отметить, что фонтанный поток, ударяясь о поверхность самолета, растекается по нему и также оказывает подсосывающее действие на окружающий воздух, поэтому импульс фонтана не полностью используется на получение прироста подъемной силы. Исследования показывают, что характер растекания фонтанного потока имеет сложную картину и зависит от обводов фюзеляжа, наличия выступов, створок и других поверхностей. Например, если имеется фюзеляж овальной формы, то фонтанный поток обтекает фюзеляж вдоль его поверхности и вокруг поперечного сечения, а если имеется плоский фюзеляж с двумя мотогондолами по бокам, то он замыкается между гондолами и течет вдоль плоскости в две противоположные стороны. Очевидно, что во втором случае импульс фонтана используется более эффективно для получения прироста подъемной силы.

Вследствие одновременного действия двух факторов в противоположных направлениях: подсосывающей силы и силы фонтана — кривая 3 суммарной подъемной силы от высоты положения самолета над ВПП имеет сложную форму. С уменьшением высоты она несколько уменьшается, затем увеличивается, когда сила фонтана становится больше подсосывающей силы, достигает максимума, а затем вновь уменьшается, когда подсосывающая сила все больше и больше силы фонтана.

Все приведенные данные соответствуют нулевому углу атаки самолета. Если угол атаки возрастает (рис. 3.39) от 0 до 10° , то на высотах \bar{H} положения самолета, равных 0,8 и 2, относительная величина подъемной силы значительно уменьшается с $-0,01$ до $-0,078$ и с $0,01$ до $-0,019$ соответственно. Для расстояний $H/D_9 = 5 \dots 8$ изменение

подъемной силы несущественно. Такой характер изменения подъемной силы при увеличении угла атаки для данной схемы СВВП с тремя струями обусловлен двумя факторами: во-первых, с увеличением угла атаки передний вентилятор удаляется от поверхности площадки и воздействие струи существенно уменьшается, эффект фонтана на этих

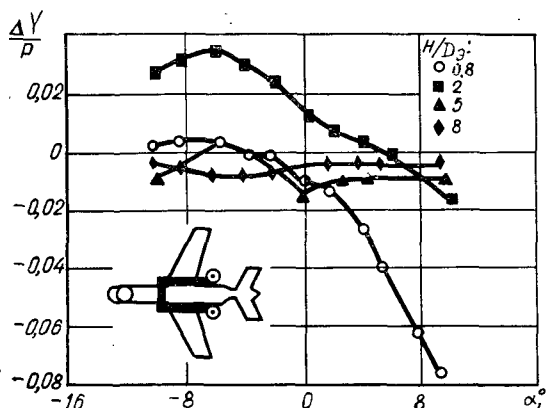


Рис. 3.39. Изменение подъемной силы СВВП для разных значений угла атаки

расстояниях, как правило, отсутствует и, во-вторых, усиливается взаимодействие двух задних струй за счет уменьшения их расстояния от площадки и отсутствия ядра фонтана. Здесь имеет место только продольная плоскость фонтана. Все это и приводит к усилению подсосывания и почти полной потере действия фонтана. Если угол атаки становится отрицательным, наблюдается незначительный прирост подъемной силы. Это вызвано наличием ядра фонтана вследствие взаимодействия задних струй между собой и направлением потока вдоль оси самолета, который взаимодействует с потоком переднего вентилятора. Значительно меняется и момент тангажа с изменением угла атаки. Изменение момента тангажа вызвано снижением подсосывания хвостовой части при увеличении подсосывания носовой части и перемещения точки приложения фонтана назад при отрицательных углах атаки. Таким образом, с точки зрения величины подъемной силы и моментов большую роль играет относительное положение самолета вертикального взлета и посадки по отношению к качающейся палубе корабля.

На рис. 3.40 приведены зависимости изменения приращений сил, действующих на СВВП другой схемы с четырьмя струями (типа «Харриер»). Зависимость суммарной подъемной силы от расстояния над поверхностью площадки представлена на основе экспериментальных исследований [12], а составляющие — подсасывающие силы $\Delta Y_{с.в.}/P$

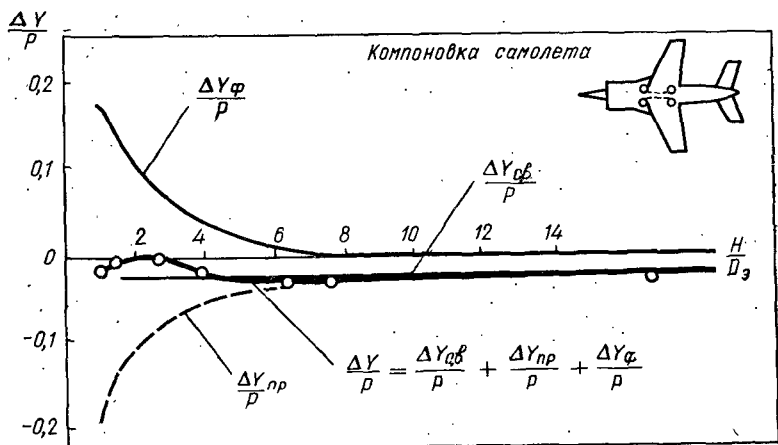


Рис. 3.40. Зависимость приращений $\Delta Y/P$, $\Delta Y_{с.в.}/P$, $\Delta Y_{пр}/P$ и $\Delta Y_{\phi}/P$ СВВП типа «Харриер» от H/D_0

и $\Delta Y_{пр}/P$ и фонтанная сила $\Delta Y_{\phi}/P$ — вычислены по приведенной выше методике. Отрицательная составляющая подсасывающей силы пристеночной струи интенсивно возрастает от $-0,02$ до $-0,2$ с уменьшением расстояния до площадки от 8 до 1. Одновременно резко возрастает фонтанная сила от 0 до $+0,18$. В результате суммарная подъемная сила медленно возрастает, достигает максимума на $H/D_0 = 2 \dots 3$, а затем несколько падает. Важно, что расчетная кривая суммарной подъемной силы довольно хорошо совпадает с экспериментальными данными (кружки на рисунке).

Как следует из рис. 3.38...3.40, громадная роль в снижении потерь подъемной силы, связанной с подсасыванием окружающего воздуха растекающимися струями по поверхности площадки, принадлежит появлению фонтана и его действию на поверхности самолета. Появление фонтана и эффект его действия на поверхности самолета зависит от расположения выходных сопел на самолете, от площади поверхности СВВП между соплами и ее отношения к пло-

щади выходных сопел, а также от расположения крыла относительно сечения выходных сопел и струй. Фонтанные силы при трех- и четырехсопловой системе силовой установки и достаточной площади поверхности СВВП между соплами достигают значительных величин, превышающих подсасывающие силы или близкие к ним.

Исследование фонтанного потока и его действия на поверхность СВВП показывает на наличие области отрицательных давлений на нижней поверхности по бокам от создаваемых фонтаном зон положительного давления, между срезами сопел. Предполагается, что это вызвано отрывом фонтанного потока и рециркуляцией его внешних краев в свободную струю. Это, по-видимому, и является основной причиной снижения воздействия фонтана на нижнюю поверхность СВВП. Все приведенные данные по подсасыванию струями газа и воздействию фонтана относятся к осесимметричным струям. Данных по определению эффектов воздействия прямоугольных струй и их взаимодействию между собой при висении СВВП гораздо меньше, и механизм этого воздействия изучен недостаточно. Однако даже ограниченное число работ указывает на то, что при поперечном расположении прямоугольных струй фонтанный поток практически отсутствует, потери подъемной силы аналогичны потерям одиночной круглой струи соответствующего размера. При продольном расположении струй наблюдается существенный фонтанный поток, достаточный для устранения отрицательного подсасывающего действия струй. Тем не менее требуется больший статистический материал для более глубокого изучения эффектов при применении прямоугольных выходных устройств.

Следовательно, при выборе компоновки силовой установки на СВВП и выборе положения ее выходных устройств исходя из приведенных формул и экспериментальных данных на моделях и натурных образцах необходимо располагать сопла таким образом, чтобы образовывался фонтанный поток, непременно появлялось ядро фонтана и оно воздействовало бы на нижнюю поверхность СВВП без растекания, т. е. замыкалось бы конструкцией самолета. Путем рационального размещения струй и приспособлений для «удержания» импульса удастся вблизи взлетно-посадочной площадки получить заметный прирост подъемной силы СВВП по отношению к тяге силовой установки.

В качестве устройств удержания импульса фонтанного потока могут применяться gondолы оружия, специальные убирающиеся или фиксированные створки, размеры и по-

ложение которых подбираются таким образом, чтобы поток восходящего фонтана практически полностью потерял импульс и не истекал в зоны воздухозаборников силовой установки.

Для схемы дозвукового СВВП с тремя подъемными вентиляторами в качестве устройства повышения подъемной силы можно использовать длинные ребра вдоль фюзеляжа, замкнутые поперечным ребром за передним вентилятором. Все ребра расположены в зоне между тремя вентиляторами в области ядра фонтана, образуемого тремя

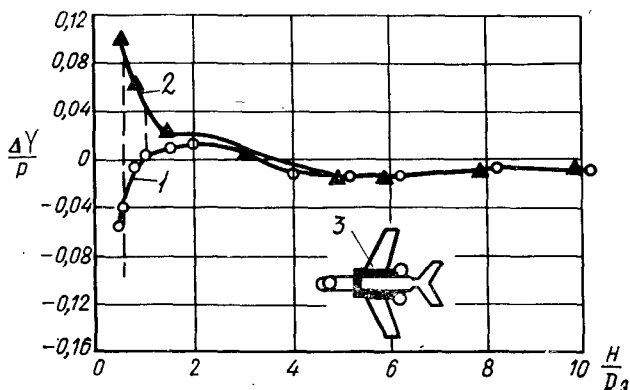


Рис. 3.41. Изменение приращения суммарной подъемной силы СВВП от H/D_0 :

1 — без устройства повышения подъемной силы; 2 — с устройством повышения подъемной силы; 3 — устройство повышения подъемной силы

струями при их взаимодействии после растекания по поверхности площадки. Внутри между тремя ребрами фонтанный поток с помощью ребер поворачивается вниз и в результате этого появляется прирост подъемной силы (рис. 3.41). На стояночной высоте самолета прирост подъемной силы составляет +8%, по отношению к тяге силовой установки или, как видно из сравнения с СВВП, без устройства повышения подъемной силы прирост подъемной силы достигает 12%. Фонтанная сила, действующая на самолет, непрерывно возрастает с уменьшением высоты положения самолета и достигает +12% по сравнению с величиной 3% для самолета без устройства улучшения подъемной силы.

Для схемы с четырьмя струями типа «Харриер» установка двух неподвижных продольных ребер на пушечных

гондолах приводит к увеличению подъемной силы примерно на 6%, а установка дополнительного поперечного убирającego щитка, замыкающего продольные ребра, приводит к увеличению подъемной силы еще на 2,5% (рис. 3.42). Это значит, что на режиме взлета, когда у СВВП наименьшие резервы тяги, установка устройств повышения подъемной силы дает дополнительно 8...12% тяги. Это позволяет на самолете типа «Харриер» увеличить полезную нагрузку на режиме вертикального взлета на 25%. Кроме того, без устройств увеличения подъемной силы наблюдается сильный поток горячих газов вдоль фюзеляжа в сторону воздухозаборников и их попадания в двигатели. Установка устройств в виде ребер и щитков привела к снижению температуры газов на входе в двигатель самолета «Харриер» на 15...17° С.

Таким образом, у самолетов вертикального взлета и посадки появилось новое устройство — устройство удержания фонтанного потока или, как часто его называют, устройство увеличения подъемной силы. Это устройство дает в общую величину подъемной силы на режиме взлета и посадки дополнительную величину ΔY_y — прирост за счет устройств увеличения подъемной силы. Этими устройствами являются элементы конструкции самолета: ребра, щитки, которые улучшают реализацию фонтанного потока и повышают давление на нижних поверхностях СВВП. Они же служат устройствами, предотвращающими попадание горячих газов в воздухозаборники двигателей. В настоящее время имеются некоторые экспериментальные данные и их обобщения, позволяющие определять прирост подъем-

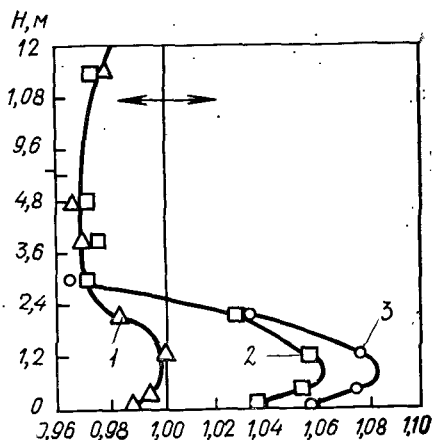


Рис. 3.42. Изменение приращения суммарной подъемной силы от высоты СВВП типа «Харриер» при применении устройств повышения подъемной силы:

1 — без устройств увеличения тяги; 2 — с продольными ребрами на пушечных гондолах; 3 — с поперечным щитком, замыкающим продольные ребра

ной силы $\Delta Y_y/P$ в зависимости от конфигурации СВВП в плане, количества выхлопных струй, их расположения и других параметров. Однако они требуют уточнения на базе дальнейших исследований.

С учетом устройств увеличения подъемной силы суммарные изменения подъемной силы СВВП могут быть представлены в виде

$$\frac{\Delta Y}{P} = \frac{\Delta Y_{с.в}}{P} + \frac{\Delta Y_{пр}}{P} + \frac{\Delta Y_{\phi}}{P} + \frac{\Delta Y_y}{P}. \quad (3.3)$$

Кроме того, может быть введен дополнительный член, учитывающий изменение тяги из-за повышения температуры на входе в двигатель при попадании горячих газов $\Delta Y_T/P$. Величина этих потерь определяется по средней величине увеличения температуры входящего воздуха по известным формулам из теории двигателей или по данным испытаний двигателей при разных температурах окружающего воздуха. Кроме снижения тяги двигателей подогрев воздуха, особенно неравномерный из-за попадания выхлопных газов в воздухозаборники, может вызвать неустойчивую работу двигателей и даже их заглохание. Величина потерь $\Delta Y_T/P$ в зависимости от уровня подогрева может составлять от 2 до 10%.

Переходный режим полета СВВП включает в себя диапазон скоростей от висения до скорости, необходимой для полета только за счет аэродинамической подъемной силы, т. е. создаваемой поверхностями самолета.

Эффекты, создаваемые реактивными струями, оказывают доминирующее влияние на характеристики СВВП на этом режиме, вызывая на самолете значительные изменения сил и моментов. Основными факторами, обуславливающими эти изменения, являются истечения струй выхлопных газов из сопел двигателей под углом к оси самолета, движущегося горизонтально или находящегося в относительном движении: истечение струй выхлопных газов в движущийся внешний поток воздуха. Вследствие этого имеют место следующие эффекты: искривление выхлопных струй из-за воздействия на них внешнего потока; деформация сечения струй вдоль по потоку с образованием парных вихрей; срыв внешнего потока с поверхностей струй, обтекающего их; торможение внешнего потока струями.

На рис. 3.43 представлена одиночная струя газов, истекающая из сопла двигателя 1 СВВП в поток внешнего воздуха 2, имеющего скорость V . Как видим, под воздействием внешнего потока ось струи значительно искривляется,

она приближается к задним поверхностям самолета. Струя значительно деформируется вдоль по потоку, превращаясь в подковообразный вихрь с последующим разрывом на два противоположного вращения вихря 3, интенсивность которых возрастает с увеличением пройденного пути от сопла по потоку. Как следует из рис. 3.43, центры вихрей лежат выше средней оси струи. Если есть несколько струй, они

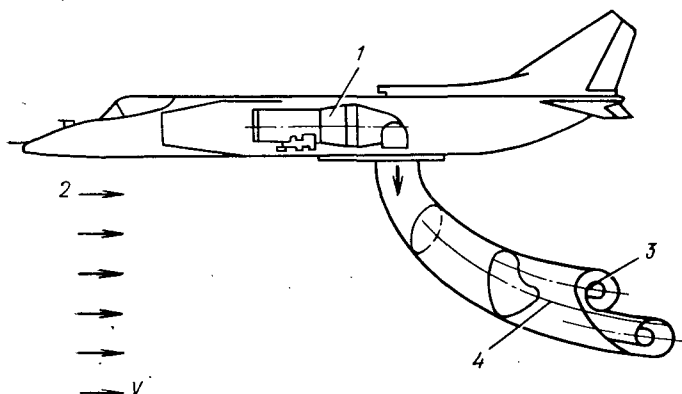


Рис. 3.43. Характер движения выходной струи, истекающей из сопла двигателя в поток внешнего воздуха:

1 — двигатель; 2 — внешний поток; 3 — оси свертываемых вихрей; 4 — ось струи

при искривлении пересекаются, образуя одну общую струю после точки пересечения, как бы потоки впадают в одну реку.

Внешний поток воздуха испытывает сильное воздействие проникающей в него струи, из-за чего образуется поле давлений на поверхности, окружающей истекающую струю. Положительные давления возникают впереди струи, в то время как высокоскоростной поток вокруг струи и спутный след вязкой струи создают отрицательные давления вдоль струи, а также срывные зоны отрицательных давлений за струей. Область отрицательных давлений может распространяться на 10—15 диаметров во все стороны от струи [12] и в комбинации с областью положительных давлений создают кабрирующий момент тангажа. Величина образующейся подъемной силы и момента тангажа зависит от отношения скоростей свободного потока и струи (V/C_c) и от отношения площади поверхности самолета к площади среза сопел. При малых значениях отношения скоростей область отрицательного давления стремится распростра-

ниться вперед, полностью замещая область положительного давления, как в случае висения. Однако по мере увеличения скорости внешнего потока возрастает область положительных давлений впереди струи вследствие эффекта торможения.

Высокоскоростная струя, истекающая в свободный поток, имеющий относительно низкую скорость, тоже вызывает поверхностное взаимодействие, индуцируя течение или подсасывание окружающего воздуха к струе. Эта эжекция также приводит к отрицательным давлениям или подсасыванию на поверхности, из которой истекает струя, и частично является причиной появления отрицательных давлений при торможении, рассмотренном выше. Наличие дозвукового внешнего потока на переходном режиме полета увеличивает эжекцию по сравнению с имеющей место при висении, а также отклоняет струю в направлении движения внешнего потока. Изгиб траектории струи также влияет на поверхностное распределение давлений.

С увеличением отношения скоростей ось струи отклоняется ближе к телу поверхности, из которой струя истекает, увеличивая эффективность эжекции и вихрей в создании отрицательных давлений на поверхности самолета.

Экспериментальное исследование влияния круглой струи, истекающей перпендикулярно в дозвуковой внешний поток, на поверхностное распределение давлений показало, что отношение скоростей является определяющим параметром при описании поверхностного распределения давления.

Указанные явления зависят не только от отношения скоростей, но и от конфигурации самолета (низкоплан, высокоплан, количество и расположение струй) и чувствительны к геометрическому положению струи по отношению к крылу и величине отношения площадей среза сопла и поверхности самолета. Важное значение имеет угол наклона истекающей струи к поверхности самолета.

3.4.2. Взаимодействие выхлопных струй с внешним потоком и их попадание на вход в двигатели

Газы, вытекающие из двигателя (двигателей) СВВП, ударяются о поверхность взлетно-посадочной площадки и растекаются над нею веерообразно во все стороны. При наличии нескольких выхлопных сопел у одного двигателя или нескольких двигателей струи газов после удара о площадку взаимодействуют друг с другом и отражаются от

поверхности ВПП снизу вверх (рис. 3.45), ударяются о фюзеляж и текут вперед в направлении к воздухозаборникам двигателя и назад в направлении задней части самолета. Кроме этих потоков у поверхности площадки образуются два потока, которые движутся в направлении вдоль фюзеляжа и перпендикулярно ему.

Поток горячих газов, движущихся вдоль поверхности фюзеляжа, может попасть на вход в воздухозаборники и вызвать неравномерный нагрев воздуха на входе в двигатель. Кроме того, поток выхлопных газов, движущихся по поверхности ВПП в сторону передней части самолета, при встрече с набегающим потоком воздуха поднимается вверх и также может попасть в воздухозаборники.

Засасывание выхлопных газов в воздухозаборник двигателя представляет серьезную проблему для самолетов вертикального взлета и посадки с реактивными двигателями. В результате повышения температуры воздуха в воздухозаборнике происходит уменьшение тяги двигателя, что оказывает значительное влияние на время и характер траектории взлета. Кроме того, в результате очень быстрого возрастания температуры в воздухозаборнике или неравномерного нагрева воздуха на входе в компрессор двигателя может произойти снижение запасов устойчивости компрессора и вследствие этого — помпаж на максимальном и близких к нему режимах работы.

При попадании выхлопных газов на вход в двигатели составной силовой установки происходит рассогласование тяг. В результате меняются величины равнодействующих вертикальных тяг подъемно-маршевых, подъемных двигателей и расстояния от них до центра тяжести СВВП и, следовательно, возникают моменты тангажа, величина которых изменяется в зависимости от уровня повышения температуры на входе в подъемные и подъемно-маршевые двигатели.

Основными причинами засасывания выхлопных газов в воздухозаборники СВВП являются:

а) взаимодействие нескольких выхлопных струй, растекающихся по поверхности ВПП, в результате чего часть газов поднимается вверх к фюзеляжу;

б) торможение вперед (по движению СВВП) направленной части выхлопных газов набегающим потоком воздуха и подъем ее над поверхностью ВПП;

в) воздействие порывов ветра, в результате чего выхлопные струи двигателей тормозятся, поднимаются вверх и движутся в обратном направлении — к самолету;

г) конвекционные токи горячих газов перемещаются вверх, вследствие чего на определенном удалении от самолета и частично вблизи него образуется чашеобразная область с большим содержанием выхлопных газов.

Механизм засасывания в двигатели выхлопных газов проще всего рассмотреть на отдельно установленных подъемных двигателях, вне конструктивных элементов самолета.

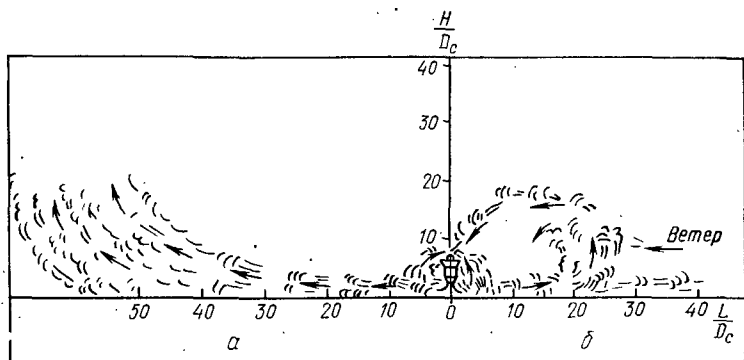


Рис. 3.44. Характер движения одиночной выходной струи при ее ударе о поверхность площадки:

а — при безветрии; *б* — при наличии ветра

Засасывание выхлопных газов в воздухозаборник одиночного подъемного двигателя вызывается следующим. После удара выхлопной струи о поверхность ВПП она растекается во все стороны на большие расстояния от двигателя. При безветрии это расстояние составляет $L/D_c = 50 \dots 100$ (рис. 3.44, *а*). На этом расстоянии струи выхлопных газов отрываются от поверхности земли под действием архимедовой силы и поднимаются вверх. Через некоторое время они могут попасть в воздухозаборник двигателя (это подсос газов из дальнего поля течения газов). Благодаря подсосу окружающего воздуха в воздухозаборник некоторая часть выхлопных газов около сопла в силу конвекции поднимается вверх, оказывается в достаточной близости от воздухозаборника и засасывается в него (это подсос газов из ближнего поля). В результате температура в воздухозаборнике двигателя возрастает примерно на $2 \dots 4^\circ$ при подсосе из дальнего поля и на $6 \dots 8^\circ$ — при подсосе из ближнего поля.

В условиях безветрия температура на входе в двигатель растет медленно и достигает своего максимального значения примерно за 10—15 с.

Ветер существенно изменяет характер движения выхлопных газов при работе одиночного подъемного двигателя (рис. 3.44, б). При скорости ветра порядка 5 м/с выхлопные газы отходят от двигателя только на расстояние $L/D_c = 20 \dots 30$, поднимаются к воздухозаборнику двигателя и свободно засасываются в него. Отрыв пристеночной струи наступает, когда отношение скорости ветра к местной скорости струи достигает критической величины.

При скорости ветра 15 м/с и $H/D_c \approx 2$ повышение температуры воздуха на входе в двигатель составляет 15...18°.

На режиме малого газа при скорости ветра ~ 5 м/с максимальное повышение температуры составляет примерно 18...22°. Причина большего возрастания температуры на режиме малого газа, по-видимому, заключается в том, что скорость истечения выхлопных газов на режиме малого газа небольшая, в результате чего они не отбрасываются далеко от сопла и подходят к воздухозаборнику двигателя, имея более высокую температуру.

Таким образом, увеличение скорости ветра приводит к возрастанию температуры на входе в одиночный подъемный двигатель как на максимальном режиме работы двигателя, так и особенно на режиме малого газа. Так увеличение скорости ветра с 5 до 10 м/с вызывает увеличение температуры воздуха на входе в двигатель с 10...12° до 14...15° С на максимальном режиме и с 18...22 до 26...31° С на режиме малого газа. Увеличение температуры на входе в двигатель зависит не только от скорости ветра, но и от направления.

Важной особенностью при этом является большая интенсивность нарастания температуры входящего воздуха по времени. Выхлопные газы за время 0,2...0,4 с распространяются вдоль ВПП на расстояние 20...30 диаметров сопла, тормозятся ветром и начинают подниматься вверх и перемещаются в сторону двигателя. Уже через 1 с они попадают на вход в воздухозаборник и засасываются в двигатель. Температура воздуха на входе в двигатель возрастает примерно на 15° С за 3,5 с. Такой высокий темп нарастания температуры на входе в двигатель является более серьезной проблемой, чем максимальный уровень повышения температуры входящего воздуха.

Характеристики потока выхлопных газов в условиях

безветрия для схемы с двумя отдельно стоящими подъемными двигателями, расположенными на некотором расстоянии друг от друга, отличаются от ранее описанного механизма наличием восходящего фонтана между двигателями из-за взаимодействия двух струй.

Часть выхлопных газов растекается по поверхности земли в радиальных направлениях аналогично односопловой схеме и не засасывается в воздухозаборники. Другая часть выхлопных газов перемещается к центру и вверх в виде фонтана в пространство между двигателями. Отсюда газы, имеющие довольно высокую температуру, поскольку они еще не далеко отошли от выхлопных сопел и незначительно смешались с окружающим воздухом, легко попадают в воздухозаборники двигателей, т. е. происходит засасывание горячих газов из ближнего поля. При малых расстояниях от среза сопла до земли главную роль играет подсос из ближнего поля. При больших расстояниях роль его практически исчезает, а основное влияние на подогрев начинает оказывать подсос газов из дальнего поля. Это явление протекало бы так, если бы между двигателями не было никаких конструктивных элементов. Наличие элементов конструкции самолета изменяет картину течения выхлопных газов, однако они стремятся пройти вверх и распространиться вокруг планера самолета. В результате температура воздуха повышается как в боковых воздухозаборниках подъемно-маршевых двигателей, так и в расположенных в верхней части воздухозаборниках подъемных двигателей самолета.

Влияние ветра на многодвигательную схему практически такое же, как и на однодвигательную схему, а механизм попадания горячих газов в воздухозаборники подобен ранее описанному.

Засасывание горячих газов в воздухозаборники двигателя происходит в большей степени в случае многосопловой схемы, однако это во многом зависит от схемы расположения сопел. Например, если все сопла расположить очень близко друг от друга, они будут работать примерно как одно сопло, температуры в воздухозаборниках будут увеличиваться примерно на те же величины, что и у односопловой схемы. Кроме того, картину засасывания выхлопных газов в воздухозаборники силовой установки СВВП во многом определяют: конструктивная схема самолета (форма и расположение крыла, диаметр фюзеляжа, высота шасси); количество, тип и компоновка двигателей на самолете; расположение воздухозаборников двигателей.

Особенностями с точки зрения попадания выхлопных газов на вход в двигатели обладает компоновка СВВП, имеющая два подъемных (1 и 2) и один подъемно-маршевый (3) двигателя (рис. 3.45). В непосредственной близости от планера СВВП с двумя подъемными и одним подъемно-маршевым двигателями образуются пристеночные (приземные) радиальные струи 4, взаимодействие между

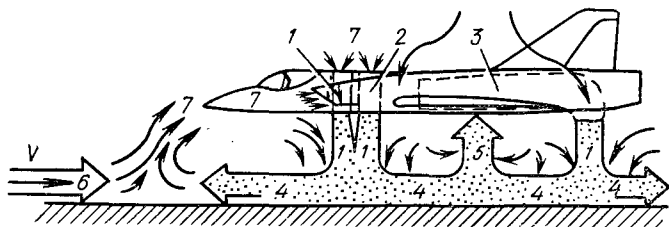


Рис. 3.45. Характер течения выходных струй у СВВП с двумя подъемными и одним подъемно-маршевым двигателями:

1, 2 — подъемные двигатели; 3 — подъемно-маршевый двигатель; 4 — пристеночные струи; 5 — фонтанный поток; 6 — внешний поток; 7 — вход в воздухозаборники

которыми приводит к появлению восходящей пелены (фонтана) 5. Эта пелена, обтекая снизу фюзеляж, проходит близко от входных сечений воздухозаборников 7. Засасывание горячих газов из этой пелены зависит от режима работы двигателей и внешнего потока воздуха 6. Наиболее значительный нагрев поступающего в двигатель воздуха наблюдается в воздухозаборниках подъемно-маршевого двигателя на режимах работы, соответствующих 45—100% расхода воздуха через двигатель. Прирост температуры в этом диапазоне режимов составляет 55°C . До 45% расхода имеет место линейное увеличение температуры от 5 до 55°C . В подъемных двигателях наблюдается существенно более низкое увеличение температуры от 5 до 15°C .

Весьма важное влияние на попадание горячих газов в воздухозаборники, как это показано выше, оказывает набегающий внешний воздушный поток. Так, внешний лобовой воздушный поток (рис. 3.45) приводит к отрыву пристеночной струи, повороту ее в обратном направлении и возможности ее попадания на вход в воздухозаборники.

Для определения влияния набегающего потока на попадание отраженных выхлопных газов двигателя на вход в воздухозаборники были проведены экспериментальные ис-

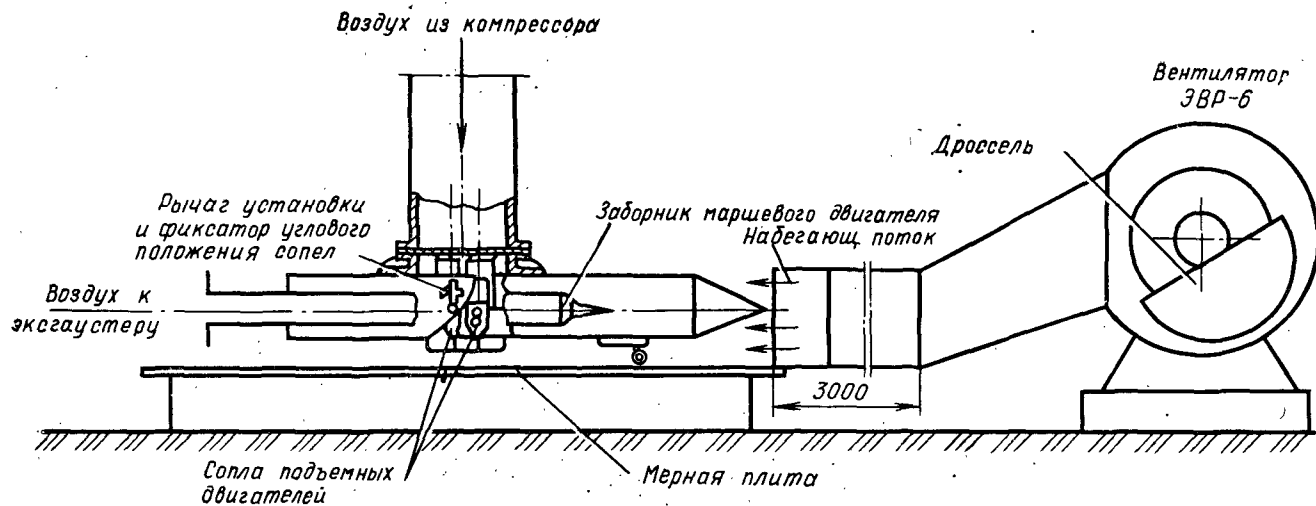


Рис. 3.46. Схема установки для проведения экспериментальных исследований попадания выхлопных газов на вход в двигатель

следования взаимодействия выходных струй от подъемных двигателей с набегающим внешним потоком.

Принципиальная схема установки для проведения исследований представлена на рис. 3.46. Исследования проводились на воздухе с температурой 10...40°С при трех значениях давления перед выходными соплами: 113; 147 и 214 кПа. Высота H расположения модели над поверхностью площадки была переменной и составляла 1,35; 2,33 и 3. На каждой высоте поочередно устанавливались семь значений углов γ поворота струй подъемных двигателей 0, ± 10 , ± 20 и $\pm 30^\circ$. На каждом режиме менялась скорость набегающего потока $V_{н.п.}$: 0, 20, 36 м/с. На одном из режимов при $p_c^* = 214$ кПа и трех значениях γ : 0, -10 , -20° влияние набегающего потока исследовано более подробно при скоростях $V_{н.п.}$: 0; 20; 27; 31 и 36 м/с. На входе в воздухозаборник устанавливалось атмосферное давление и разрежение. Оценка характера движения струй и их взаимодействия с внешним потоком осуществлялась визуализацией путем подкрашивания струи дымом и положением шелковинок, а также с помощью снятия векторных диаграмм скоростей, замеров статических и полных давлений в потоке и распределения статического давления на поверхности площадки.

Анализ фотографий визуализации потока и замеров параметров его на разных режимах позволил определить точку отрыва потока выходной струи двигателей от поверхности площадки при ее встрече с внешним потоком и зависимости координаты точки отрыва потока от давления газов перед соплом, углов наклона выхода струи подъемных двигателей, скорости набегающего потока воздуха и высоты расположения модели СВВП над поверхностью площадки.

За координату точки отрыва принимается координата точки максимального удаления потока, истекшего из сопла навстречу внешнему потоку в точке встречи и начала подъема. За начало отсчета принималась ось переднего двигателя при его вертикальном положении.

Многочисленные эксперименты позволили найти зависимость между положением точки отрыва $\bar{l}_{отр}$ и явлением заброса (попадания) газов от подъемных двигателей в воздухозаборник подъемно-маршевого двигателя. Была определена $\bar{l}_{кр.отр}$, т. е. минимальное значение относительной дальности отрыва, при котором наступает явление заброса. Эта точка находится впереди плоскости среза воздухо-

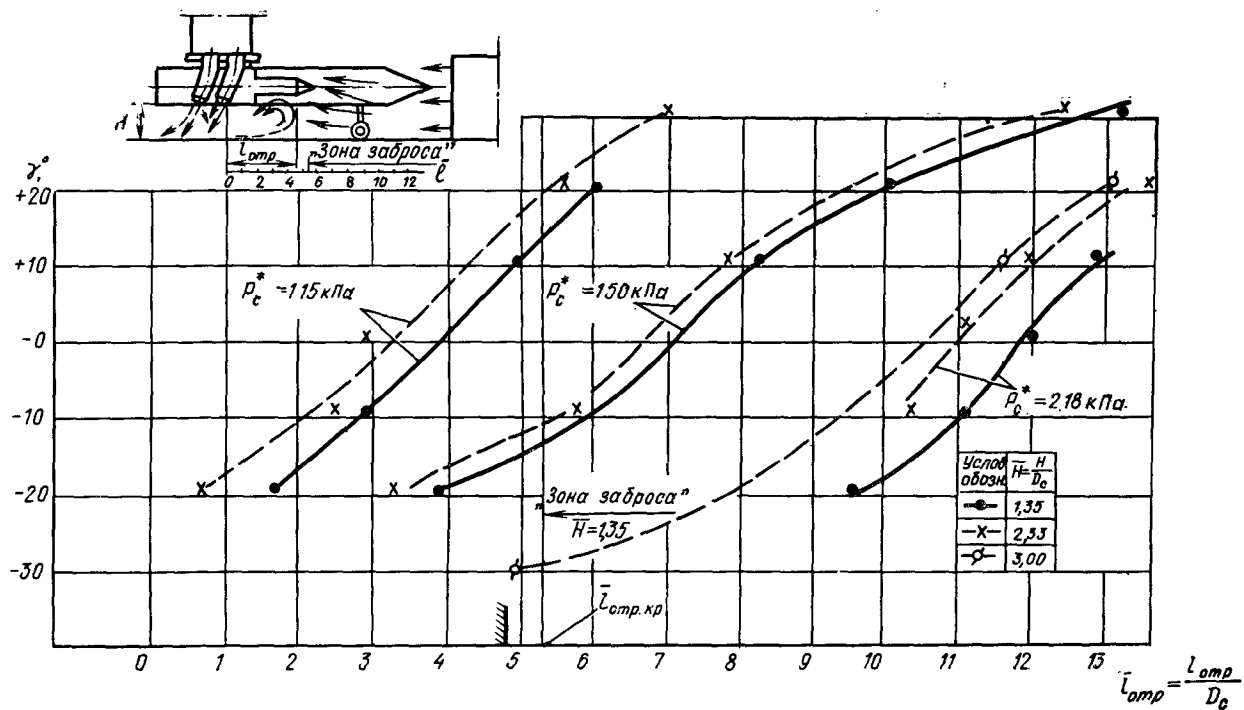


Рис. 3.47. Зависимость относительной дальности $\bar{l}_{отр}$ места отрыва потока от угла γ истечения выходных струй и давления p_c^* на входе в сопло при скорости набегающего потока 20 м/с

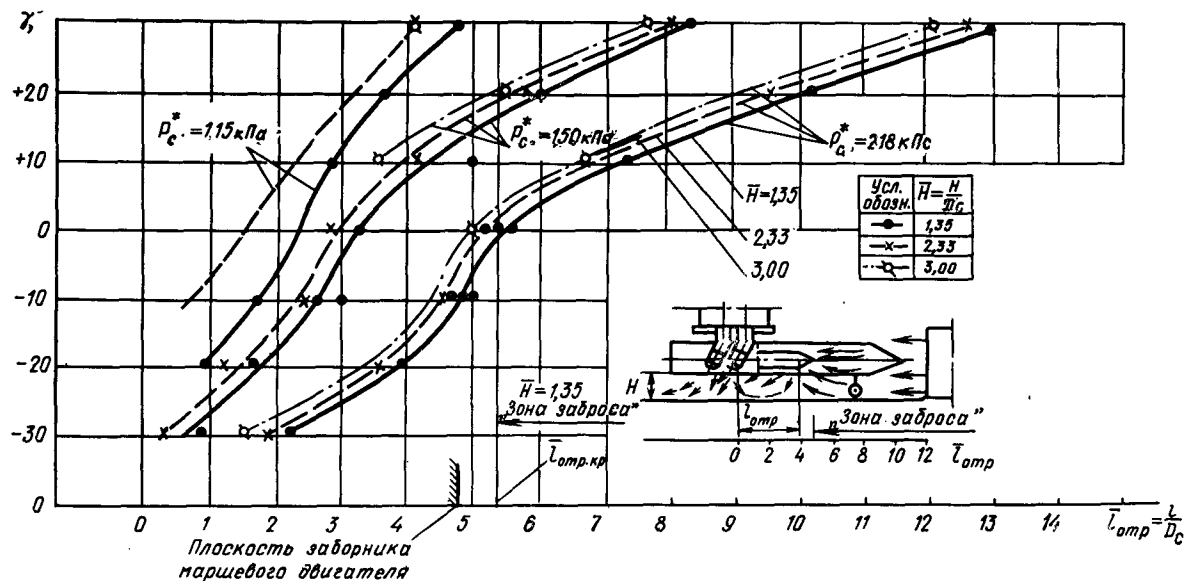


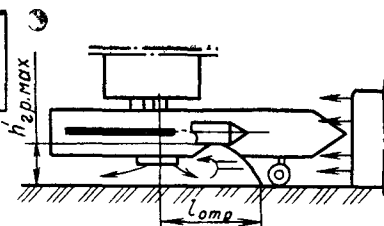
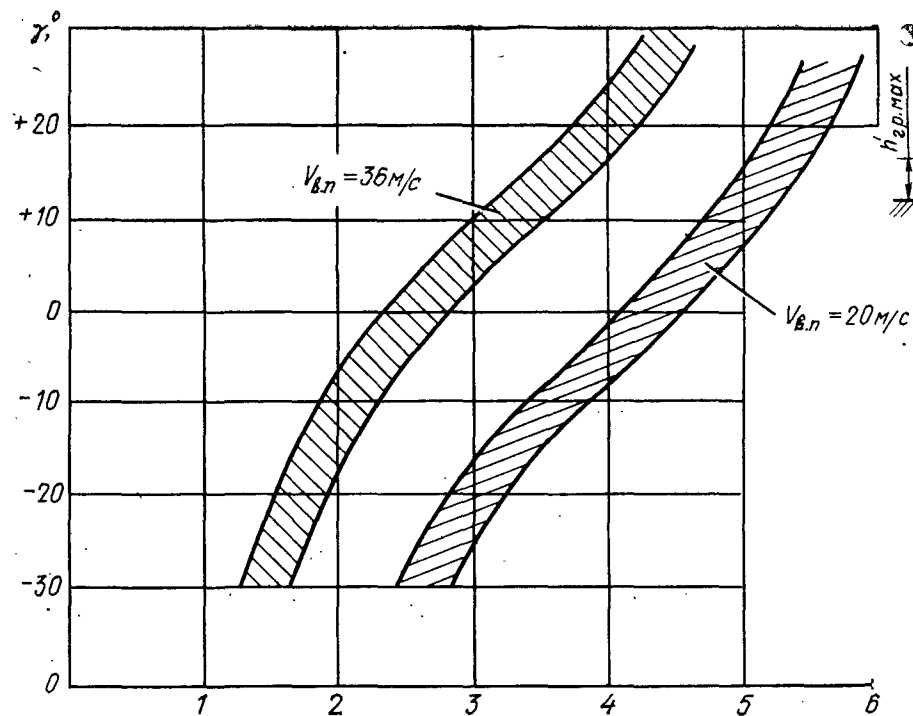
Рис. 3.48. Зависимость относительной дальности места отрыва потока от угла истечения выходных струй и давления на входе в сопло при скорости набегающего потока 30 м/с

заборника. На рис. 3.47 и 3.48 приведены зависимости относительной дальности отрыва потока $\bar{l}_{\text{отр}}$ от углов истечения выходных струй γ , давления перед соплом p_c^* . На рис. 3.47 эти зависимости приведены для скорости набегающего потока 20 м/с, а на рис. 3.48 — для 36 м/с. Из данных рис. 3.47 и 3.48 следует, что характер кривых и количественные результаты мало зависят от высоты положения СВВП над площадкой в диапазоне $\bar{H}=1,35..3$. На координату точки отрыва потока существенное влияние оказывают углы истечения выходных струй и давление на входе в сопло двигателей, а также скорость набегающего внешнего потока. Так, при углах истечения потока — $10..+30^\circ$ и давлениях на входе в сопла 150..218 кПа при скорости внешнего потока 20 м/с имеет место заброс выходных струй в заборник подъемно-маршевого двигателя. На скорости внешнего потока 30 м/с при углах истечения $0..-30^\circ$ во всем диапазоне давлений на входе в сопла не наблюдается заброса и только на положительных углах истечения ($0..+30^\circ$) он имеет место. Это значит, что с увеличением скорости внешнего потока отрыв струи начинается на расстояниях меньше критических и поток выходных струй пригибается ниже воздухозаборника.

На рис. 3.49 приведена зависимость максимальной высоты гребня повернутой выходной струи двигателей от угла истечения струй для скоростей внешнего потока 20 и 36 м/с при давлении на входе в сопло 214 кПа и относительной высоте положения СВВП над площадкой 1,35. С изменением углов истечения от положительных до отрицательных высота гребня значительно уменьшается, также она уменьшается с увеличением скорости внешнего потока. При скорости внешнего потока 20 м/с относительная высота гребня составляет 5,2 для угла истечения струй $+20^\circ$ и 2,7 для угла -20° , а для скорости 36 м/с — 3,8 и 1,5 соответственно.

На рис. 3.50 приведены векторные диаграммы скоростей потока в диапазоне \bar{l} от -3 до $+8$. Векторные диаграммы снимались в вертикальной плоскости симметрии модели СВВП на высотах над поверхностью площадки от 5 ($\bar{h}_к=0,083$) до 48 мм ($\bar{h}_к=0,8$). Из векторной диаграммы следует, что при скорости внешнего потока 36 м/с точка отрыва находится на расстоянии 4,7..4,8 диаметра сопла. Этот результат хорошо подтверждает полученные данные с помощью разных способов визуализации потоков.

Зависимость статических давлений от относительного



$$\bar{h}_{гр max} = \frac{h_{гр max}}{D_c}$$

Рис. 3.49. Зависимость относительной максимальной высоты $\bar{h}_{гр max}$ гребня повернутой выходной струи от угла истечения струй для скоростей внешнего потока 20 и 36 м/с

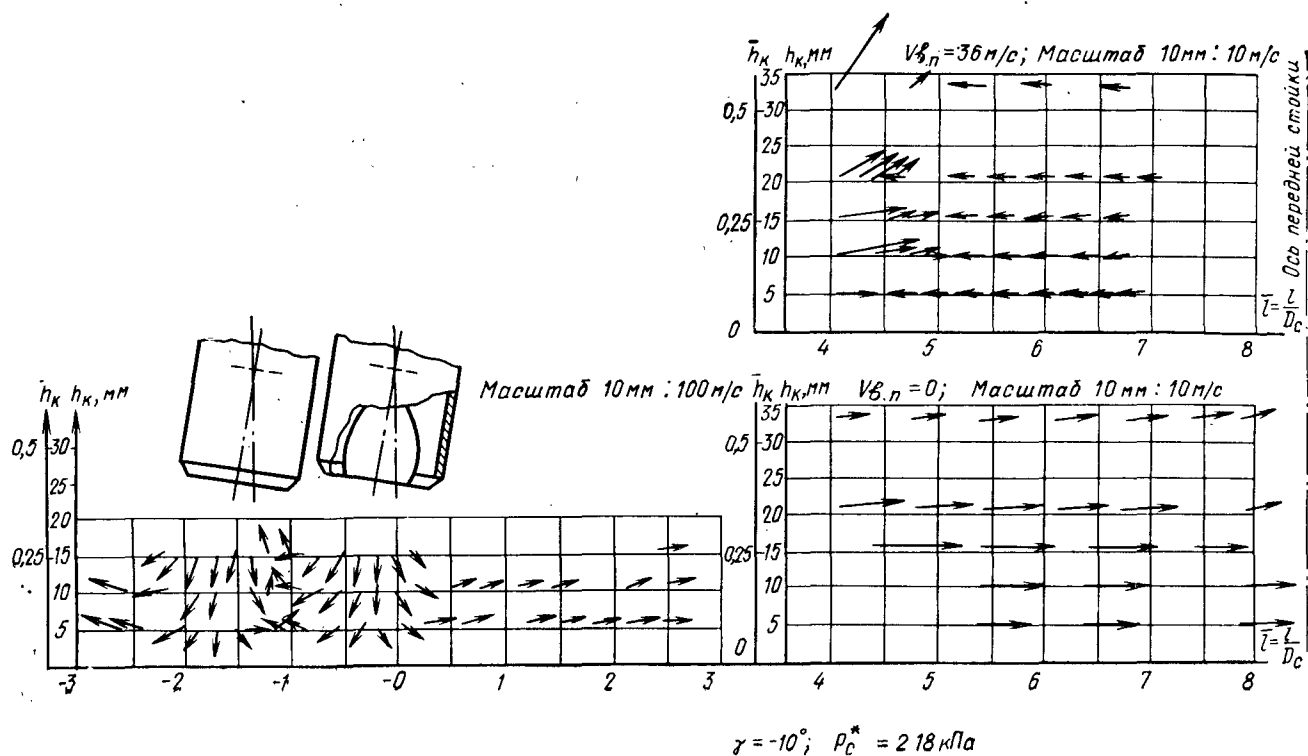


Рис. 3.50. Векторные диаграммы скоростей потока на равных расстояниях от сопел и разных высотах над поверхностью площадки ($\bar{h}_k = h_k/D_c$, h_k — высота замера над поверхностью площадки)

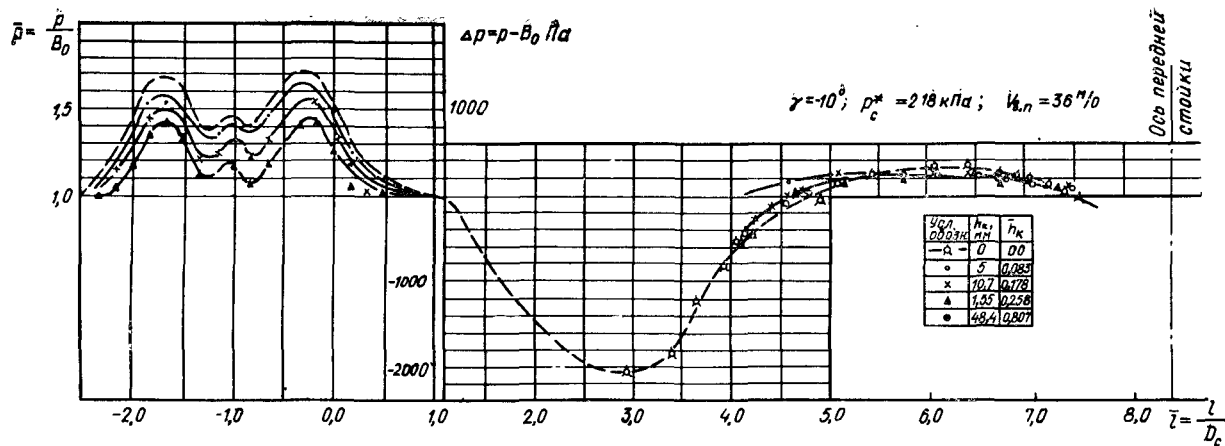


Рис. 3.51. Зависимость относительного статического давления от относительного расстояния для разных высот замеров над площадкой

расстояния \bar{l} для разных высот замеров над площадкой приведена на рис. 3.51. Можно выделить три области: первая в зоне $\bar{l} = -2,5 \dots 1$, где статическое давление больше атмосферного; вторая в зоне $\bar{l} = 1 \dots 4$, где статическое давление меньше атмосферного, и третья в зоне $\bar{l} = 4 \dots 7,5$, где давление близко или несколько выше атмосферного. В точке перехода от второй к третьей зоне имеет место точка отрыва потока.

С целью выявления влияния работы подъемно-маршевого двигателя на взаимодействие струй подъемных двигателей с набегающим внешним потоком были проведены эксперименты с отсосом воздуха через воздухозаборник подъемно-маршевого двигателя. Давление разрежения в районе горла воздухозаборника устанавливалось 4,9 кПа. Выявлено по результатам эксперимента, что наличие разрежения в воздухозаборнике не оказывает заметного влияния на характер взаимодействия потоков. При работе подъемных двигателей на малом газе и отсутствии внешнего потока наблюдается большой заброс газов на вход в воздухозаборник.

Попадание горячих газов на вход в двигатель может быть уменьшено рядом мер, которые сводятся к следующему:

- 1) предотвращение попадания газов в заборники двигателей с помощью физических преград;
- 2) отклонение выхлопных струй от вертикального направления.

В первом случае может быть использован способ «аэродинамического щита», заключающийся в том, что через ряд отверстий, расположенных по периметру входа в воздухозаборник, продувается от периферии к центру воздух, отобранный за компрессором двигателя. Испытание установки из двух подъемных двигателей показало, что выдувание очень небольшого количества воздуха вперед (перпендикулярно к продольной оси самолета) по периметру заборника первого из двух двигателей уменьшает среднюю потерю тяги с 8 до 1% и заброс температур в среднем с 25 до 5°С.

Заметно уменьшаются местные пиковые значения температуры в заборнике — с 50 до 10...7°С. При этом расход выдуваемого воздуха (менее 1%) вызывает очень малые потери тяги двигателя.

Представляется возможным использовать «механический щит» в виде створок из листового материала, образующих барьер для горячих газов. Этот щит располагается

под фюзеляжем, он выдвигается перед взлетом и посадкой, убирается в полете.

При испытаниях с изменением направления струи было установлено, что отклонение струи назад на $10...20^\circ$ не приводит к попаданию газов в воздухозаборник даже при неблагоприятной компоновке. Отклонение струи при взлете может привести к траектории полета, наклоненной в начале под углом, приблизительно равным углу отклонения струи.

Кроме того, в целях уменьшения попадания выхлопных газов на вход в двигатель рекомендуется не допускать работу двигателей СВВП на режиме малого газа. Это значит, что запуск и разгон двигателя необходимо производить с соплами, отклоненными назад, до тех пор, пока самолет не начнет двигаться вперед («катиться»), после чего сопла поворачиваются вниз и таким образом осуществляется взлет. В результате самолет находится в среде горячих выхлопных газов минимальное время.

Для снижения засасывания горячих газов в воздухозаборники необходимо восходящую пелену фонтана, натекающую снизу на фюзеляж, направить в боковых направлениях от фюзеляжа. При этом эти отклоненные потоки должны обладать достаточно высокой энергией, чтобы удалить горячие газы на значительные расстояния от воздухозаборников. Такое отклонение горячих газовых восходящих потоков возможно, если установить специальные щитки (экраны). Экспериментально установлено, что установка таких щитков является эффективным средством снижения температуры в воздухозаборниках СВВП указанной схемы. Повышение температуры в воздухозаборнике без щитков при высоте положения воздухозаборника $H/D_3 = 2...6$ составляет $15...25^\circ\text{C}$. С увеличением расстояния H/D_3 более 6 повышение температуры на входе в воздухозаборник непрерывно снижается и на $H/D_3 = 10$ составляет менее 5°C . Установка на фюзеляже щитков с относительной длиной $l/D_3 = 5,4$ и относительной шириной $b/D_3 = 0,55$ на высотах положения воздухозаборника H/D_3 от 2 до 6 составляет величину $2...3^\circ\text{C}$. Ширина щитков $b/D_3 = 0,55$ достаточна для обеспечения потока под углом и в стороны от воздухозаборников. При этом угол отклонения восходящей пелены газового потока приближается к углу поверхности раздела потоков. Установка щитков в области входных сечений воздухозаборников не приводит к существенному снижению прироста температуры, потому что щитки в этом месте не изменяют структуру потока в окрестностях воз-

духозаборника. Отрыв потока происходит сбоку, и пелена движется в сторону самолета по ветру. В этом случае поворачиваются значительно бóльшие массы газовых струй по сравнению с лобовым потоком и увеличивается попадание газов в воздухозаборники. В этом случае отражающие щитки малоэффективны.

Величина максимального прироста температуры и скорость набегающего лобового потока, начиная с которой не происходит попадание горячих газов на вход в воздухозаборник, уменьшаются с увеличением расстояния положения воздухозаборников над поверхностью площадки.

Изучение имеющихся исследований по попаданию горячих газов выхлопных струй в воздухозаборник СВВП на режиме взлета, посадки и висения вблизи поверхности ВПП позволяет определить следующие пути уменьшения этого попадания.

Целесообразно компоновать двигатели и их выходные устройства на самолете таким образом, чтобы при натекании выхлопных струй на ВПП образовался поперечный фонтанный поток. Отражающие щитки необходимо располагать в нижней части фюзеляжа в месте удара фонтанного потока, чтобы отклонять его в боковых направлениях. Необходимо управление щитками для отклонения фонтанного потока при изменении режимов работы двигателей, углов тангажа самолета; воздухозаборники располагать как можно выше от поверхности ВПП; использовать дополнительные воздухозаборники при взлете и посадке на верхних поверхностях самолета и скоростной напор впереди распространяющейся пристеночной струи подъемных двигателей.

Одним из путей снижения попадания горячих газов в воздухозаборники является изменение направления течения выходных струй в пристеночной зоне благодаря специальным отклоняющим устройствам на площадках.

Глава 4

ПОСАДКА КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ НА ПАЛУБУ КОРАБЛЯ

Корабельные самолеты могут осуществлять посадку на палубу корабля, применяя аэрофинишер, или вертикальную. Вариантом последней может быть посадка с небольшим качением (пробегом).

4.1. АЭРОФИНИШЕРНАЯ ПОСАДКА

После взлета с палубы корабля и выполнения задания самолет возвращается на авианосец и производит посадку, используя различные посадочные средства. Всегда применяется схема посадки по левому кругу, позволяющая в случае неудачной посадки (промах аэрофинишера) или неудачного захода на посадку, когда дается команда ухода на второй круг («отмашка»), отвернуть от осевой линии посадочной палубы авианосца и дать возможность производить катапультные старты и посадки на аэрофинишер. Посадка на авианосец с применением аэрофинишера — это один из самых точных маневров для корабельной авиации. Задача состоит в том, чтобы посадить самолет в пределах дистанции 30 м, т. е. в пределах расстояния от первого до последнего троса аэрофинишера в заданных (допустимых) пределах вертикальной и горизонтальной скоростей, исходя из прочности конструкции самолета и аэрофинишера, в различных условиях погоды при наличии вихревых потоков над палубой корабля и при подходе к ней, бортовой, килевой и вертикальной качки палубы корабля.

Осуществляется посадка корабельных самолетов с помощью оптической системы и (или) автоматической системы посадки.

Когда самолет выполняет последний разворот маршрута захода на посадку, летчик входит в оптическую глиссаду, формируемую оптической системой посадки. На рис.

4.1 показаны практическое применение оптической системы для различных типов самолетов, а также различные типы визуальной индикации, предусмотренные для летчика. Если самолет снижается по глиссаде с заданным углом наклона траектории, то летчик видит красный огонь оптической системы в одном ряду с огнями зеленого горизонта.

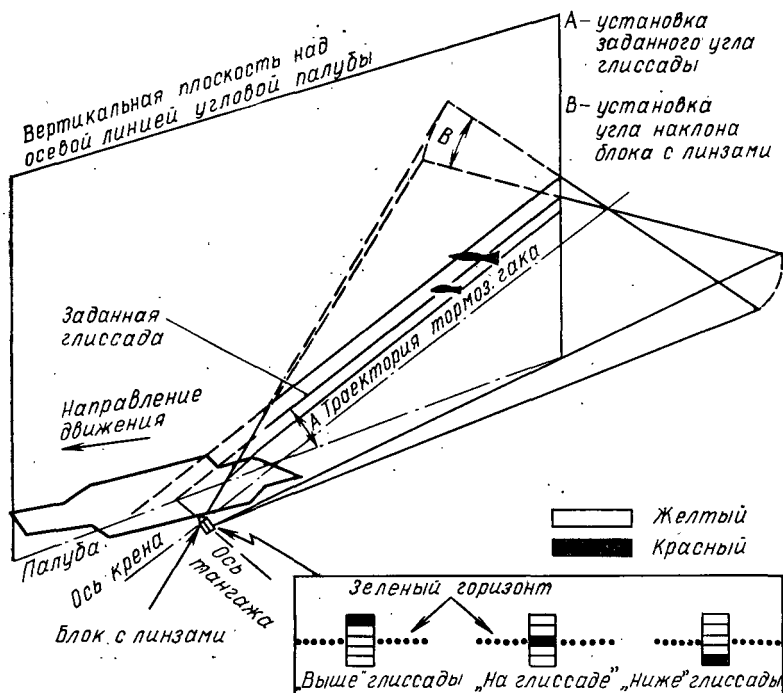


Рис. 4.1. Оптическая система посадки корабельных самолетов на палубу корабля

Если самолет идет выше или ниже глиссады, то летчик видит красный огонь оптической системы соответственно выше или ниже зеленого горизонта. Самый нижний из пяти блоков — с линзами красного цвета, что обеспечивает летчику отчетливую индикацию опасного отклонения от глиссады вниз, требующего немедленного корректирующего действия. Заданная глиссада (угол А) устанавливается поворотом блока с линзами в вертикальной плоскости. Точка касания самолетного тормозного крюка палубы (а следовательно, высота прохода крюка над обрезами палубы) ос-

тается постоянной для всех самолетов, что достигается путем изменения угла наклона блока с линзами в поперечной плоскости (угол B) для компенсации различных геометрических расстояний между летчиком и тормозным крюком у различных самолетов. Устройство стабилизации в оптической системе обеспечивает постоянство заданной глissады относительно естественного горизонта за счет компенсации колебания палубы авианосца по тангажу и крену.

При заходе на посадку на палубу авианосца применяется метод пилотирования по постоянной глissаде (постоянному углу атаки). Положение РУД, подобранное в процессе снижения по глissаде, сохраняется до касания палубы, когда может потребоваться полный газ, чтобы обеспечить необходимую тягу для ухода на второй круг. Возможность надежно выполнять этот точный тип посадки летчиком была повышена благодаря установке на всех современных палубных реактивных самолетах системы регулирования тяги при заходе на посадку, обычно называемой автоматом тяги. Автомат тяги, автоматически регулирующий воздушную скорость в заданных пределах ($\pm 3,7$ км/ч в спокойном воздухе), дает возможность летчику сосредоточивать больше внимания на выдерживании глissады, а также на выходе в створ угловой палубы. Входными сигналами, поступающими в вычислитель автомата тяги, являются угол атаки, нормальная перегрузка, угол отклонения стабилизатора или руля высоты.

Ночью и в условиях полета по приборам для эффективного и безопасного выполнения элементов посадки должны быть предусмотрены дополнительные средства обеспечения посадки. В настоящее время авианосцы оборудованы автоматическими системами посадки. Автоматическая система посадки имеет три основных режима работы. Режим 1 обеспечивает полностью автоматический заход на посадку в замкнутом контуре от входа в луч (захвата) РЛС системы до касания. Заход на посадку в режиме 2 состоит в пилотировании самолета по индикатору в кабине, на котором отображаются отклонения по вертикали и курсу от траектории захода, выдаваемые автоматической системой посадки. Режим 3 является ручным: заход на посадку выполняется летчиком по указаниям, передаваемым по радио с пункта управления посадкой на авианосце.

Автоматическая система посадки состоит, по существу, из поисковой РЛС слежения, вычислителя, наземной и бортовой линий передачи данных, как показано на рис. 4.2. В

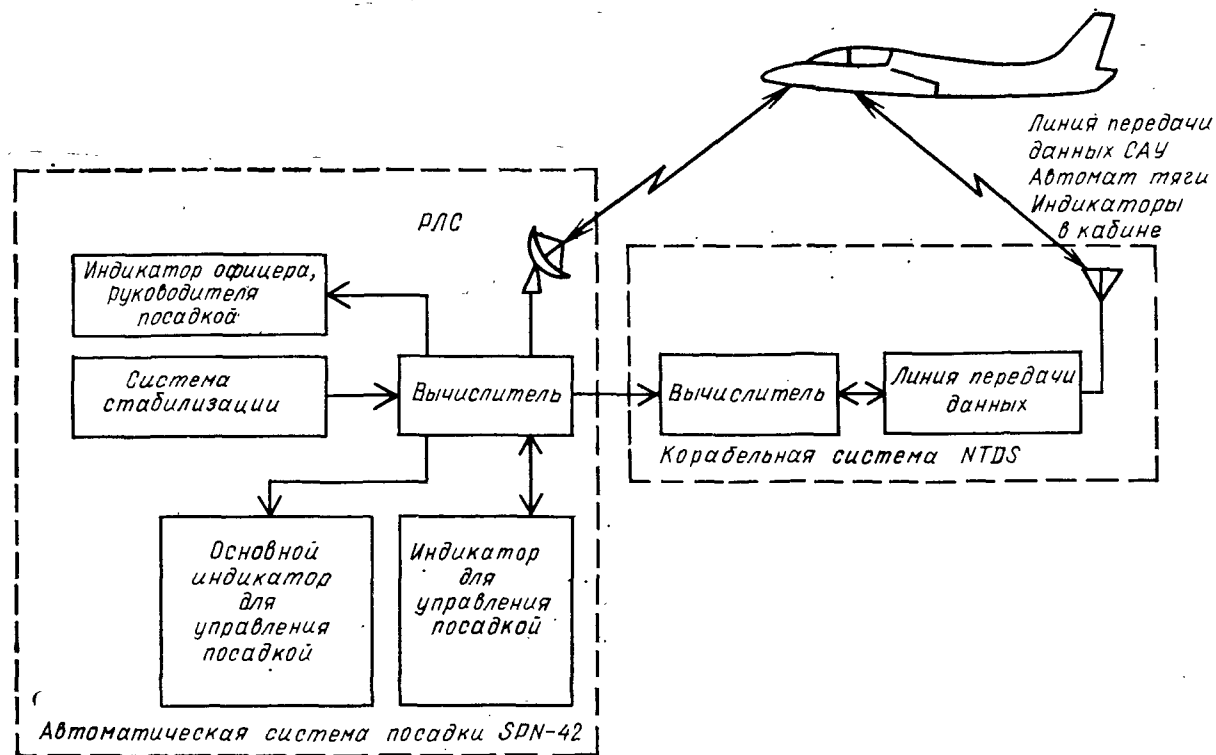


Рис. 4.2. Автоматическая система посадки корабельных самолетов на палубу корабля

вычислитель автоматической системы посадки поступают следующие входные сигналы: местоположение самолета (высота, дальность и курс) и движения авианосца (по тангажу, крену, рысканию и вертикальная качка для обеспечения стабилизированной глиссады). Вычислитель передает команды на маневр самолета по тангажу и крену в зависимости от вертикальных и боковых отклонений от заданной глиссады посредством линии передачи данных корабельной системы обработки и передачи информации о тактической обстановке NTDS. Эти командные сигналы принимаются бортовой частью линии передачи данных, которая направляет их в бортовую автоматическую систему управления, осуществляющую необходимые изменения углов тангажа и крена для вывода самолета на правильную глиссаду и курс. Необходима интеграция системы посадки с системой NTDS, так как эта линия передачи данных применяется (в режиме разделения времени) и для автоматических наведений на цель и бомбометания в процессе боевого полета самолета. В автоматическую систему посадки входит также устройство для выдерживания относительно постоянной скорости во время маневрирования при заходе.

Посадки на аэрофинишер (рис. 4.3) выполняются при различных сочетаниях тормозящей силы аэрофинишера и отрицательного продольного ускорения самолета при неблагоприятных сочетаниях массы и боевой нагрузки. Эти режимы получаются как для симметричных, так и асимметричных посадок. Предельно допустимое отклонение при асимметричной посадке на аэрофинишер составляет 20% ширины аэрофинишера, что соответствует 6—6,7 м в зависимости от типа аэрофинишера. Целью асимметричной посадки кроме определения конструктивной пригодности является определение ее влияния на характеристики боковой и путевой устойчивости самолета на пробеге во время торможения. Боковые и путевые колебания могут приводить к касанию подвешенного вооружения или консоли крыла о палубу с повреждением конструкции. Предельные асимметричные режимы получаются сначала путем увеличения смещения от оси аэрофинишера приращениями по 1,5 м от первоначального смещения 3 м при постоянных нагрузках аэрофинишера и продольном отрицательном ускорении, пока не будет достигнуто 20% ширины, а затем увеличением скорости захвата тормозным крюком самолета троса аэрофинишера до получения предельного по прочности конструкции самолета значения этой скорости.

Кроме симметричных и несимметричных посадок на

аэрофинишер встречаются различные посадочные положения самолета — по тангажу, крену и курсу — и различные скорости снижения, при которых может предположительно оказаться самолет во время посадок на авианосец. Возможны следующие типы посадок: посадка с креном и

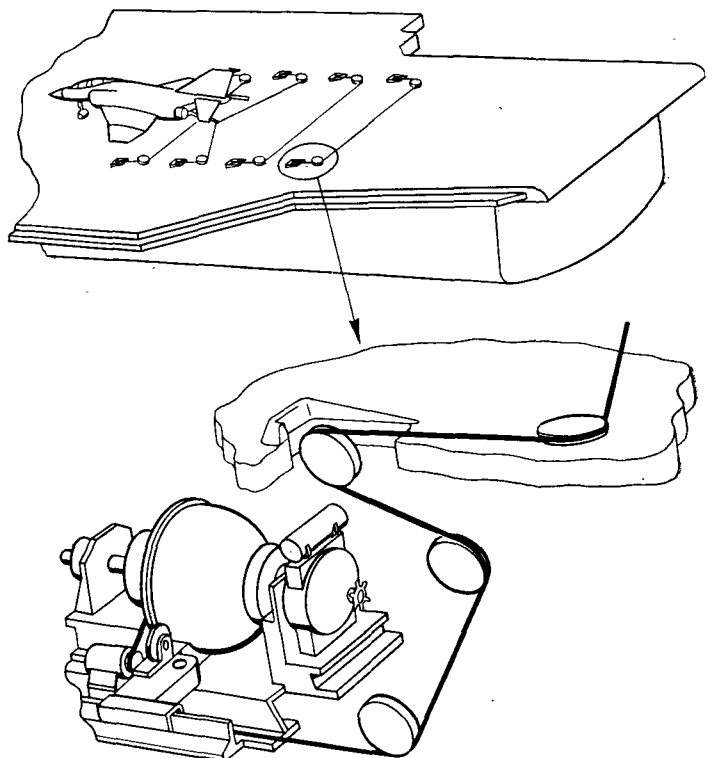


Рис. 4.3. Захват корабельным самолетом троса аэрофинишера при аэрофинишной посадке

скольжением; посадка с большой скоростью снижения со средним углом тангажа (с опущенной хвостовой частью и с опущенной носовой частью); захват троса аэрофинишера в воздухе (захват троса аэрофинишера до касания самолета палубы).

Статистические отклонения скорости снижения, угла крена и скорости захвата троса являются результатами анализа большого количества посадок на авианосец само-

летов различных типов в реальных эксплуатационных условиях.

Вследствие трудности точного выдерживания угла крена (требует отклонения руля летчиком до самого приземления) и скорости снижения (летчик должен выдерживать заданную воздушную скорость и контролировать глиссаду, образуемую оптической системой) одновременно посадки выполняются на типичном угле крена от 3 до 5° при средней скорости снижения. Возможны условия максимальной скорости снижения при минимальном угле крена 5° . В реальных условиях посадок на авианосец возможны сочетания различных углов крена и скоростей снижения также при угле скольжения до 5° . Выполняются посадки двух типов с различным сочетанием крена и скольжения — крен в том же направлении, что и скольжение, т. е. посадка в момент исправления направления по оси палубы, и крен в противоположном скольжению направлении, т. е. посадка с боковым ветром.

Посадки с большой скоростью снижения выполняются при трех следующих различных пространственных положениях самолета в продольном отношении: средний угол тангажа — угол тангажа, соответствующий балансировке самолета по траектории полета и воздушной скорости, которые предположительно будут иметь место во время посадки на авианосец; положительный угол тангажа — средний угол тангажа плюс 6° с достаточным запасом по сваливанию (не более $0,9 c_{y \max}$); отрицательный угол тангажа — средний угол тангажа минус 6° .

Неблагоприятной особенностью аэрофинишной посадки является захват аэрофинишера в воздухе, возникающий, когда летчик делает попытку выполнения запоздалого ухода на второй круг или исправления каких-либо ошибок увеличением положительного угла тангажа у самой палубы, при этом создается большой угол тангажа на малой скорости снижения и происходит захват троса аэрофинишера до приземления, как показано на рис. 2.15. В зависимости от геометрии шасси и тормозного крюка и центровки самолета результирующая тормозящая сила может оказаться ниже центра тяжести, создавая значительный пикирующий момент. Скорость опускания носа самолета, которая разовьется к моменту касания носовой стойкой шасси палубы, может привести к большим вертикальным скоростям в момент приземления и к большим нагрузкам на шасси, эквивалентным нагрузкам, испытываемым на посадочных

режимах с большой скоростью снижения и отрицательным углом тангажа.

Заход на посадку и посадка на авианосец зависят от соответствия системы летчик — планер — двигатель требуемым пилотажным качествам и летным характеристикам. Эти качества проявляются при различных вариантах управления: управление с автоматическим регулированием тяги такое же, как и при ручном управлении, только управление тягой осуществляется автоматом тяги; управление посредством автоматической системы посадки на авианосец — полностью автоматическое управление всеми системами управления полетом, включая автомат тяги.

Кроме того, необходимо рассматривать возможность самолета по уходу на второй круг в случае неудачного захода на посадку или промаха аэрофинишера. На ручное управление летчиком всеми системами управления полетом (включая регулирование тяги) в процессе удерживания самолета на курсе в створе палубы и на глиссаде влияют различные летные характеристики и характеристики управляемости самолета. Оценка самолета на посадочном режиме при испытаниях исторически проводилась летчиками-испытателями качественно, что давало противоречивые результаты. Поэтому в последние годы для более точного определения количественных характеристик самолета при минимально допустимой воздушной скорости захода на посадку с работающим двигателем были выработаны критерии, применяемые в испытаниях. Несмотря на то что критерии не все охватывают и могут меняться, хотя и незначительно, в зависимости от конкретной конструкции самолета, они определяют воздушную скорость захода на посадку, исходя из некоторых важных характеристик. Кратко они могут быть представлены следующим образом:

а) характеристики приемистости двигателя (2,5 с) от режима тяги, соответствующего нормальному заходу на посадку, до максимального режима с необходимым продольным ускорением (5,5 км/ч/с). Этот критерий частично обеспечивает соответствующие требованиям характеристики ухода на второй круг;

б) достаточный обзор летчику над носом самолета посадочной площадки и визуальных посадочных средств при определенной дистанции до приземления. В этих условиях необходимо также либо обеспечить соответствующий зазор между самолетом и палубой при приземлении, либо устанавливать устройство, поглощающее энергию, для предотвращения повреждения конструкции самолета;

в) скорость захода на посадку, составляющая не менее 110% скорости сваливания, для обеспечения летчику запаса по безопасности в случае возникновения необходимости уменьшения воздушной скорости, обусловленного маневрированием на глиссаде;

г) возможность перехода на глиссаду, превышающую на 15 м первоначальную глиссаду, из установившегося режима за определенный период времени (~ 5 с) при использовании только 50% располагаемой перегрузки и без изменения первоначального установившегося режима тяги. Этот критерий обеспечивает возможность маневрирования на глиссаде только с помощью продольного управления.

Еще одним важным фактором для оценки характеристик захода на посадку самолета являются характеристики продольной и поперечной управляемости. Эффективность, демпфирование и механические характеристики продольного и поперечного управления должны быть такими, чтобы летчик мог производить точные изменения по тангажу и крену для координированного исправления ошибок по глиссаде и курсу.

Устойчивость самолета по скорости — тяге или устойчивости на траектории полета также является важным фактором для оценки характеристик захода на посадку самолета. Устойчивость на траектории полета, непосредственно связанная с кривой потребной тяги, представляет собой изменение угла наклона траектории полета в зависимости от воздушной скорости. При этом воздушная скорость изменяется только посредством продольного управления (постоянное положение РУД). Желательно, чтобы самолет обладал возможностью маневрирования на постоянном режиме тяги при незначительных изменениях угла атаки и чтобы потребная тяга уменьшалась при увеличении угла атаки и увеличивалась при его уменьшении. Это качество самолета дает летчику возможность вносить необходимые для получения требуемой глиссады исправления с помощью продольного управления, исправлять угол атаки до требуемого для захода на посадку и затем подрегулировать тягу изменением первоначального ошибочного положения РУД.

Если другие характеристики самолета требуют, чтобы воздушная скорость захода на посадку лежала в области, где уменьшение воздушной скорости приводит к увеличению потребной тяги, то необходимо, чтобы это увеличение, обусловленное увеличением лобового сопротивления, не было значительным. С точки зрения устойчивости самолета

на траектории полета необходимо, чтобы при колебаниях (уменьшении) воздушной скорости в пределах 9 км/ч увеличение лобового сопротивления не привело к увеличению градиента зависимости угла наклона траектории от воздушной скорости более чем на $0,027^\circ/\text{км/ч}$. Кроме того, нежелательно, чтобы воздушная скорость захода на посадку лежала в области, где происходит незначительное изменение угла наклона траектории полета при изменении воздушной скорости в большом диапазоне.

Как уже говорилось выше, автомат тяги облегчает летчику задачу пилотирования по воздушной скорости — углу атаки во время захода на посадку. Необходимо, чтобы входные сигналы изменения угла атаки (α), нормального ускорения (n_y) и угла отклонения руля высоты (δ_v), поступающие в вычислительное устройство автомата тяги, были приведены в максимальное соответствие с конкретной системой летчик — планер — двигатель. Вычислительное устройство автомата тяги подает команды на изменения тяги ΔP в зависимости от коэффициентов усиления K и постоянных времени τ различных входных сигналов.

Сигнал ошибки по углу атаки состоит из трех отдельных членов.

Первый член меняет тягу с темпом, пропорциональным ошибке в угле атаки, для компенсации любого изменения угла наклона траектории полета. Второй член меняет тягу прямо пропорционально ошибке по углу атаки для сохранения постоянства воздушной скорости при изменении лобового сопротивления от изменения угла атаки. Третий член также прямо пропорционален ошибке по углу атаки, изменяет режим тяги для коррекции ошибки по воздушной скорости. Член нормального ускорения компенсирует отклонение от установившегося режима полета (приращение перегрузки). Член угла отклонения руля высоты обеспечивает изменения тяги, пропорциональные отклонению летчиком ручки управления в продольном отношении для компенсации аэродинамического запаздывания между командным сигналом летчика и изменением угла атаки.

Предварительные коэффициенты усиления и постоянные времени в уравнениях автомата тяги получают посредством моделирования на ЭВМ до береговых испытаний. Характеристики автомата тяги оцениваются с точки зрения его способности выдерживать требуемые угол атаки и воздушную скорость в процессе маневрирования на глиссаде и по курсу. Как правило, требуется последующая моди-

фикация первоначального уравнивания автомата тяги для получения удовлетворительных характеристик. Если во время береговых испытаний получены удовлетворительные характеристики автомата тяги, то проводятся испытания в условиях авианосца в целях определения влияния спутной струи (завихрения) за авианосцем на характеристики автомата тяги во время как незначительных, так и больших ошибок относительно глиссады и по курсу. Различные коэффициенты усиления и постоянные времени, создаваемые электрическими средствами, меняются по мере надобности для получения удовлетворительных характеристик. Вероятно, самым важным параметром автомата тяги является член, учитывающий отклонения руля высоты, поскольку именно он исключает время запаздывания изменения угла атаки при отклонении руля высоты. Установлено, что благодаря введению сравнительно меньшей постоянной времени (высокая частотная характеристика) можно обеспечить лучшие характеристики автомата тяги и что эта постоянная времени должна быть меньше при увеличении угла тангажа, чем при его уменьшении. Эта характеристика дает летчику возможность эффективно корректировать положение самолета при отклонениях от глиссады вниз быстрым увеличением тяги в момент взятия ручки управления на себя и задержкой уменьшения тяги в том случае, когда летчик отдает ручку, чтобы прекратить изменение тангажа. Предотвращение чрезмерного уменьшения тяги помогает системе летчик — самолет — автомат тяги успешно справляться с исправлением значительных отклонений от глиссады при прохождении воздушной ямы, создаваемой завихрением непосредственно за авианосцем. Конечным результатом является то, что продольное управление эффективно меняет тягу при выполнении коррекций траектории, требующих увеличения угла атаки, и неэффективно меняет тягу при выполнении коррекций траектории, требующих уменьшения угла атаки, что приводит к тому, что не отклонение ручки от себя, а уменьшение угла атаки становится основным параметром, регулирующим уменьшение тяги.

Турбулентность за авианосцем требует, как правило, сравнительно низкого коэффициента усиления и большой постоянной времени в канале угла атаки. Когда самолет проходит зону завихрения, происходят беспорядочные и нежелательные изменения угла атаки, вызывающие необходимость слишком частых перемещений РУД. Следовательно, коэффициенты усиления и постоянные времени в канале угла атаки являются компромиссом между требуемы-

ми высоким коэффициентом усиления — малой постоянной времени для пилотирования по глиссаде в спокойной атмосфере и коэффициентом усиления (постоянной времени), потребным для обеспечения соответствующего перемещения РУД.

Параметры угла атаки и нормального ускорения оказывают противоположное влияние на выходные сигналы вычислительного устройства автомата тяги и сами по себе обеспечивают демпфирование любого колебательного движения, которое может возникать в процессе маневрирования на глиссаде. Например, во время коррекции с опусканием носа (отдача ручки от себя) уменьшение угла атаки вызывает уменьшение тяги, а уменьшение нормального ускорения вызывает увеличение тяги.

Как указывалось выше, автоматическая система посадки на авианосец при работе в замкнутом контуре обеспечивает полностью автоматический заход на посадку от момента входа в луч РЛС до приземления посредством управления по углам тангажа и крена самолета в зависимости от отклонений от глиссады и курса как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости. Изменения угла тангажа и крена осуществляются системой автоматического управления, а управление воздушной скоростью во время маневрирования — автоматом тяги. Поэтому необходимы достаточно удовлетворительные собственные частотные характеристики самолета при наличии системы автоматического управления для получения удовлетворительных частотных характеристик при работе в замкнутом контуре с реализацией уравнений управления автоматической системы посадки. Собственные частоты продольных и поперечных колебаний самолета и коэффициенты демпфирования при разомкнутом контуре определяются путем измерения реакции самолета на ступенчатые команды по тангажу и крену и синусоидальные команды при различных частотах. «Потребное» демпфирование представляет собой компромисс между плохими вертикальными частотными характеристиками на глиссаде, которые дает система со слишком высокой степенью демпфирования, и плохими вертикальными частотными характеристиками на глиссаде, которые дает система со слабой степенью демпфирования. Эти характеристики замкнутого контура определяются у самолета, управляемого автоматической системой посадки, таким же образом, как и характеристики в незамкнутом контуре.

После получения удовлетворительных частотных харак-

теристик в замкнутом контуре выполняются береговые посадки для оценки приемлемости условий пилотирования по глиссаде и условий приземления самолета (например, пространственные положения и скорости изменения параметров) в пределах допустимой зоны приземления на палубу. Имеет место определенная область разброса характеристик в контуре самолет — автоматическая система посадки при снижении по глиссаде и разброса точек приземления в различных условиях работы на авианосце от неподвижной палубы и средней скорости воздушного потока над палубой 45—65 км/ч до значительной качки палубы и скорости воздушного потока более 74 км/ч.

Результаты оценок показали, что интенсивная турбулентность, сопровождающая качку палубы, и сильный воздушный поток могут приводить к неудовлетворительным характеристикам управления в контуре самолет — автоматическая система посадки.

Независимо от типа управления самолетом (т. е. ручного, посредством автомата тяги или по автоматической системе захода на посадку), применяемого в процессе захода на посадку, как правило, требуется выполнение маневра ухода на второй круг в критической ситуации захода на посадку, возникающей, когда самолет приближается к авианосцу при неблагоприятном пространственном положении, воздушной скорости и (или) скорости снижения. Критичность ухода на второй круг зависит от потери высоты, затрачиваемого времени и управляемости самолета в процессе выполнения маневра по уходу из неблагоприятного положения. Для минимизации работы ручкой управления идеальной техникой пилотирования были бы вывод двигателя на максимальный режим тяги и выдерживание постоянного угла тангажа до выхода в горизонтальный полет. Однако недостаточно удовлетворительные характеристики самолетов до настоящего времени исключали применение этого метода.

Как правило, уходы на второй круг выполняются при различных воздушных скоростях (требуемая воздушная скорость захода на посадку $\pm 18,5$ км/ч) и скоростях снижения (средняя скорость снижения ± 3 м/с) посредством применения техники пилотирования, предполагающей вывод двигателя на максимальный режим, выдерживание постоянным угла атаки, который был при заходе на посадку, и определения потери высоты и соответствующего времени, потребного для выхода в горизонтальный полет. Если же требуется улучшение характеристик ухода на второй круг,

может применяться менее желательная техника пилотирования, предполагающая увеличение углов атаки самолета при уходе по сравнению со значением, которое было при заходе на посадку. Эта техника пилотирования имеет недостатки, поскольку приводит к непреднамеренному захвату троса аэрофинишера в воздухе (до касания палубы) и требует, чтобы летчик выполнял маневры на углах атаки, близких к углу атаки, на котором уже могут появиться трудности в пилотировании.

Результаты испытаний, полученные на различных типах самолетов, показали, что характеристики ухода на второй круг будут удовлетворительными в том случае, если будут удовлетворены следующие критерии, полученные в процессе выполнения ухода на второй круг при заходе на посадку на требуемом угле атаки: потеря высоты не более 6 м; время выхода в горизонтальный полет не более 2,5 с при продольном ускорении 5,55 км/ч/с при температуре воздуха 32° С; управляемые изменения угла тангажа самолета не более +5°.

Еще одной важной особенностью посадки корабельных самолетов является поведение самолета при незахвате аэрофинишера. Хотя техника пилотирования при нормальной посадке предполагает выход на максимальный режим тяги при приземлении, маневр ухода при незахвате аэрофинишера может оказаться критическим при предельных условиях окружающей среды (слабый воздушный поток над палубой и высокая температура воздуха) и режимах самолета (передняя центровка и воздушная скорость ниже оптимальной при заходе на посадку), обуславливающих недостаточно удовлетворительные аэродинамические и летные характеристики для предотвращения опасной просадки самолета за обрезом угловой палубы. Максимально допустимое расстояние, на котором будет происходить просадка, зависит от размеров самолета (критическим является зазор между самолетом и кораблем), но не должна превышать 3 м.

4.2. ВЕРТИКАЛЬНАЯ ПОСАДКА

Командования ВМС, в первую очередь США и Великобритании, форсируя наращивание боевой мощи флотов, большое внимание уделяют развитию палубной авиации, в частности совершенствованию самолетов с вертикальным или укороченным взлетом и посадкой типа «Харриер», созданию новых средств обеспечения их полетов.

Как подчеркивается в зарубежной печати, в американских ВМС «Харриер» базируются на универсальные десантные корабли типа «Тарава» и десантные вертолетоносцы «Иводзима», а в английских ВМС — на противолодочные авианосцы типа «Инвинсибл». Хотя летчики этих самолетов считаются достаточно опытными, однако, по данным иностранной прессы, нередки случаи аварий во время полетов, прежде всего на этапе посадки на палубу корабля ночью.

Специалисты морской авиации США отмечают, что безопасность полетов на самолетах типа «Харриер» обеспечивается не только высокой профессиональной подготовкой летчиков, но и в значительной мере совершенством корабельной светотехнической системы визуальной посадки. Поэтому вопросу ее развития придается особое значение. В зарубежной печати отмечается, что светотехническая система, имевшаяся на десантных кораблях, не обеспечивает безопасность ночных полетов самолета типа «Харриер». Отмечается также, что установленная на авианосцах светотехническая система посадки самолетов с помощью светового луча, образующего глиссаду планирования, не отвечает требованиям безопасности полетов самолетов. Объясняется это следующими причинами.

Во-первых, летчику сложно удержать самолет с вертикальным или укороченным взлетом и посадкой на заданной глиссаде планирования в момент перехода от управления им по приборам к визуальному, особенно при торможении самолета на расстоянии примерно 1500 м от корабля.

Во-вторых, на участке планирования (в 13—15 км от корабля) самолет летит в переходном режиме, когда сопла двигателя повернуты вниз. При этом большая часть массы самолета поддерживается за счет тяги двигателя, а не подъемной силой крыла, и даже незначительное изменение оборотов ротора двигателя приводит к отклонению траектории полета от заданной глиссады. Летчику приходится активно работать ручкой управления, чтобы удерживать самолет в узком луче глиссады планирования, что является трудной задачей.

В-третьих, на дальности около 2 км от авианосца отклонение сопел двигателя вниз на 40—80° сопровождается набором высоты и, как следствие, выходом самолета из глиссады. Уменьшение же числа оборотов ротора, как это делается на обычных самолетах, приводит к его провалива-

нию за пределы нижней границы луча глissады планирования. Чтобы выйти на глissаду вновь, необходимо значительно увеличить обороты ротора двигателя. Таким образом, попытки летчика удержатъ самолет на глissаде планирования вызывают весьма нежелательные изменения угла атаки.

Считается также, что и система освещения палубы авианосца не обеспечивает безопасного подхода, зависания и посадки в ночных условиях. Как указывается в западной печати, до 1980.года основными средствами ночной посадки на корабль были: навигационная система ТАКАН, посадочная РЛС, линзы Френеля, габаритные огни корабля и средства освещения палубы. Ночные полеты на самолетах «Харриер» выполнялись только в простых гидрометеорологических условиях при достаточном количестве топлива в баках и наличии запасного берегового аэродрома.

Английские специалисты предложили к испытанию на противолодочном авианосце «Гермес» новую светотехническую систему ночной посадки, после чего она была установлена на американском универсальном десантном корабле «Тарава» для дальнейшей оценки. По данным зарубежной прессы, она состоит из четырех элементов: индикатора горизонтального захода по глissаде HAP1, проблескового индикатора захода на посадку PCOLS, индикатора положения самолета в режиме висения HP1, комплекта натриевых светильников. Система облегчает летчику пилотирование самолета на различных этапах захода на посадку ночью и днем как в простых, так и в сложных гидрометеорологических условиях.

Двухцветный индикатор горизонтального захода на глissаду (HAP1) показывает летчику местонахождение самолета относительно оптимальной глissады планирования. Он состоит из двух огней большой интенсивности, расположенных по левому борту корабля на расстоянии 91,5 м друг от друга, каждый из которых стабилизирован по качке и разделен по высоте линзами Френеля на две равные части (красный — внизу и белый — наверху). Если летчик будет входить в зону действия огней ниже заданной глissады, то он увидит красный огонь над красным, если же поднимется выше глissады, то белый над белым. При полете точно по глissаде, угол которой составляет $2,1^\circ$, летчик будет видеть красный огонь над белым (рис. 4.4). В ясную погоду огни HAP1 заметны на расстоянии до 15 км и служат дополнительным ориентиром для захода по курсу посадки.

Проблесковый индикатор захода на посадку (PCOLS, рис. 4.5) кроме постоянных красного и белого огней (как у НАР1) имеет дополнительные красный и белый проблес-

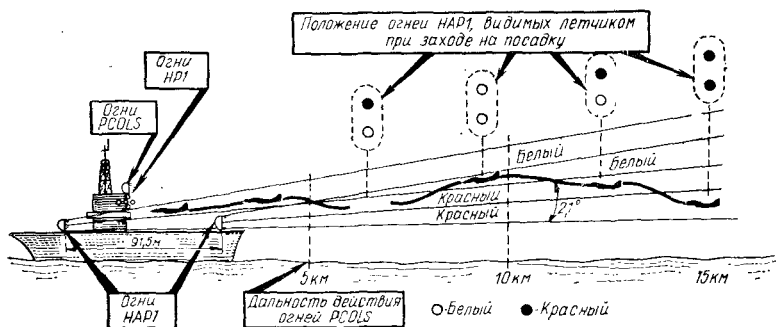


Рис. 4.4. Оптическая система посадки самолетов вертикального взлета и посадки на палубу корабля

ковые (соответственно на нижней и верхней границах заданной глиссады с углом около $2,8^\circ$).

Если огни, расположенные на задней части надстройки, стабилизированы по качке, то их видно в пределах 5 км от корабля. Если самолет будет входить в глиссаду **снизу**, то летчик увидит красный проблесковый огонь, вы-

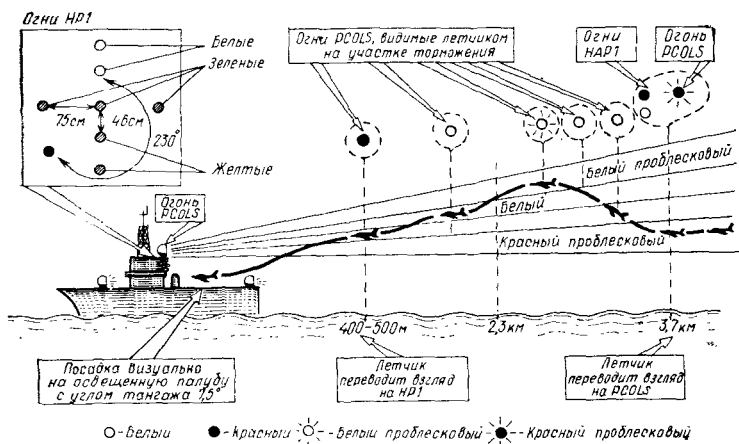


Рис. 4.5. Проблесковый индикатор захода на посадку корабельным СВВП

ше глиссады — белый проблесковый, находясь на глиссаде, он будет наблюдать постоянный красный или белый огонь, что означает в общем хороший заход, но с небольшим принижением или превышением оптимальной оси глиссады планирования.

Индикатор положения самолета в режиме висения (HP1) установлен в кормовой части надстройки, и летчик может видеть его с расстояния около 500 м до момента посадки в заданную точку полетной палубы. Индикатор стабилизирован и помогает летчику ночью определять относительную скорость перемещения самолета в трех плоскостях. В него входят восемь огней, четыре из которых расположены вертикально один над другим (два верхних белого цвета, а два нижних желтого). Расстояние между ними 46 см. Вертикальный ряд огней пересекается горизонтальным, состоящим из трех зеленых, удаленных друг от друга на 75 см. Восьмой (ориентирный) огонь красного цвета выдвинут от вертикального ряда огней в сторону кормы на специальной штанге, направленной под углом 230° к диаметральной плоскости корабля. Эта группа огней, расположенных в трех плоскостях, помогает летчику ночью лучше ориентироваться в пространстве на завершающем этапе посадки и определять оптимальную высоту висения. Считается, что знание скорости, с которой огни перемещаются относительно друг друга при снижении, наборе высоты или приближении к ним, значительно облегчает управление самолетом с момента зависания и до завершения посадки на палубу.

Комплект натриевых ламп является неотъемлемой частью всей светотехнической системы и, по мнению западных специалистов, значительно повышает ее эффективность. Они расположены на верхней палубе так, чтобы освещать место посадки, островную надстройку корабля и кормовой срез ровным светом, не ослепляющим летчика и до минимума снижающим количество теней. Эти лампы не оказывают отрицательного воздействия на другие элементы светотехнической системы визуальной посадки и дают летчику возможность трехмерного восприятия корабля с расстояния 900 м, на котором наиболее вероятна потеря летчиком пространственной ориентировки. Считается, что правильное определение размеров и перспективы корабля на критических этапах полета (режимы торможения и висения) является залогом безопасной посадки в ночных условиях.

По данным американской печати, посадка самолета

«Харриер» в ночных условиях происходит следующим образом.

Заход на посадочный курс осуществляется по навигационной системе ТАКАН и командам диспетчера посадочной РЛС. На удалении около 15 км при хорошей видимости летчик наблюдает огни индикатора HAPI и входит в глиссаду на высоте около 550 м, стараясь пилотировать самолет таким образом, чтобы все время видеть красный огонь над белым. Скорость полета выдерживается в пределах 400...450 км/ч.

Если летчик будет вести самолет точно по глиссаде, то на расстоянии около 5 км от корабля увидит красный проблесковый огонь PCOLS. На дальности 4 км он переводит взгляд с индикатора HAPI на PCOLS и при угле тангажа 8° начинает торможение путем поворота сопел двигателя на $40...80^\circ$ вниз. Самолет резко набирает высоту и входит в другую глиссаду, образованную огнями PCOLS. Скорость постепенно снижается до 150...200 км/ч. Летчик стремится удерживать самолет на глиссаде таким образом, чтобы видеть красный или белый огонь постоянного свечения, не допуская при этом «проваливания» самолета и выхода его из оптимальной глиссады планирования. Когда полет станет устойчивым, двигатель следует перевести на такой режим работы, чтобы скорость снижения составляла около 2 м/с.

На дальности почти 500 м от корабля летчик переводит взгляд на огни индикатора HP1 и снижается до высоты около 45 м, пока отчетливо не увидит освещенный корабль. Затем, ориентируясь визуально с помощью огней индикатора HP1, он переводит самолет в режим устойчивого висения и при угле тангажа $7,5^\circ$ выполняет посадку.

По сведениям прессы, несмотря на проведенные работы по совершенствованию основных элементов светотехнической системы визуальной посадки самолетов типа «Харриер» ночью на десантном корабле «Тарава», она еще не может быть признана совершенной, отвечающей требованиям безопасности полетов, особенно в сложных метеорологических условиях. Работы по ее совершенствованию продолжаются.

При применении самолетов вертикального взлета и посадки с кораблей, в особенности небольших кораблей типа эсминец, может возникнуть ряд серьезных технических задач, связанных со сложным характером движения палубы корабля и его влиянием на изменение подъемной силы

СВВП, возмущающих моментов и в результате на его устойчивость и управляемость.

При висении самолета вблизи палубы корабля и сложных пространственных движениях палубы (по вертикали, кормовой и бортовой качке) меняется геометрическое положение самолета относительно палубы, а это вызывает изменение подсасывающих эффектов на различных частях самолета, воздействие фонтана. Для выяснения особенностей воздействия реактивных струй на самолет при качающейся палубе в США проведены экспериментальные исследования этих эффектов на моделях при различном характере движения палубы корабля. Исследования проводились с использованием моделей самолетов дозвуковой и сверхзвуковой компоновки. При исследованиях имитировались килевая, бортовая качки и вертикальные колебания палубы корабля. Испытания проводились в диапазоне амплитуд и частот, соответствующих качке корабля типа эсминец при умеренном и бурном состоянии моря (3...5 баллов). Силы и моменты, действующие на модели самолетов, замерялись шестикомпонентными весами. Смоделирована амплитуда и частота колебаний палубы. Масштабный коэффициент амплитуды колебаний $\sim 0,05$, а частот колебаний — обратно пропорционален масштабному коэффициенту геометрических размеров модели и отношению натурной скорости потока к модельной скорости потока. Например, натурная частота колебаний палубы 1/8 Гц типична для бортовой качки и требует частоты колебаний 2,2 Гц на модели.

Движения палубы имитируются с помощью синусоидального закона движения волн. На рис. 4.6 представлен

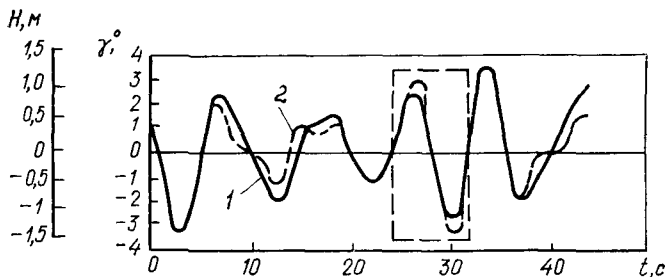


Рис. 4.6. Характер изменения бортовой качки и качки по высоте корабля типа эсминец:

1 — по высоте; 2 — по углу γ

характер изменения бортовой качки и качки по высоте корабля типа эсминец. При проведении исследований использованы две модели дозвукового СВВП с тремя реактивными соплами: одна объемная, а другая плоская, имитирующие самолет вертикального взлета и посадки с тремя вентиляторами (рис. 4.7). Один подъемный вентилятор 1 рас-

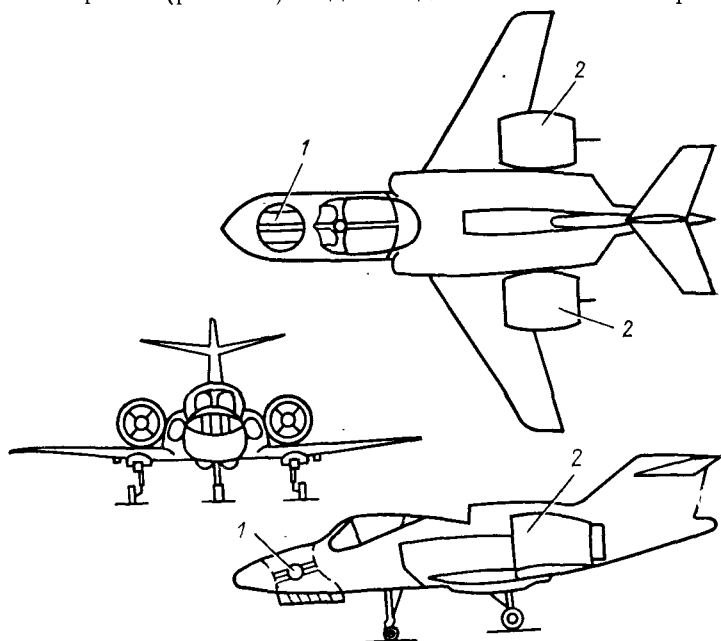


Рис. 4.7. Модель дозвукового СВВП с тремя реактивными соплами для исследований характера воздействия выходных струй при наличии качки корабля:

1 — подъемный вентилятор; 2 — подъемно-маршевые вентиляторы

положен в носовой части самолета и два подъемно-маршевых 2 расположены над задними частями крыльев у фюзеляжа. Была также исследована модель сверхзвукового самолета (рис. 4.8). Эта модель представляет собой плоскую контурную модель с объемной нижней частью фюзеляжа. В этой модели два подъемно-маршевых двигателя 1 и 2 с поворотными соплами в хвостовой части и один подъемный вентилятор — в центральной части фюзеляжа.

При фиксированном (неподвижном) положении палубы корабля зависимость изменения подъемной силы ($\Delta Y/P$) от относительной высоты положения модели само-

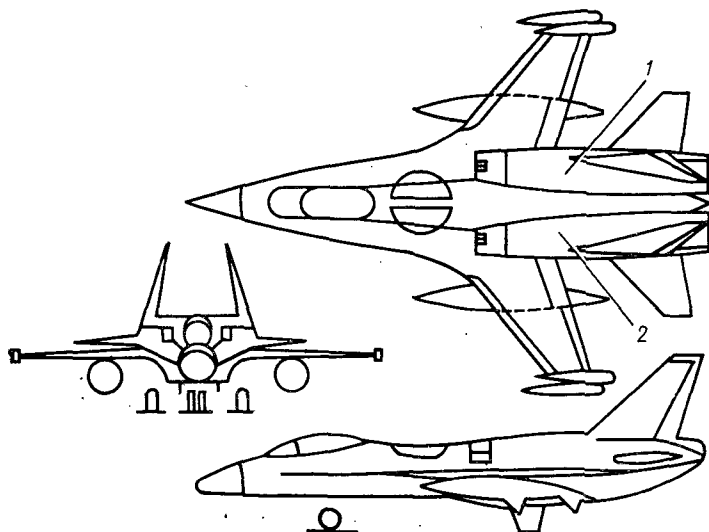


Рис. 4.8. Модель сверхзвукового СВВП:

1, 2 — подъемно-маршевые двигатели с поворотными соплами

лета над поверхностью взлетно-посадочной площадки (H/D_3) приведена на рис. 4.9. Здесь D_3 — эквивалентный диаметр всех выходных сопел двигателей, т. е. диаметр одного сопла, площадь выходного сечения которого равна сумме площадей выходных сечений трех сопел. На этом

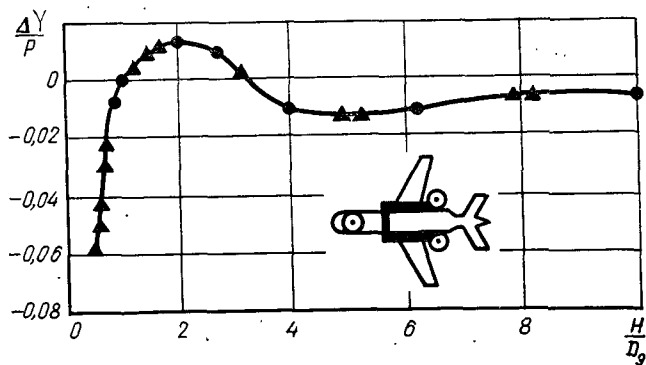


Рис. 4.9. Зависимость изменения подъемной силы СВВП от относительной высоты положения самолета при неподвижной палубе корабля

рисунке нанесены точки, которые указывают на хорошую повторяемость результатов. Эта зависимость служит исходной для сравнения с результатами, получаемыми при движении палубы. Как видно из рис. 4.9, вблизи палубы на высоте, близкой к высоте шасси, подсасывающий эффект растекающихся выходных струй дает снижение подъемной силы приблизительно на 3% вертикальной тяги силовой установки. По мере достижения высоты, равной двум эквивалентным диаметрам сопел, отношение прироста подъемной силы к исходной тяге силовой установки возрастает на 1,5% вследствие действия фонтана, образующегося в результате взаимодействия выхлопных струй. На удалении от поверхности площадки фонтан не действует, а поэтому имеет место лишь минимальная потеря подъемной силы вследствие подсасывания выходных струй, равная 0,5%.

Относительные силы действия фонтана и подсасывания могут быть оценены с помощью испытаний модели нижней части, состоящей из части фюзеляжа, ограниченной тремя соплами.

Поскольку фонтан, действующий на самолет, концентрируется именно в этой области, образующаяся подъемная сила, измеряемая в этой области, характеризует силу воздействия фонтана. Силы действия подсасывания можно вычислить путем вычитания силы фонтана, измеренной в нижней части фюзеляжа, из полной подъемной силы, измеренной на целой модели.

Легко показать, что эта трехсопловая схема создает умеренный фонтан, увеличивающий подъемную силу приблизительно на 5% на высоте, равной 1,5 диаметра сопла. Расчетное значение силы действия подсасывания на этой высоте равно 4%. В результате имеем суммарный прирост подъемной силы в 1%.

Изменение коэффициента момента тангажа объемной дозвуковой модели показано на рис. 4.10 в функции угла килевого наклона палубы. Вблизи палубы пикирующий момент сильно зависит от угла килевого наклона. Это связано с усилением воздействия подсасывания вблизи двух задних сопел. На высоте, близкой к высоте шасси ($H/D_3 = 0,8$), это увеличенное подсасывание в хвостовой части приводит к появлению отрицательного или пикирующего момента тангажа.

На высоте, соответствующей максимальной силе фонтана ($H/D_3 = 2$), отрицательный угол наклона палубы приводит к изменению момента тангажа с положительного на отрицательный. Вероятно, это имеет место вследствие под-

сасывания в носовой части и перемещения назад точки воздействия фонтана. При H/D_0 свыше 5 чувствительность к углу наклона палубы незначительна.

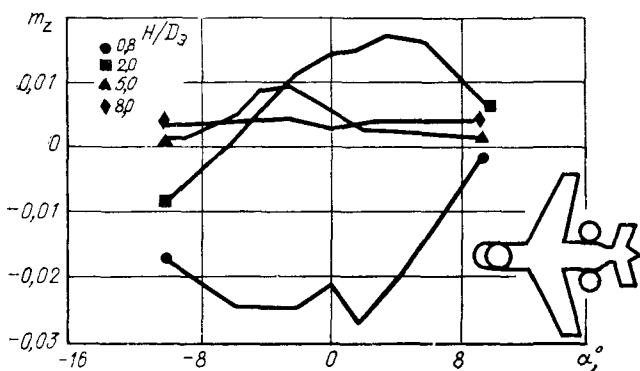


Рис. 4.10. Зависимость изменения коэффициента момента тангажа от угла α килевого наклона палубы корабля

Как показано на рис. 4.11, вблизи палубы индуцированная подъемная сила и коэффициент момента крена значительно меняются в зависимости от угла крена палубы. Значительные потери подъемной силы имеют место при углах крена, больших 2° . Это связано с потерями подъемной силы фонтана при смещении его вбок, к палубе, а также с увеличением подсосывания под ближним к палубе крылом. Потери подъемной силы сопровождаются дестабилизирующим моментом крена, имеющим то же происхождение. Так же как и в случае угла продольного наклона, влияние угла крена палубы незначительно на высотах, больших пяти диаметров сопла.

Для определения степени подобия модели для исследования аэродинамических индуцированных эффектов дозвуковая конфигурация была испытана в виде: полностью объемной 3 модели, полуобъемной 2 модели с объемной нижней частью фюзеляжа и с хвостовым оперением и простой плоской 1 контурной модели с хвостовым оперением. Результаты, приведенные на рис. 4.12, иллюстрируют влияние формы фюзеляжа. Плоская контурная модель имеет заметно большие значения прироста подъемной силы вблизи палубы, хотя максимума подъемная сила достигает примерно на той же высоте.

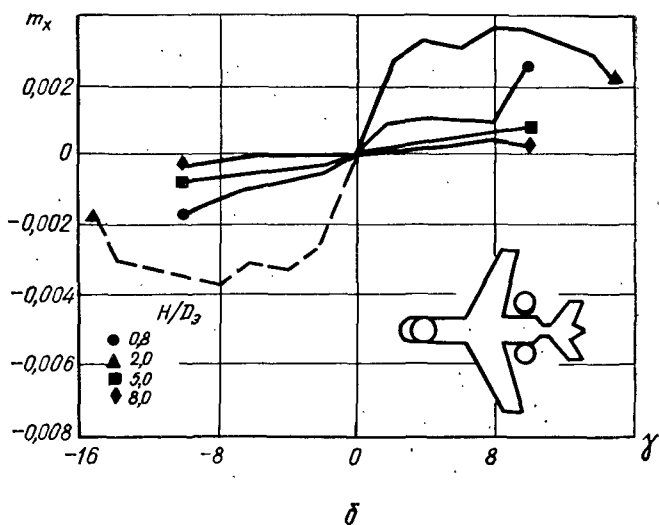
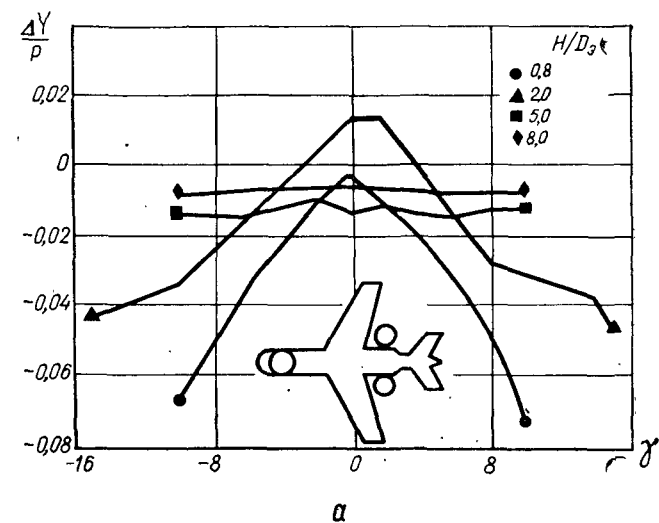


Рис. 4.11. Зависимость изменения подъемной силы (а) и коэффициента момента крена (б) от угла γ бортового наклона палубы корабля

Характеристики полностью объемной модели, снятые в области приложения силы фонтана, показали, что подъемная сила фонтана заметно меньше, чем у плоской модели. Данные полуобъемной модели хорошо согласуются с данными объемной модели до высоты, равной 1,5 диаметра сопла, ниже этой высоты полуобъемная модель обладает

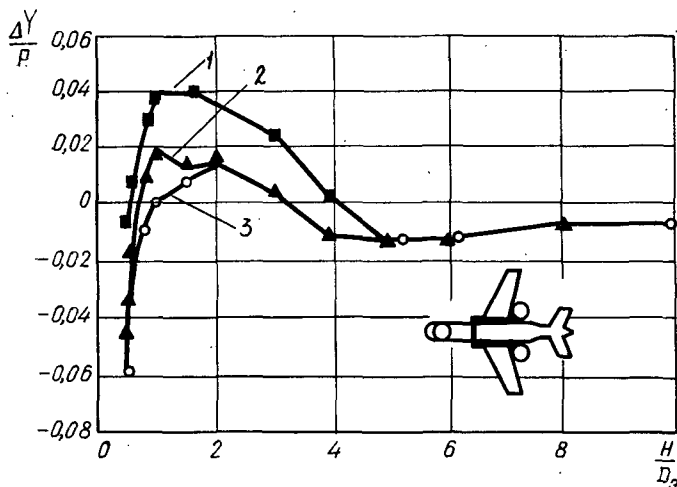


Рис. 4.12. Зависимость изменения подъемной силы от относительной высоты положения СВВП над палубой корабля при различных формах исследуемых моделей

приростом подъемной силы на 1,5—2% больше. Более высокая подъемная сила связана с большей силой фонтана на плоской поверхности удлинительной части фюзеляжа, используемой для имитации хвостовой части. Влияние формы верхней части фюзеляжа очень мало.

Сила фонтана может быть эффективно увеличена путем установки приспособления для увеличения подъемной силы на нижней поверхности фюзеляжа, как это сделано на самолете AV-8B «Харриер». В ходе данных испытаний была использована трехщитковая система увеличения подъемной силы. Результаты ее влияния на величину подъемной силы показаны на рис. 4.13.

Система увеличения подъемной силы фиксирует поток фонтана и отклоняет его вниз, увеличивая подъемную силу до высоты $H/D_3=2$. Вблизи палубы, где подъемная сила имеет для самолета ВВП особое значение, система увеличения подъемной силы значительно повышает подъем-

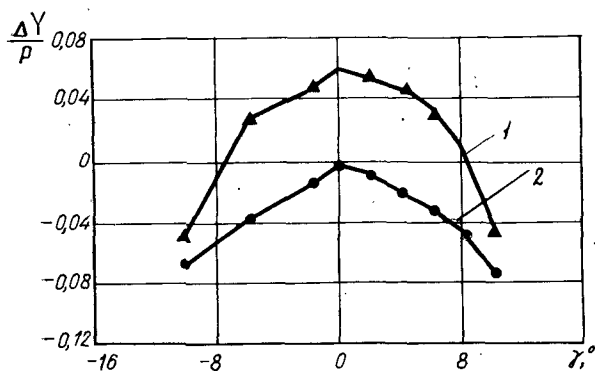


Рис. 4.13. Изменение подъемной силы при различных углах крена палубы корабля:

1 — с устройством увеличения подъемной силы; 2 — без устройства увеличения подъемной силы

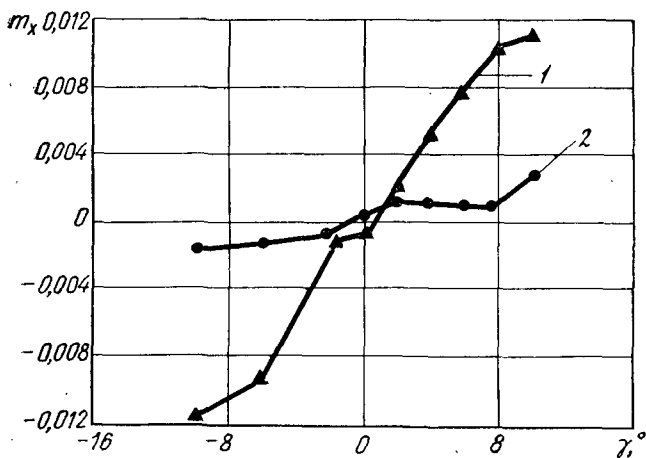


Рис. 4.14. Изменение коэффициента момента крена при различных углах крена палубы корабля:

1 — без устройства увеличения подъемной силы; 2 — с устройством увеличения подъемной силы

ную силу — более чем на 10%. Эта дополнительная подъемная сила может быть использована для ускорения самолета в области влияния площадки, а также для противодействия таким отрицательным эффектам, как засасывание выхлопных газов.

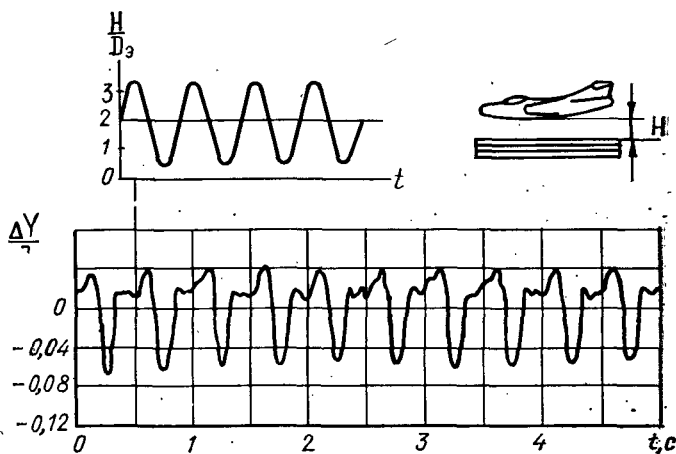


Рис. 4.15. Влияние вертикальной качки палубы корабля на величину подъемной силы СВВП

Приспособления для увеличения подъемной силы эффективны при больших углах крена палубы, как показано на рис. 4.14. На высоте, немного превышающей высоту шасси, индуцированная подъемная сила остается положительной до угла крена, равного 8° , хотя и снижается при этом, что говорит о том, что ширина системы увеличения подъемной силы достаточна для фиксации значительной части фонтана. Однако моменту крена самолета противодействует воздействие фонтана на продольные щитки.

Влияние вертикальной качки палубы на возникающую подъемную силу объемной дозвуковой модели показано на рис. 4.15. Амплитуда вертикальной качки была равна $1,5 D_0$ при двух колебаниях в секунду при нейтральной точке, расположенной на высоте, соответствующей максимальной индуцированной подъемной силе ($H/D_0=2$). Таким образом, высота модели над палубой синусоидально изменяется от $H/D_0=0,5$ до $H/D_0=3,5$. Изменения подъемной силы имеют сложную периодическую форму и обладают хорошей повторяемостью.

На высоте, равной высоте шасси $H/D_0=0,7$, потеря подъемной силы равна 3% исходной тяги в земных статических условиях. По мере удаления модели от палубы индуцированная подъемная сила достигает максимума $H/D_0=2$, а затем немного снижается по мере приближения к $H/D_0=3,5$. Однако по мере приближения палубы к модели максимальная подъемная сила на 2% выше при $H/D_0=2$, чем при удалении палубы. Это связано с компрессией или появлением «эффекта подушки» от фонтана вследствие

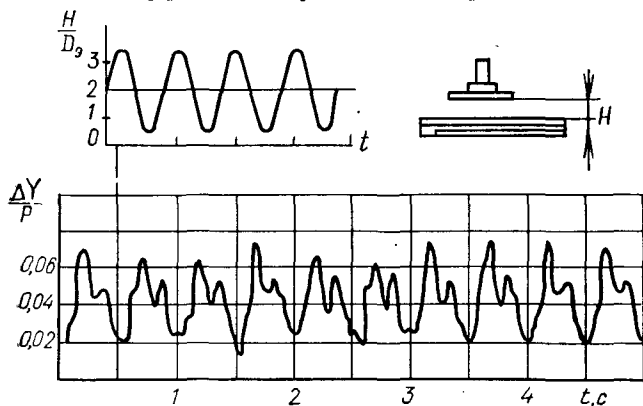


Рис. 4.16. Влияние вертикальной качки палубы корабля на величину подъемной силы для плоской модели СВВП

скорости движения палубы (максимальная скорость движения палубы приблизительно равна 1,9 м/с). Испытания проводились и при других частотах вертикальной качки палубы для измерения различий в индуцируемой подъемной силе, связанных с изменениями скорости движения палубы и результирующего компрессионного эффекта фонтана.

Модель нижней части самолета позволяет отдельно оценить влияние вертикальной качки на силу фонтана. При испытаниях модели нижней части, так же как и в случае объемной модели, сила фонтана увеличивалась по мере приближения палубы. Эти результаты, показанные на рис. 4.16, подтверждают гипотезу, что увеличение подъемной силы связано в первую очередь с фонтаном.

Бортовая качка палубы является движением, имеющим наибольшую частоту и амплитуду, которое поэтому может иметь наибольшее влияние на боевое применение самолета ВВП. Например, корабль класса эс-

миней в условиях бурного моря имеет бортовую качку примерно $\pm 10^\circ$ при полном периоде колебаний, равном 8 с. Килевая качка палубы достигает всего $\pm 2^\circ$. Однако в данном случае изучались равные амплитуды качки бортовой и килевой, поскольку было принято, что самолет

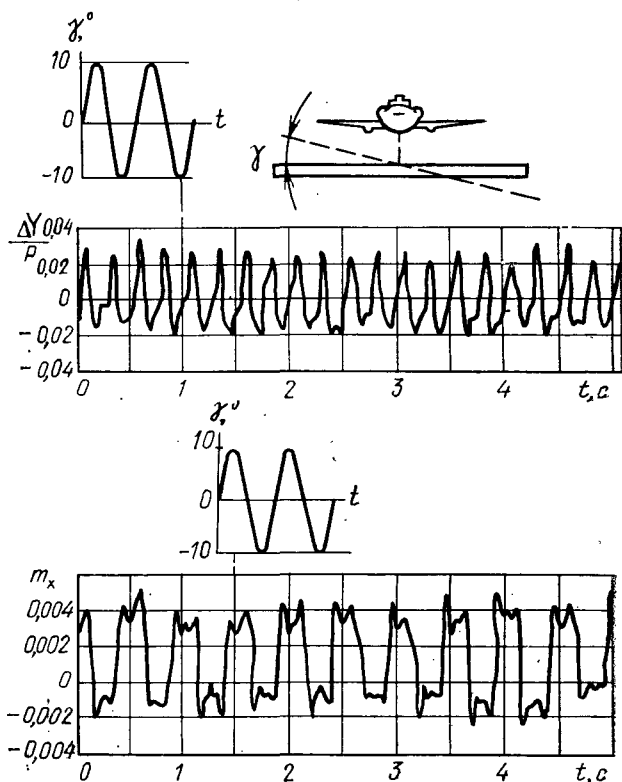


Рис. 4.17. Влияние бортовой качки палубы корабля на величину подъемной силы и коэффициента момента крена СВВП

ВВП должен садиться и взлетать при любой ориентации относительно палубы.

Изменения индуцированной подъемной силы и моментов крена дозвуковой модели в результате бортовой качки с амплитудой $\pm 10^\circ$ на высоте $H/D_0 = 2$ представлены на рис. 4.17. При бортовой качке имеет место значительная потеря подъемной силы вследствие уменьшения подъемной силы фонтана, как было объяснено выше на основе результатов, полученных при фиксированных углах наклона

палубы. Как и в статических условиях, потеря подъемной силы сопровождалась дестабилизирующим моментом крена. При динамических испытаниях точка отражения фонтана колеблется от одного крыла к другому.

Изменения индуцированной подъемной силы и момента тангажа при килевой качке с амплитудой $\pm 10^\circ$ представлены на рис. 4.18. В соответствии с данными, получен-

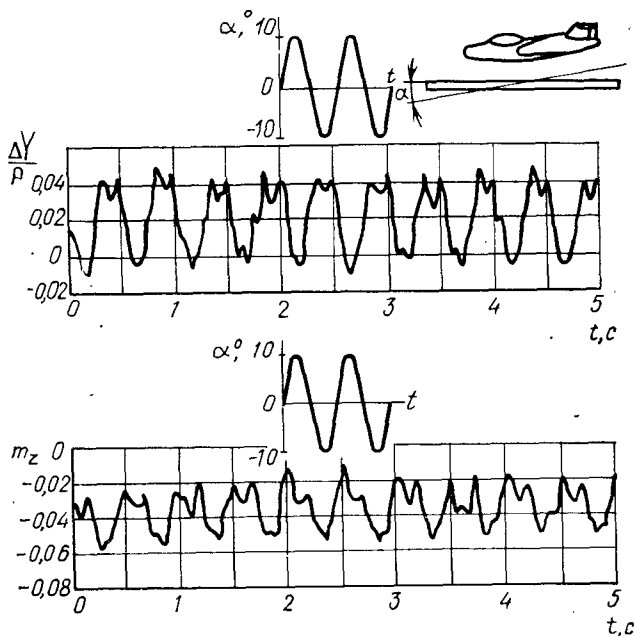


Рис. 4.18. Влияние килевой качки палубы корабля на величину подъемной силы и продольный момент СВВП

ными при фиксированных углах наклона палубы (рис. 4.10), потери подъемной силы очевидны при положительных углах килевого наклона палубы. Момент тангажа становится более отрицательным (пикирующим) при отрицательных углах наклона палубы, возможно, вследствие увеличения подсосывания в носовой части и смещения фонтана назад. Динамические данные, однако, указывают на более отрицательный момент тангажа, чем при статических данных. При положительных углах наклона палубы это связано с увеличением «эффекта подушки» фонтана между двумя задними соплами (сзади центра масс), в то время как при отрицательных углах наклона палубы это свя-

зано с перемещением фонтана дальше, чем было при фиксированных углах килевого наклона палубы.

При одновременном действии различных комбинаций—вертикальной, килевой и бортовой качек наблюдается сложная картина зависимости изменения подъемной силы по времени (рис. 4.19). Из рисунка следует, что даже при

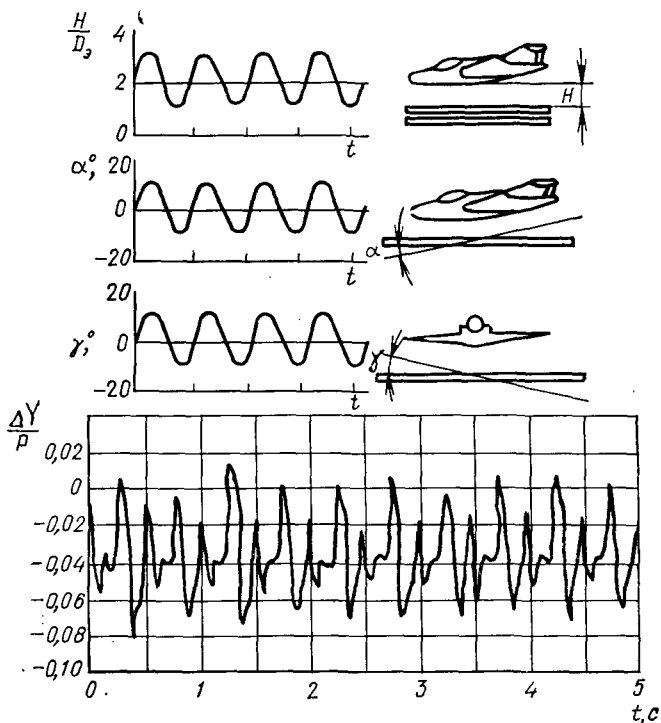


Рис. 4.19. Изменение подъемной силы СВВП по времени при одновременном действии вертикальной, бортовой и килевой качек

наличии сложного высокотурбулентного поля потока в результате комбинированной качки палубы наблюдается сложнопериодический характер изменения подъемной силы по времени.

Влияние конфигурации самолета хорошо видно из динамических данных и в основном согласуется с тенденциями, определенными во время испытаний при неподвижной палубе. Например, на рис. 4.20 представлена зависимость изменения подъемной силы от вертикального движения палубы. Максимальная индуцируемая подъемная сила

больше примерно на 12%, чем измеряемая при статических испытаниях в связи с увеличением «эффекта подушки» при приближении палубы к модели. Результаты указывают также на то, что системы увеличения подъемной силы эффективны даже при больших амплитудах качки, что соответствует статическим данным.

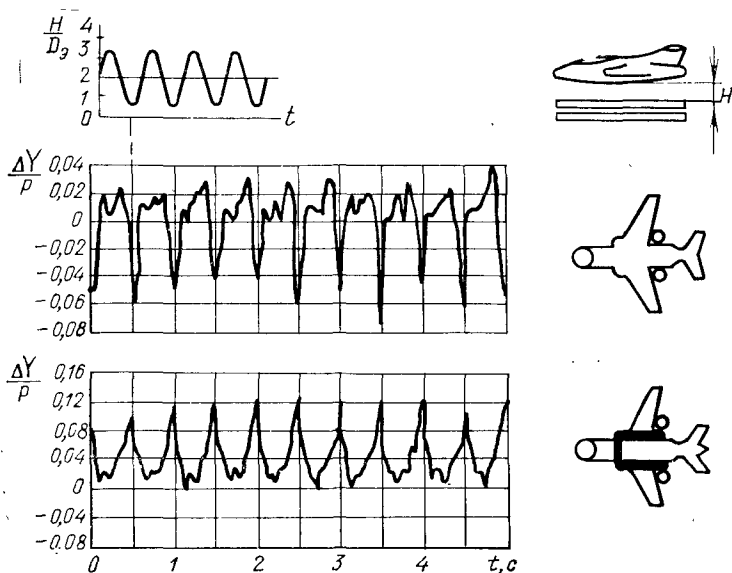


Рис. 4.20. Зависимость увеличения подъемной силы СВВП от вертикального движения палубы корабля при наличии эффективной системы

Данные, полученные при фиксированных положениях палубы, были использованы для расчета изменений индуцируемой силы и момента в зависимости от движения палубы, учитывая, что движение можно рассматривать как квазистационарное состояние. Расчеты могут быть выполнены для данного движения палубы путем определения изменений высоты, углов килевого и бортового крена палубы по времени и получения по данным для неподвижного состояния соответствующих изменений индуцируемых аэродинамических эффектов.

Сравнение расчетов, основанных на данных для неподвижной палубы с динамическими данными для возвратно-поступательного движения, показывает, что результаты хорошо согласуются. Исключение составляет увеличение «эф-

фекта подушки» фонтана, который имеет место при приближении палубы к модели.

Подобное сравнение выполнено также для сверхзвуковой компоновки. Для этой модели на индуцируемую подъемную силу значительно влияет сильное подсосывание вследствие большого значения отношения площади модели в плане к площади струи. Хотя при $H/D_a = 0,8$ величины подъемной силы хорошо совпадают, при $H/D_a > 1,6$ динамические данные отражают потерю подъемной силы, значительно большую расчетной (примерно на 8%). Это связано с увеличением подсосывания вследствие движения палубы от модели. Этот отрицательный эффект не наблюдался на дозвуковой модели, возможно, благодаря довольно низкому подсосыванию и сильному фонтану. Вследствие наличия очевидного свидетельства об увеличении подъемной силы фонтана при движении палубы к модели было бы логично ожидать, что при движении палубы от модели будет иметь место уменьшение подъемной силы, в частности, когда подсосывание преобладает над индуцируемой подъемной силой.

Сравнение расчетов с динамическими данными для бортовой качки палубы при сверхзвуковой компоновке показывает, что имеет место наибольшее различие в индуцируемой подъемной силе и наблюдается значительное отрицательное влияние бортовой качки палубы на индуцируемый момент крена. Различия в этих величинах имеют большое значение для предъявления требований к мощности газодинамического управления и к конструкции системы управления.

Состояние моря может быть самым различным и вызывать сложную качку кораблей. Поэтому были исследованы несколько вариантов комбинаций вертикальной, килевой и бортовой качек в первую очередь для дозвуковой компоновки.

При одновременном действии вертикальной и бортовой качек (в одной фазе) действительная индуцируемая подъемная сила ниже рассчитанной по статическим условиям. Предполагается, что чрезвычайно сложное турбулентное поле потока, создаваемое при комбинированных движениях, увеличивает смещение и вовлечение в движение окружающего воздуха, а также ослабляет фонтан, увеличивая при этом потери подъемной силы. Изменение момента крена при динамичном движении указывает, что изменение пиков несколько больше расчетного.

Подобное сравнение для комбинации килевой и бортовой качек с разностью фаз 90° показывает, что изменение индуцированной подъемной силы значительно ниже расчетного. Эти результаты говорят о большом значении отрицательных эффектов, связанных с увеличением турбулентного перемешивания при комбинированном движении.

Преобразование сил фонтана частично объясняет различие между расчетными и экспериментальными данными. Это может быть продемонстрировано путем комбинирования изменения подъемной силы, измеренного экспериментально на плоской модели нижней части самолета с подсосыванием, рассчитанным на основании статических данных. Достаточно хорошее согласование между этими изменениями индуцируемой подъемной силы и динамическими данными получается для объемной модели. Та же процедура использовалась при расчетах изменения подъемной силы при бортовой качке палубы, что привело к хорошей согласованности результатов.

Таким образом, основные тенденции влияния качки корабля на индуцируемые аэродинамические эффекты могут быть представлены с помощью данных статических испытаний. Однако расчеты, основанные на этих данных, часто чрезмерно оптимистичны, в частности в случае сложных комбинированных движений палубы. Этот результат имеет большое значение, поскольку исследования влияния качки из соображений стоимости и простоты проводятся обычно в статических условиях. Очевидно, что использование этих данных для динамических условий может привести к занижению требований к мощности управления и к заниженной оценке потерь подъемной силы самолета ВВП.

Для снижения неблагоприятных действий выхлопных струй двигателей СВВП на поверхность взлетно-посадочных площадок, на самолет и попадания горячих газов на вход в двигатели, а также для обеспечения взлета и посадки на палубу корабля при его качке фирма «Бритиш Аэроспейс» предложила новую систему взлета и посадки самолетов вертикального взлета и посадки типа «Харриер», названную «Скай Хук». Система «Скай Хук» предназначена для размещения на кораблях водоизмещением 2000...4000 т, обеспечивает взлет и посадку самолетов вертикального взлета и посадки с этих кораблей, имеющих бортовую качку $\pm 15^\circ$, килевую до $\pm 7^\circ$ и вертикальное перемещение палубы до ± 5 м. Идея «Скай Хук» родилась в связи с трудностью посадки на такую качающуюся палубу, с опас-

ностью момента взлета, когда СВВП уже не закреплен на палубе, но еще не отделился от качающейся палубы.

В систему «Скай Хук» входят: подъемный кран с поворотной стрелой (рис. 4.21); подсистема стабилизации крана; механизмы захвата самолета и запирающие, расположенные на конце стрелы крана; стыковочный узел, расположенный на фюзеляже в центре тяжести самолета; ЭВМ, оптическая система и приборы, обеспечивающие причаливание, стыковку и расстыковку самолета с краном.

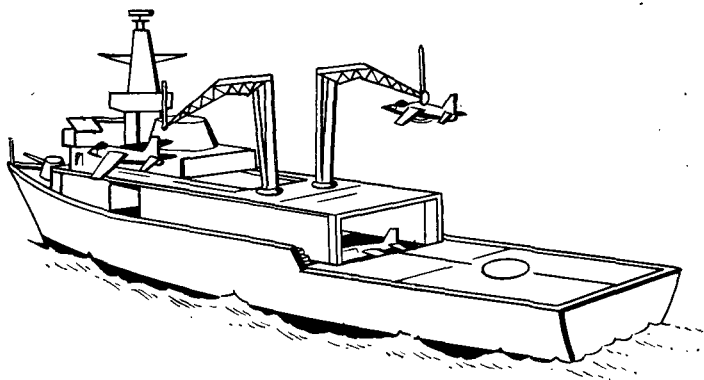


Рис. 4.21. Новая система для обеспечения взлета и посадки СВВП «Харриер» с палубы небольших кораблей типа «Скай Хук»

Сам кран представляет собой металлическую конструкцию из сварных стальных труб массой 9...13 т. Он рассчитан на прием самолетов массой до 13 600 кг. Подсистема стабилизации обеспечивает во время стыковки работу крана при бортовой качке $\pm 15^\circ$ и килевой качке $\pm 7^\circ$. Стрела крана совершает движение по эллиптическому контуру, а инерциальные датчики стабилизируют головку крана в пространстве. Управление головкой осуществляется с помощью гидравлической системы. Головка крана включает в себя захватывающее подъемное устройство и связанный с ним карданов подвес, систему определения положения захватывающего подъемного устройства и фиксирующие упоры (рис. 4.22). Головка крана системы «Скай Хук» имеет штангу, по которой перемещается подвижная ее часть с фиксирующими упорами. На конце штанги имеется приемная воронка с захватывающим устройством.

Посадка (прием) самолета на корабль с помощью сис-

темы «Скай Хук» производится следующим образом (рис. 4.23).

Стрела крана с помощью гидропривода поворачивается перпендикулярно борту корабля, и механизмы стыковки посредством электронной системы управления стабилизируются в пространстве. Летчик переводит самолет из горизонтального полета в режим зависания и, перемещая его

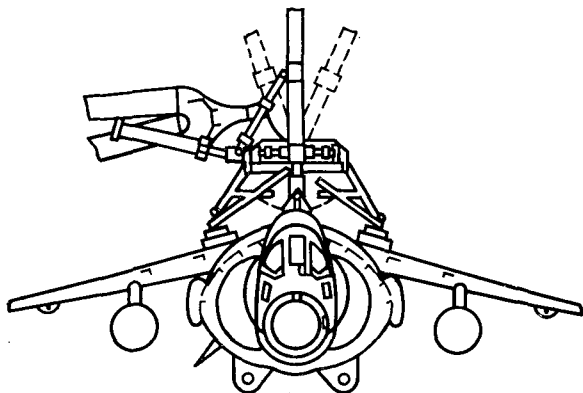


Рис. 4.22. Головка крана системы «Скай Хук»

вдоль борта корабля с помощью директорного визира, входит в так называемое окно стыковки размером $3 \times 3 \times 3$ м, в пределах которого оптическая система по меткам, нанесенным сверху фюзеляжа самолета, обнаруживает стыковочный зонд самолета, замеряет угол и расстояние до него и автоматически в нужный момент выпускает стыковочную штангу. Ее механизм входит в контакт со стыковочным зондом и захватывает его, что подтверждается световым сигналом. После этого летчик на 5—10% снижает тягу двигателя до минимальной величины, чтобы самолет еще управлялся по всем трем осям. Затем стыковочная штанга подтягивает самолет до стабилизирующих опор, которые жестко его фиксируют.

Летчик выводит самолет в зону действия головки захвата, ориентируясь с помощью параллаксного визирного устройства, установленного на стреле крана. Визирное устройство состоит из белой фоновой пластины и двух черных планок, связанных с фоновой пластиной. Если самолет находится в правильном положении относительно визирного устройства, участок черного цвета на фоновой пла-

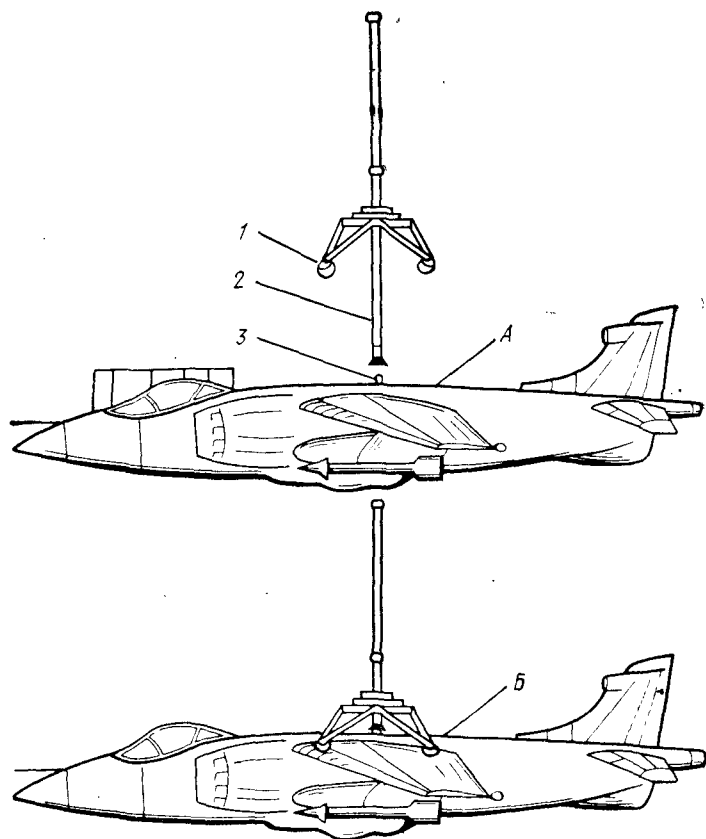


Рис. 4.23. Прием (посадка) самолета вертикального взлета и посадки на корабль с помощью системы «Скай Хук»:

А — причаливание; Б — захват; 1 — фиксирующие упоры; 2 — штанга; 3 — узел стыковки со штангой на самолете

стине должен находиться на одной линии с двумя планками. Если самолет находится слишком высоко, или слишком низко, или несколько впереди, или сзади, участок черного цвета не будет на одной линии с планками (рис. 4.24).

Проводятся исследования в целях создания системы, обеспечивающей более точное указание положения самолета путем передачи всей информации на индикатор летчика, который, используя эту информацию, располагает самолет на расстоянии 5—6 м сзади зоны захвата, после чего можно использовать имеющееся в настоящее время

визирное устройство. При входе самолета в зону захвата автоматическая ИК система обнаруживает его присутствие и направляет фиксирующее подъемное устройство для зацепления и захвата приемного штыря самолета.

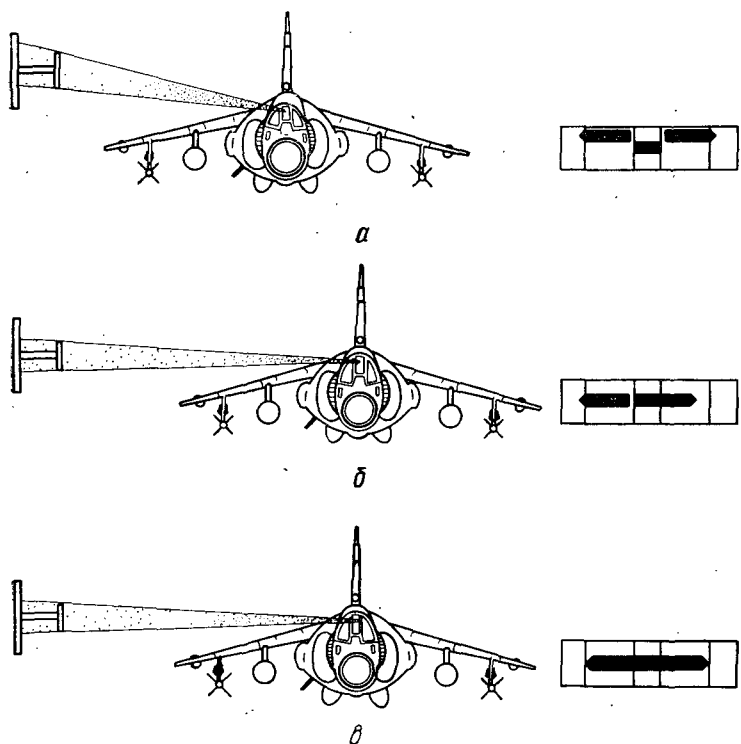


Рис. 4.24. Индикация положения самолета относительно визирного устройства при приеме СВВП на корабль:

а — самолет находится слишком низко; *б* — самолет немного сзади заданного положения; *в* — оптимальное положение самолета для захвата

Вся система работает автоматически без помощи оператора. В системе, предлагаемой фирмой «Бритиш Роботикс Системз», используется датчик ИК изображения, установленный на головке крана. Датчик оценивает характеристики транспарантов (поглощающих ИК излучение), нанесенных на верхнюю поверхность самолета в виде черно-белых геометрических фигур (квадратов и кругов), и, получив информацию об их размерах и отношении, рассчитывает

положение самолета относительно головки крана. Эти данные преобразуются в электрический сигнал подъемному устройству, обеспечивающий зацепление приемного штыря самолета. Затем летчик уменьшает тягу, сохраняя пространственное положение самолета с помощью реактивной системы управления. Подъемное устройство захватывает висящий самолет и подтягивает его к фиксирующим упорам. Далее включается внутренний запорный механизм и двигатель может быть переведен в режим малого газа, если самолет только дозаправляется топливом, или выключен, если самолет направляется в ангар под палубой корабля и устанавливается на перекатное шасси или эстакаду.

Дальнейшая процедура зависит от характера предстоящей операции: дозаправка машины только топливом и водой; подвеска вооружения и заправка топливом и водой; перемещение в ангар.

В первом случае дозаправка производится сразу же после стыковки с краном без выключения двигателя, который переводится в режим малого газа до завершения заправки, осуществляемой с помощью систем магистралей, проложенных в самом кране. Подача насосов подкачки топлива около 500 кг/мин, время заправки 5 мин.

Во втором случае после стыковки двигателя выключаются и самолет опускается на передвижную эстакаду посадочной площадки палубы корабля, где производятся необходимые работы, связанные с подвеской вооружения и заправкой. Кран стабилизируется относительно корабля. Для подвески вооружения требуется 10 мин.

В третьем случае опущенный на эстакаду самолет перемещают в ангар.

Взлет (подъем) самолета с корабля и его расстыковка с краном производятся в обратном порядке. Подготовленный к выполнению задания самолет на эстакаде перемещается к месту старта, стыкуется с краном и освобождается от эстакады. Затем кран стабилизируется в пространстве, самолет выводится за борт корабля, а летчик запускает двигатель при отклонении выхлопных сопел на 90°. Стыковочная штанга опускает самолет вниз и освобождает его от стабилизирующих опор. Летчик переводит двигатель на режим максимальной тяги, уравнивая тем самым силу тяжести машины. Механизм захвата стыковочной штанги разъединяется со стыковочным зондом, и самолет может отойти от корабля в режиме висения с последующим переходом на горизонтальный полет.

На кораблях водоизмещением 2000...4000 т можно установить два подъемных крана. В ангаре корабля размером $16,8 \times 15,8 \times 5,5$ м могут разместиться четыре самолета с вертикальным или укороченным взлетом и посадкой, два противолодочных вертолета «Си Кинг», 300 т топлива и авиационного вооружения. Система «Скай Хук» обеспечила бы взлет всех четырех самолетов с использованием обоих кранов в течение 2 мин и прием самолетов за 4 мин. Система рассчитана на обеспечение действий с кораблей самолетов «Харриер-GR.3» (А-8А), «Си Харриер-FRS.1» и AV-8В «Харриер» с минимальными изменениями их конструкции. По данным английской прессы, самолет действует без шасси, но может и с ним, только в этом случае его масса увеличивается примерно на 900 кг.

Считается, что использование новой системы имеет следующие преимущества: экономия топлива при взлете и посадке, уменьшение персонала по техническому обслуживанию самолетов, улучшение взлетно-посадочных характеристик из-за отсутствия влияния эффекта земли и рециркуляции отработанных газов, меньший риск и небольшая стоимость разработки системы (не требуется новой технологии).

В ходе проводившихся фирмой на полигоне летных испытаний основное внимание было уделено вопросам возможного поперечного перемещения самолета «Харриер» в режиме зависания в «окне» стыковки с использованием наземного крана, директорного визира и других вспомогательных устройств. Результаты испытаний, в которых принимали участие три летчика, оцениваются положительно. При скорости ветра 10 м/с (встречный, под углом 60°) самолет в режиме зависания перемещался относительно конца стрелы крана со скоростью не более 0,3 м/с.

Судя по сообщениям английской печати, планируется изготовить образец крана с механизмами стыковки и провести его летные испытания на корабле в море при различных погодных условиях.

Глава 5

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ, ЭКСПЛУАТАЦИИ И РЕМОНТА КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

5.1. ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОРАБЕЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Корабельная авиация предназначается для выполнения следующих основных задач:

- нанесение ракетных и бомбовых ударов по кораблям, военно-морским базам и другим объектам;
- завоевание и удержание господства на море и в воздухе;
- борьба с подводными лодками;
- авиационное прикрытие десантных сил на переходе морем и при высадке в прибрежных районах;
- блокада морских районов и узкостей для препятствия выхода в море кораблей противника;
- непосредственная авиационная поддержка сухопутных войск и сил десантов при их действиях на побережье.

Для выполнения этих задач на авианосцах базируются различные типы самолетов: штурмовики-разведчики, штурмовики, истребители, противолодочные самолеты и вертолеты, самолеты радиотехнической разведки и РЭБ, самолеты дальнего радиолокационного обнаружения (ДРЛО), заправщики.

При ведении боевых действий корабельной авиацией против надводных корабельных соединений (корабельных ударных групп, отрядов боевых кораблей, десантных отрядов, конвоев) в борьбе участвуют практически все типы самолетов, базирующихся на авианосце.

Так, судя по взглядам зарубежных специалистов, нанесению ударов по надводным кораблям предшествует воздушная разведка штурмовиками-разведчиками RA-5C, истребителями F-14A и самолетами ДРЛО E-2C «Хокай».

Штурмовик-разведчик RA-5C оснащен навигационным и бомбардировочным оборудованием, позволяющим ему действовать в сложных метеорологических условиях с больших и малых высот. В целях разведки на них применяются радиолокационная станция бокового обзора и фотоаппаратура панорамной и перспективной аэрофотосъемки. Самолет E-2C «Хокай» может обнаружить подводные корабли на дальности до 360 км, вести наблюдение за ними с помощью радиотехнических средств, не входя в зону поражения корабельных средств ПВО. В процессе нанесения удара по надводным кораблям самолет E-2C выполняет роль воздушного командного пункта. Он оснащен современным бортовым оборудованием, главным элементом которого является боевая информационно-управляющая система. Она позволяет опознавать и классифицировать цели, определять их основные параметры, выбирать тип оружия, наводить истребители и штурмовики на цели, передавать навигационную информацию. По системе связи вся важнейшая информация направляется в боевую информационно-управляющую систему авианосца. Это позволяет командиру авианосной группы управлять действиями палубной авиации на удалении 500—600 км от авианосца. Прикрытие самолетов E-2C осуществляют палубные истребители.

Способы действия палубной авиации против надводных кораблей, количество и типы привлекаемых самолетов зависят от характера цели, степени противодействия ПВО, времени суток и метеорологических условий. Но, как правило, при нанесении ударов по крупному корабельному соединению с хорошим оснащением его средствами ПВО применяемые самолеты сводятся в следующие тактические группы: ударные, демонстративных действий, подавления средств ПВО, радиоэлектронной борьбы, наведения и управления, доразведки, истребительного прикрытия.

Одним из вариантов организации нанесения удара по корабельному соединению, по мнению зарубежных специалистов, является следующий. По данным воздушной разведки, палубная авиация поднимается с авианосца. После взлета самолеты строятся в боевые порядки и на средних и больших высотах несколькими маршрутами летят в район цели. До выхода на рубеж обнаружения самолетов корабельными РЛС происходит разделение боевого порядка на тактические группы и изменение высоты полета до малых и предельно малых высот. Пересекают этот рубеж сначала самолеты, целью которых является доразведка

цели, затем — группы демонстрационных действий. Они призваны вызвать огонь средств ПВО на себя, заставить применить системой ПВО активные радиотехнические средства и таким образом создать благоприятные условия для вступления в действие группы подавления средств ПВО и РЭБ. Эта тактическая группа выполняет задачу путем удара по радиолокационным средствам ПВО ракетами типа «Шрайк» и по самим кораблям противовоздушной обороны ракетами «Гарпун», «Буллпап», «Мейверик». Затем (с очень малым разрывом по времени) по своим маршрутам прибывают группы радиоэлектронной борьбы (одним-двумя маршрутами). Они выявляют и подавляют работу радиоэлектронных средств ПВО соединения непосредственно перед выходом ударных групп на рубеж обнаружения их корабельными РЛС. Группы РЭБ состоят из специальных самолетов типа ЕА-6В «Проулер», штурмовиков и истребителей, оборудованных контейнерными и бортовыми станциями помех.

Наконец, выходят ударные группы (как правило, по нескольким маршрутам). До пересечения рубежа обнаружения их корабельными РЛС штурмовики ударных групп снижаются на высоту 60 м и ниже и на максимальных скоростях 900 км/ч выходят на цель с разных направлений, осуществляют резкий набор высоты, прицеливание и атаку ее либо с горизонтального полета, либо с пикирования, либо с кабрирования. Предпочтение отдается применению оружия с пикирования, так как это обеспечивает наибольшую точность бомбометания.

В течение всего времени операции самолеты ДРЛО Е-2С «Хокай» патрулируют на высоте 8000—9000 м и осуществляют распределение целей и управление боевым применением тактических групп.

При организации борьбы с подводными лодками применяются противолодочные самолеты и вертолеты. Они взлетают с авианосца при приближении авиационной ударной группировки (АУГ) к району вероятного нахождения подводных лодок. Как правило, четыре противолодочных самолета производят поиск подводных лодок вдали от авианосца на высотах 250—400 м. Поиск выполняется каждым самолетом в течение 4 ч. Обнаружив подводную лодку, экипаж самолета может ее атаковать, сообщив об этом на авианосец. Однако атака с первого обнаружения считается не всегда эффективной.

Наиболее целесообразным считается вызов других противолодочных самолетов и вертолетов, применение радио-

гидроакустических буев и магнитометров для уточнения местоположения подводной лодки, а затем применение оружия для ее уничтожения. Буи выставляются по замкнутому контуру вокруг предполагаемого места нахождения подводной лодки или в линию на предполагаемом курсе лодки.

Вертолеты могут действовать одиночно, когда один вертолет в себе сочетает функции поискового и ударного, или парами, когда один имеет задачей поиск, а второй — поражение подводной лодки. При применении нескольких вертолетов они используют метод окружения предполагаемого места нахождения подводной лодки: вначале они находятся на окружности наибольшего радиуса, а затем по спирали приближаются к месту нахождения лодки. Вертолеты используют для обнаружения подводной лодки наряду с другими средствами опускаемую гидроакустическую станцию, для этого они периодически снижаются на высоту 4,5—6 м над поверхностью моря и зависают или значительно снижают скорость полета.

5.2. ОРГАНИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОВ ПАЛУБНЫХ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Управление полетами самолетов на авианосце обеспечивают командир авиационной боевой части, центр управления воздушным движением и боевой информационный центр. Зоны их ответственности зависят от удаления самолетов от авианосца. Командир авиационной боевой части несет ответственность за управление и безопасность полета самолетов на удалении 5...6 км и высотах до 750 м, т. е. за наиболее ответственную зону — зону, в которую входит полет после катапультирования и весь процесс посадки. На удалении более 6 км от авианосца и до 90...100 км полетами управляет центр управления воздушным движением. Далее, в зоне с удалением более 100 км, управление полетами осуществляет боевой информационный центр.

Центр управления воздушным движением осуществляет планирование полетов и централизованное управление ими, обеспечение безопасности полетов в зоне с радиусом 90...100 км, руководство взлетом и посадкой, сбор и оценку информации, связанной с управлением полетов. В центре управления воздушным движением имеются две секции: оперативная и управления заходом на посадку. Оперативная секция планирует и координирует полеты самолетов, обеспечивает экипажи, находящиеся в воздухе, необходи-

мой информацией. Секция управления заходом на посадку обеспечивает безопасность посадки на палубу авианосца.

Центр управления воздушным движением находится в боевой рубке в надстройке с правого борта авианосца. Он оснащен радиолокационной станцией обнаружения воздушных целей, привода и посадки самолетов, средствами связи, аппаратурой опознавания принадлежности самолетов, ответчиком навигационной системы ТАКАН, средствами посадки, аппаратурой регистрации данных. Комплексное использование всех располагаемых средств центра позволяет следить за всеми самолетами от момента их взлета до посадки на авианосец.

Полеты самолетов на авианосце организуются следующим образом. За 30 мин до начала полетов по громкоговорящей связи подается специальный сигнал, за 10 мин запускаются двигатели, а за 4 мин до взлета на вертикальной штанге в стороне от катапульты зажигаются четыре сигнальных огня. Они выключаются поочередно и служат указателем времени взлета. Сначала взлетают самолеты с катапульт, расположенных на угловой палубе, а затем — с катапульт, расположенных в носовой части авианосца. Четыре катапульты позволяют обеспечить взлет самолетов с интервалами 15 с. Катапульта после взлета с нее самолета приводится в готовность за 25...30 с.

Если самолеты после взлета должны собраться в определенном районе, то с центра управления воздушным движением им назначаются специальные коридоры с контрольными точками, через которые они проходят при полете в район формирования.

Посадка осуществляется в такой последовательности. Самолеты перед посадкой входят в зону ожидания на расстоянии 50...60 км и совершают круговые полеты вокруг авианосца, поддерживая постоянную связь с центром управления воздушным движением. Получив разрешение на выход из зоны ожидания, самолет с помощью ответчика системы ТАКАН выводится в район авианосца и заходит на посадку. Самолет снижается до 300 м и уменьшает скорость. Заход на посадку заканчивается на расстоянии 8...10 км от авианосца и высоте полета 200 м. Получив доклад летчика, что он видит средства обеспечения посадки, оператор передает управление посадкой самолета офицеру секции управления заходом на посадку. Посадка осуществляется с помощью оптической системы посадки, сигнальные огни которой видны днем на расстоянии 1,6...2,4 км и ночью — 3,2...4,8 км. В настоящее время приме-

няются также комплексные автоматизированные системы посадки в сложных метеоусловиях днем и ночью. При посадке на авианосец самолет выпускает гак (крюк), зацепляется им за один из тросов аэрофинишера и останавливается через 95...100 м после касания палубы. Интервалы между посадками составляют примерно 60 с. При благоприятных условиях это время может быть сокращено до 30 с, а при плохих метеоусловиях и ночью — увеличено до 1,5 мин.

Управление и контроль за полетами вертолетов на кораблях, имеющих на борту один-два вертолета, осуществляет боевой информационный пост корабля. Летный состав и обслуживающий персонал на таких кораблях сводятся в авиационную боевую часть. Если на корабле один вертолет, то авиационная боевая часть состоит из четырех летчиков, 11 механиков, техников по электронике, электриков, операторов акустиков, если два, то количество летчиков увеличивается до шести и добавляются два техника и один оператор-акустик.

Боевой информационный пост поддерживает непосредственную связь с экипажем, сообщает летчику об изменениях метеорологических условий, курса и скорости корабля, наличии радиолокационного контакта.

Организация полетов вертолетов с таких кораблей осуществляется следующим образом. Всем постам объявляется готовность к взлету вертолета, на мостике включается красный огонь. Экипаж вертолета по команде руководителя полетов и сигналу сигнальщика запускает двигатели, а затем летчик докладывает о готовности к полету. После этого выключается красный сигнал и включается зеленый, поднимается флаг «Хотэл». Летчик, проверив работу приборов в кабине, дает команду механикам «Убрать крепления». Крепления убираются и показываются летчику. Сигнальщик, убедившись в правильности действий, дает сигнал на взлет.

После взлета на мостике зажигается красный сигнал, а флаг «Хотэл» спускается наполовину.

Наиболее сложным этапом полета вертолета является посадка. В зависимости от технической оснащенности корабля она может выполняться с помощью радионавигационной системы ТАКАН, приводной радиостанции и оператора корабельной РЛС.

Посадка вертолета с помощью радионавигационной системы ТАКАН представлена на рис. 5.1. Вертолет следует на радиомаяк системы на высоте ~ 150 м и выходит в за-

данную контрольную точку, которая находится на удалении 5,5 км и на курсовом угле 150° . В этой точке летчик начинает снижение, или руководитель полета сообщает решение занять зону ожидания, представляющую собой полет по коробочке со сторонами $S=1,8$ км. Если есть команда на снижение и посадку, летчик ложится на курс

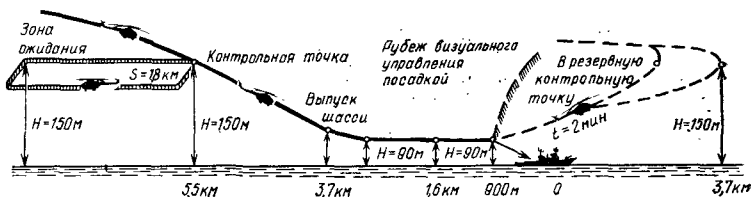


Рис. 5.1. Посадка вертолета на корабль с помощью радионавигационной системы «Такан»

корабля $\pm 30^\circ$ и докладывает на корабль свой курс, высоту и скорость. Снижаясь далее, летчик сообщает о проходе точки на дальности 3,7 км от корабля. Снизившись до высоты 90 м, летчик сообщает курс, высоту, скорость и количество оставшегося топлива. После этого, увидев корабль, докладывает: «Вижу корабль» и выполняет посадку.

Посадка вертолета на корабль с помощью приводной радиостанции представлена на рис. 5.2. По пеленгу на приводную радиостанцию летчик выходит на корабль, пройдя его, вертолет разворачивается (влево, вправо) и выходит на курс корабля, по которому следует 1 мин. За-

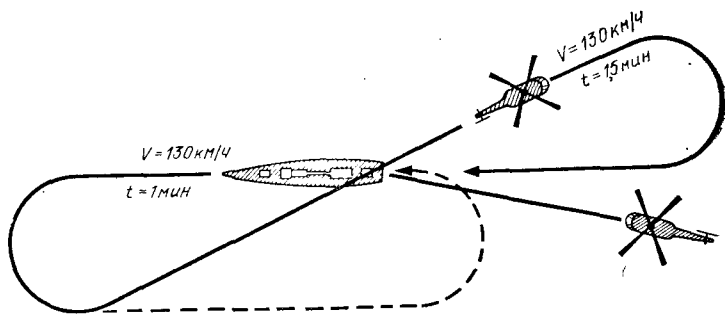


Рис. 5.2. Посадка вертолета на корабль с помощью приводной радиостанции

тем разворачивается влево и снова выходит на приводную радиостанцию. Затем правым разворотом выходит на курс корабля, снижается и осуществляет посадку.

Если нет на корабле приводной радиостанции, то посадку можно выполнить с помощью РЛС. Оператор РЛС, информируя летчика о дальности и азимуте, выводит вертолет в сектор $130...210^\circ$ за кормой корабля. При этом высота полета вертолета 150 м и дальность 5,5 км. Далее вертолет снижается до высоты 90 м и на дальности 900 м принимается решение о посадке или уходе на второй круг.

5.3. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ ПАЛУБНЫХ САМОЛЕТОВ АВИАЦИОННОЙ БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ

Боевая готовность авианосца во многом зависит от действий личного состава различных подразделений, в том числе и авиационной боевой части (БЧ), которая обеспечивает взлет и посадку самолетов и связанные с этим подготовительные операции. В авиационной БЧ в зависимости

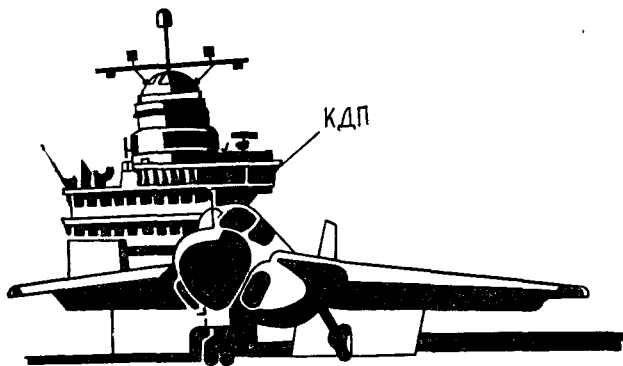


Рис. 5.3. Командно-диспетчерский пост, расположенный в верхней части островной надстройки корабля

от типа корабля насчитывается 550—650 человек. Ее работой, а также взлетом и посадкой самолетов руководит командир (офицер летного состава) или его заместитель из командно-диспетчерского поста, расположенного в верхней части островной надстройки авианосца (рис. 5.3). Темп взлета самолетов на выполнение задания и их посадки, как

сообщает американская печать, целиком зависит от четкой и слаженной работы личного состава авиационной БЧ. Она является одной из трех боевых частей авианосца, занимающихся техническим обслуживанием и ремонтом авиационной техники, и состоит из четырех дивизионов (V-1, V-2, V-3 и V-4).

Первый дивизион (V-1) осуществляет буксировку (перемещение) самолетов по полетной палубе к катапультам, а также их расстановку и закрепление на местах стоянки на полетной палубе. Возглавляет его командир дивизиона.

Перед полетами личный состав дивизиона проверяет надежность крепления самолетов и наличие стопорных колодок, соответствие расстановки самолетов последовательности вылетов (согласно плановой таблице), наличие и готовность к действию противопожарного оборудования. После тщательной проверки оборудования весь личный состав дивизиона, а также технический состав авиаэскадрилий, руководствуясь инструкциями, приступают к осмотру полетной палубы для удаления посторонних предметов, которые могут попасть в воздухозаборники двигателей и вывести их из строя.

Командир дивизиона, отвечающий за перемещение самолетов по полетной палубе, составляет графики их движения в соответствии с плановой таблицей. Они раздаются регулировщикам, обязанным точно знать порядок буксировки самолетов с мест стоянки и распределение их по катапультам. У регулировщиков есть помощники, которые подсоединяют к самолетам буксировочные водила, занимаются креплением, постановкой и уборкой стопорных колодок.

Посадку самолета на авианосец американские военные специалисты считают наиболее сложным и ответственным этапом полетов. Поэтому к началу посадки самолетов личный состав дивизиона переходит на ангарную палубу и занимает места для их приема. Пожарные и спасательные группы также находятся на своих постах.

Обычно посадка самолетов на палубу производится с таким интервалом: днем 40—60 с, ночью — 60—90 с. После торможения самолета аэрофинишером специально назначенный персонал из дивизиона («гаковые») подбегает к нему и отцепляет посадочный гак (крюк) от троса аэрофинишера. После этого летчик складывает консоли крыла самолета и по сигналам регулировщика немедленно отруливает вправо за линию безопасности, уступая место сле-

дующему самолету, производящему посадку. Если самолет имеет неисправность, его сразу же отбуксировывают на подъемник и опускают в ангар (на ангарную палубу). Подготавливая самолет к повторному вылету, техник самолета с помощью личного состава дивизиона организует его крепление, а также заправку топливом и подвеску оружия.

Второй дивизион (V-2) обслуживает паровые катапульты, аэрофинишеры, аварийный барьер, светотехническую систему посадки и телевизионную систему контроля взлета и посадки самолетов. По данным американской прессы, в него входят катапультное и аэрофинишерное отделения, насчитывающие 130 человек рядового и унтер-офицерского состава, пять офицеров. Личный состав отделений ежедневно осматривает, ремонтирует и налаживает все взлетно-посадочное оборудование.

В настоящее время на авианосцах, входящих в боевой состав ВМС США, установлено по четыре катапульты. Каждую обслуживает группа из 15—17 человек. Часть из них работает на полетной палубе, а часть — под палубой. Две такие группы возглавляет офицер. Он отвечает за взлет самолетов с двух катапульт. Во время их взлета офицер находится на палубе между катапультами и, убедившись, что самолет правильно установлен и закреплен на катапulte, лично подает сигнал на ее срабатывание.

До взлета с катапульты давление пара должно точно соответствовать взлетной массе самолета. Для этого специально выделенный матрос катапультного отделения после установки самолета на катапульту высвечивает на специальном табло его бортовой номер и точную взлетную массу. После подтверждения летчиком правильности этих данных офицер отдает приказание оператору установить соответствующее давление пара в цилиндре катапульты.

Такой порядок установлен на всех авианосцах, кроме типа «Нимитц» (CVN 68, 69, 70). На последних офицер находится на объединенном посту управления катапультами, размещенном под полетной палубой и имеющим прозрачный блистер, который выступает над полетной палубой на 45 см. Матрос стоит на полетной палубе между отражателями газовых струй двигателей, откуда хорошо видны оба самолета, установленные на катапультах. На груди у него повешено специальное табло, на котором вручную устанавливаются значения взлетной массы, тип и бортовой номер самолета в виде ярко светящихся цифр. Затем он получает от летчика подтверждение о правильности данных и путем нажатия кнопки вводит их на пост

управления катапультай. Офицер проверяет правильность этих данных и нажимает кнопку ПУСК. Когда взлет самолета закончен, прозрачный блистер опускается под палубу, а отверстие наглухо закрывается стальной заслонкой. Один такой объединенный пост управления катапультами на авианосцах типа «Нимитц» расположен в носовой части корабля, а другой — на палубном мостике левого борта на траверзе островной надстройки.

Судя по материалам американской печати, личный состав, устанавливающий самолеты на катапульты, выполняет сложную, трудоемкую и ответственную работу. Самолеты различных типов соединяются с челноком катапульты следующим образом: одни (например, «Фантом», «Скайхок») с помощью бриделя (петля стального троса массой 80... 130 кг, которую крепят минимум пять человек) другие (например, «Интрuder», «Корсар», «Викинг», «Хокай», «Томкэт», «Хорнет») посредством носовой буксирной передней стойки шасси, размещающейся непосредственно в специальном гнезде на челноке.

Летчик по сигналам регулировщика заруливает на катапульту, и передняя стойка шасси автоматически застопоривается на челноке. Это в значительной степени сокращает время подготовки к катапультированию и дает возможность освободить несколько человек из расчета обслуживания.

В обязанности личного состава катапультного отделения входят также подъем и опускание отражателей струй отработанных газов перед каждым взлетом самолетов.

В американской печати сообщается, что в будущем после автоматизации процесса катапультирования можно будет убрать с верхней палубы весь личный состав и значительно сократить время выпуска самолетов в полет.

Аэрофинишное отделение (около 30 человек под командованием офицера) обеспечивает посадку самолетов на угловую палубу авианосца. Оно обслуживает аэрофинишер, держит в постоянной готовности аварийный барьер, выполненный в виде нейлоновой сети и используемый для принудительного захвата самолета, который не имеет возможности совершить нормальную посадку с помощью аэрофинишера.

Зарубежная печать сообщает, что аэрофинишное отделение при содействии технического состава авиаэскадрильи в течение 2 мин может привести в готовность аварийный барьер для посадки самолета, у которого небольшой запас горючего либо неисправно шасси или посадочный гак, а

также в случае плохого самочувствия летчика, не способного выполнить нормальную посадку.

Часть отделения работает на полетной палубе и постоянно проверяет на износ стальные тросы аэрофинишера, смазывает и ведет строгий учет продолжительности их работы и по необходимости заменяет новыми. Два человека из отделения во время полетов находятся на командно-диспетчерском посту и сообщают по телефону оператору аэрофинишера тип самолета, заходящего на посадку, а также его посадочную массу для создания правильного натяжения стальных тросов финишера. Эти же данные передаются на пост управления светотехнической системой посадки для установки необходимого угла глиссады планирования. Восемь человек из аэрофинишерного отделения записывают на видеоманитофон все взлеты и посадки для последующего разбора полетов и расследования происшествий. В их распоряжении имеются пять телекамер и два видеоманитофона.

Личный состав этого отделения также обслуживает РЛС, с помощью которой измеряется скорость самолета, заходящего на посадку, относительно авианосца.

Третий дивизион (V-3) обеспечивает спуск (подъем) самолетов на ангарную (полетную) палубу, буксировку и закрепление их на стоянке. Его личный состав отвечает за противопожарную безопасность в ангаре, подготавливает ангарную палубу к приемке боезапаса на ходу, производя в случае необходимости перестановку самолетов и различного вспомогательного оборудования.

Четвертый дивизион (V-4) несет ответственность за заправку самолетов топливом и маслом, а также за топливные цистерны, заправочные станции (расположены на полетной и ангарной палубах) и другое оборудование. Заправка производится достаточно быстро благодаря наличию большого количества заправочных точек, а также дозаправке при работающих двигателях. Личный состав (до 100 человек, командир — офицер) заправляет не только самолеты, но и корабли охранения авианосной группы.

5.4. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ САМОЛЕТОВ НА АВИАНОСЦАХ

С 1959 г. в целях обеспечения высокой боеготовности самолетов в ВМС разработана и действует программа технического обслуживания палубной авиации NAMР. Ее основным содержанием являются комплексное обслуживание

и ремонт авиационной техники, обеспечивающие высокую боеготовность и снижение числа летных происшествий.

Программа в каждом случае определяет вид ремонта, позволяющий одновременно повышать техническую готовность самолетов и эффективность использования трудовых и материальных ресурсов. Она предполагает строгое планирование, выбор оптимальных способов проведения осмотров техники и ее обслуживания, методику и порядок сбора, анализ и внедрение в практику опыта эксплуатации. Функции и ответственность подразделений технического обслуживания эскадрилий авиакрыла значительно расширены. Появление новых самолетов, повышение требований к техническому обслуживанию, разработка его новых принципов заставляют периодически корректировать программу.

Программа NAMР предусматривает осуществление технического обслуживания и ремонта авиационной техники трех категорий.

Первая категория — планово-предупредительный осмотр и ремонт. Работы проводятся в ангаре. Обычно сюда входят технический осмотр (предполетный и послеполетный, периодический, специальный и общий) и выполнение регламентных работ, в ходе которых заменяются отдельные мелкие детали и различные узлы, вышедшие из строя или выработавшие свой ресурс.

Вторая категория — техническое обслуживание и ремонт. Осуществляется в ремонтных мастерских авианосца, включает снятие с самолетов оборудования, его ремонт или замену изношенных или поврежденных узлов и деталей, в исключительных случаях изготовление недостающих запасных частей, регулировку и испытание самолетных систем после их ремонта, проверку вспомогательного оборудования.

На первые две категории технического обслуживания и ремонта приходится 85% всех средств, расходуемых на поддержание корабельных самолетов в исправном состоянии.

Третья категория — заводской ремонт проводится авиаремонтным предприятием авиабазы ВМС и реже — частных фирм. Сюда же поступают узлы и агрегаты, которые не могут быть отремонтированы на авианосцах из-за отсутствия на них необходимой технической базы.

В 1965 г. командование ВМС приступило к внедрению стандартной системы технического обслуживания и ремонта самолетов с подсистемами сбора данных по материально-техническому обеспечению, учета трудозатрат на техни-

ческое обслуживание и ремонт техники. Эта система предусматривает введение определенных нормативов в использование технического персонала, выделенного для технического обслуживания и ремонта самолетов. Установлена формула 40—40—20, согласно которой из общего количества человеко-часов, отведенных на техническое обслуживание и ремонт определенного числа самолетов, 40% должно быть затрачено на непосредственное обслуживание и ремонт техники, 40% — на наблюдение за проведением работ и проверку их качества, а остальные 20% — на непроизводительные затраты (тренировки и занятия, отпуска, болезни, потери, связанные с дисциплинарными взысканиями и другие). Если отчетные данные говорят о нарушении формулы, то командование должно принять меры по исправлению создавшейся диспропорции в трудозатратах.

О характере ремонтных работ, проводимых на авианосце, можно судить по техническому обслуживанию и ремонту авиационных двигателей. Специалисты проверяют двигатели и их системы, герметичность топливных систем и насосов, производят необходимый ремонт отдельных узлов и деталей. После технического обслуживания и ремонта двигатели проходят контрольные испытания (около 40 мин) на специальных стендах. При положительных результатах испытаний двигатель охлаждается и передается в ангар для установки на самолет.

На контрольные испытания и установку нового двигателя затрачивается около 100 человеко-часов, на ремонт двигателя с разборкой на основные узлы и последующие стендовые испытания — 300—400 человеко-часов. Такая работа проводится только в ремонтных мастерских авианосца. Двигатель проверяется через каждые 200 летных часов.

Техническое обслуживание и ремонт авиационной техники на борту авианосца осуществляются силами и средствами специальных групп обслуживания, входящих в состав эскадрилий авиакрыла, а также боевых частей авианосца (по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники, оружия и оборудования). Кроме того, на авианосце имеется и служба снабжения.

Группы технического обслуживания и ремонта (рис. 5.4) проводят планово-предупредительные осмотры, техническое обслуживание и ремонт самолетов (первая категория). Значительная часть личного состава авиакрыла, насчитывающего до 3300 человек, входит в состав этих групп.

Боевая часть авианосца по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники (авиаремонтная БЧ) осуществляет работы в мастерских корабля (вторая категория). В ее состав входят дивизионы ремонта планеров и двигателей, специального оборудования и вооружения, контроля за ходом и качеством ремонта.

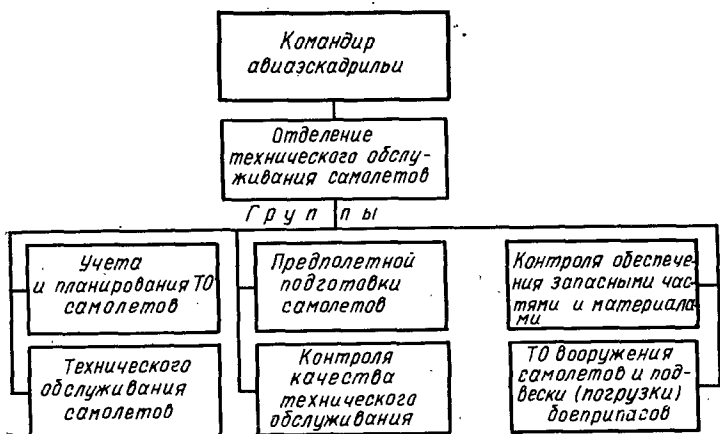


Рис. 5.4. Группы технического обслуживания и ремонта корабельных самолетов

В ведении БЧ находятся 10 ремонтных мастерских и лабораторий. Среди них мастерские по ремонту двигателей с необходимыми стендами для испытания планера самолета, гидравлического и пневматического оборудования, шасси, электронного оборудования, вооружения, аккумуляторных батарей, спасательного оборудования, по вулканизации покрышек колес самолетов, а также по ремонту вспомогательного оборудования.

Отмечается существенное увеличение размеров помещений, предназначенных для технического обслуживания и ремонта самолетов. За 50—60-е годы они увеличились почти в два раза, на авианосцах, построенных в 60-х годах, суммарная площадь этих помещений составила 3400—4000 м². Большую часть личного состава боевой части составляют техники и механики эскадрилий крыла, временно расписанные по своим заведованиям в этой БЧ и работающие под руководством ее специалистов. Кроме того, имеются специалисты, которые учитывают налет самолетов и отказы в работе оборудования, контролируют выполнение

графиков их технического обслуживания и ремонта, составляют отчеты о выполнении планов обслуживания и ремонта. В их обязанность входит также учет эксплуатации, участия в полетах и прохождения ремонтов самолетов. В целях повышения качества ремонта на авианосцах по несколько лет находятся представители фирм-изготовителей самолетов, которые работают в лабораториях и мастерских авианосца и приписаны к авиаремонтной БЧ.

Боевая часть оружия авианосца. Дивизионы этой БЧ оказывают помощь группам технического обслуживания, вооружения и подвески (погрузки) боеприпасов эскадрилий в ремонте бортового оружия самолетов.

Авиационная боевая часть авианосца обеспечивает взлет, посадку, буксировку самолетов на полетной и ангарной палубе, их расстановку и закрепление на стоянке. В ней насчитывается 550—650 человек (в зависимости от типа корабля), состоит в настоящее время из пяти дивизионов.

Первый дивизион (V-1) осуществляет буксировку (перемещение) самолетов по полетной палубе к катапультам, а также расстановку и закрепление самолетов на местах стоянки на полетной палубе. Личный состав дивизиона осматривает полетную палубу перед полетами и очищает ее от мелких посторонних предметов (кусков проволоки, гаек, болтов и т.п.), а при приемке боезапаса и продовольствия на борт авианосца участвует в этих работах.

Второй дивизион (V-2) обслуживает катапульты, аэрофинишеры, оптическую систему посадки и другое оборудование, необходимое для взлета и посадки самолетов, включая и средства подачи пара в цилиндры катапульты.

Третий дивизион (V-3) обеспечивает спуск (подъем) самолетов на ангарную (полетную) палубу, буксировку и закрепление их на стоянке. Личный состав дивизиона отвечает за противопожарную безопасность в ангаре, подготавливает ангарную палубу к приемке боезапаса на ходу, производя в случае необходимости перестановку самолетов и различного вспомогательного оборудования.

Четвертый дивизион (V-4) несет ответственность за заправку самолетов топливом и маслом, а также за топливные цистерны и заправочные станции, расположенные на полетной и ангарной палубах. Так, на авианосце «Энтерпрайз» 145 основных и 16 расходных цистерн общим объемом 9500 м³. Сообщалось, что на нем за день полетов расходуется до 600 т авиационного топлива. На авианосце

«Рейнджер» заправка 31 самолета производилась около 40 мин.

Пятый дивизион — дивизион авиационного вооружения (V-5).

Служба снабжения авианосца осуществляет материальное обеспечение работ по техническому обслуживанию и ремонту самолетов, относящихся к первой и второй категориям. Она располагает специализированными складами по отдельным видам оборудования и тремя центрами: учета заявок на выдачу запасных частей, транспортировки запасных частей от склада до места технического обслуживания самолета, автоматической обработки информации по МТО. В последнем центре для учета, поиска и подачи запасных частей на самолеты в ограниченные сроки применяется ЭВМ. Запасные части первостепенной важности могут быть поданы в течение 1 ч.

Служба снабжения совместно с командованием авиакрыла и авиаремонтной боевой частью, учитывая план использования корабля и авиакрыла, надежность оборудования, время его наработки на отказ, определяет необходимое количество запасных частей на складах авианосца. При этом учитываются данные, получаемые от подсистемы сбора данных по материально-техническому обеспечению системы технического обслуживания и ремонта самолета. Решение этой проблемы, по оценке специалистов ВМС, представляет значительные трудности, так как номенклатура необходимых запасных частей для самолетов, базирующихся на авианосцах, превышает 50 тыс. наименований, кроме того, они должны доставляться оперативно.

Процесс получения запасных частей и их хранение постоянно совершенствуется. Производится их перераспределение из многочисленных складов, расположенных в различных помещениях на авианосце, в небольшое число складов, находящихся вблизи мастерских. Однако площади для размещения центров и складов службы снабжения непрерывно увеличиваются. Особенно они выросли с середины 60-х годов, когда было принято решение об увеличении объема ремонтных работ, выполняемых непосредственно на авианосцах.

На авианосце большое внимание уделяется организации технического обслуживания и ремонта самолетов и их планированию.

Так, на корабле имеются центр планирования технического обслуживания самолетов с канцелярией, центры тех-

нического обслуживания эскадрилий и авиакрыла с канцелярией материально-технического обеспечения.

В американской печати сообщалось, что четкое выполнение планов технического обслуживания и ремонта самолетов в соответствии с инструкциями по эксплуатации, своевременное обеспечение потребностей в запасных частях и расходных материалах и тесное взаимодействие между экипажем корабля и личным составом авиакрыла обеспечивают реальную возможность надежной работы всех систем самолета при выполнении им боевой задачи.

Эти вопросы отрабатывались в период 1971—1973 гг. на авианосце «Энтерпрайз». Командование авиакрыла отмечало, что на многих самолетах, даже выполняющих боевое задание, не полностью работоспособны те системы, которые решают поставленную перед самолетом в данном полете задачу. Поэтому летчики теряют уверенность в действии некоторых систем, специалисты по техническому обслуживанию и ремонту утрачивают навыки по подготовке их к полету. В итоге дорогостоящий многоцелевой самолет, созданный для выполнения ряда задач, фактически используется по более узкому назначению, которое обеспечивала бы сравнительно дешевая машина предыдущего поколения. Высказывается мнение, что, хотя современные самолеты и очень сложны по конструкции, необходимо готовить их комплексно для полета в любых сложных боевых условиях и допускать к полетам только со всем исправным оборудованием.

В целях облегчения и совершенствования технического обслуживания и ремонта внедрялись системы автоматической проверки и выявления неисправностей электронных систем, оружия палубных самолетов и ракет, применение которых не требует высокой квалификации обслуживающего персонала, исключает ошибки при проверках, сокращает время, затрачиваемое на них, и позволяет в значительной степени уменьшить численность специалистов. За последние 15 лет в ВМС США на создание этих систем было израсходовано более 750 млн долларов.

Одна из систем VAST проверяет бортовую электронную аппаратуру самолетов F-14A, E-2C, S-3A, A-7E и других. Коэффициент готовности обслуживаемой ею аппаратуры превысил 80%. На конец 1976 г. в ВМС было более 80 (из 88 заказанных) систем VAST, установленных на семи авианосцах и на береговых авиабазах, где они интенсивно эксплуатировались (до 20 ч в сутки). На их разработку и закупку было израсходовано к этому времени около 450 млн

долларов. Благодаря внедрению систем в ВМС (из расчета 20 лет эксплуатации на 12 авианосцах и на 11 береговых авиабазах) ожидается сэкономить свыше 1,4 млрд долларов. Это происходит за счет сокращения площади помещения для технического обслуживания самолетов и численности обслуживающего персонала (более чем в четыре раза), уменьшения количества используемого оборудования и расходов на запасные части. Так, для обслуживания электронной аппаратуры самолетов F-14A, E-2C и S-3A с помощью четырех систем VAST требуются 34 человека, а при использовании обычного оборудования — 138.

Другая система BACE предназначена для проверки бортовой аппаратуры радионавигации, РЭБ и автоматического управления полетом самолетов А-6 «Интродер», А-5С «Виджилент» и других.

Американские специалисты считают повышение ремонтпригодности и надежности палубных самолетов еще одним направлением решения проблемы их технического обслуживания и ремонта. Например, у самолета F-14A обеспечен легкий доступ ко всем его системам, люки и двери, предназначенные для осмотров, открываются с помощью стандартного инструмента, места обслуживания систем имеют четкое обозначение, двигатели взаимозаменяемые, их можно заменить в сравнительно короткое время. Встроенная система проверки исправности электронной аппаратуры автоматически контролирует системы самолета и оружия. У самолета F-18 «Хорнет» морской авиации требования надежности, ремонтпригодности и простоты технического обслуживания включены в гарантированные характеристики. Например, среднее время налета на отказ должно составить 3,7 ч, а трудозатраты на 1 ч полета 18 ч. Эти показатели в 1,5—2 раза лучше, чем у находящихся на вооружении самолетов А-7Е и F-4J. Гарантируется, что три специалиста подготовят самолет к повторному вылету за 15 мин, а для замены двигателя четырем техникам потребуется 41 мин.

По мнению специалистов ВМС, имеют значение и такие второстепенные факторы, как обеспеченность вспомогательным передвижным оборудованием для обслуживания самолетов, форма одежды специалистов авиационной и боевой части по техническому обслуживанию и ремонту и т. д. Так, на авианосце «Саратога» используются: 18 тракторов-тягачей, семь передвижных компрессоров высокого давления, девять колесных гидравлических домкратов, семь передвижных тележек с емкостями для жидкого кислорода,

16 передвижных тележек для перевозки двигателей самолетов и других громоздких грузов, два виловых погрузчика грузоподъемностью 6,8 т и восемь грузоподъемностью 2,7 т. Оборудование покрашено в желтый цвет.

Личный состав каждого дивизиона авиационной боевой части во время вахты носит форму отличительной расцветки с символами на груди и спине: 1-й дивизион — шлем и куртка голубые, 2-й — зеленые, 3-й — куртка голубая, шлем белый, 4-й и 5-й — пурпурные.

Различны и символы: у специалистов 1-го дивизиона на куртке спереди и сзади нанесен личный номер, во 2-м дивизионе у обслуживающих аэрофинишеры на спине куртки сзади — буква А, у обслуживающих катапульты — С, в 3-м дивизионе на куртке спереди и сзади сделана надпись «Оператор подъемника», у 4-го дивизиона на куртке сзади — буква G.

Личный состав групп технического обслуживания авиэскадрильи также имеет форму, отличающуюся по цвету.

*
* *

В заключение следует отметить, что автор попытался комплексно рассмотреть особенности авианосцев и авианесущих кораблей, базирующихся на них самолетов различного назначения, их силовых установок, взлета и посадки самолетов в специфических условиях движения палубы и вихреобразований внешнего потока, особенностей применения, эксплуатации и ремонта корабельных самолетов.

Конечно, в соответствии с наименованием книги в ней главное внимание уделено характеристикам и особенностям конструкции самолетов различного типа и предназначения. Наряду с катапультным взлетом корабельных самолетов рассмотрены новые виды взлета: трамплинный, вертикальный и короткий. Корабельные самолеты — это интенсивно развивающийся вид авиации, ему присущи специфические, а иногда и уникальные условия применения, которые оказывают влияние на их компоновку и конструкцию.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	<i>Стр.</i>
Введение	3
Глава 1. Авианосцы. Авианесущие корабли (краткая характеристика)	10
1.1. Авианосцы	—
1.1.1. Технические средства обеспечения полетов самолетов на авианосцах	16
1.1.2. Особенности боевого применения авианосцев	26
1.2. Авианесущие корабли	31
Глава 2. Характеристики и особенности конструкции корабельных самолетов	40
2.1. Внешние условия воздействия на летательный аппарат при движении авианосца, взлете и посадке его на палубу корабля	—
2.2. Характеристики и особенности конструкции корабельных самолетов катапультного взлета и аэрофинишной посадки	60
2.3. Характеристики и особенности конструкции корабельных самолетов вертикального (короткого) взлета и посадки	136
Глава 3. Взлет корабельных самолетов с палубы корабля	165
3.1. Катапультный взлет	—
3.2. Взлет с коротким разбегом	181
3.3. Трамплинный взлет	194
3.3.1. Трамплинный взлет самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП)	195
3.3.2. Трамплинный взлет обычных самолетов	206
3.4. Вертикальный взлет	226
3.4.1. Подсасывающее действие выхлопных струй и определение его влияния на подъемную силу СВВП	227
3.4.2. Взаимодействие выхлопных струй с внешним потоком и их попадание на вход в двигатели	242
Глава 4. Посадка корабельных самолетов на палубу корабля	259
4.1. Аэрофинишная посадка	—
4.2. Вертикальная посадка	272
Глава 5. Особенности применения, эксплуатации и ремонта корабельных самолетов и вертолетов	300
5.1. Особенности применения корабельных самолетов и вертолетов	—
5.2. Организация и управление полетов палубных самолетов и вертолетов	303
5.3. Обеспечение полетов палубных самолетов авиационной боевой частью	307
5.4. Техническое обслуживание и ремонт самолетов на авианосцах	311