

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Пассажирский самолет Де Хэвилленд оф Канада „Дэш“ 8	1
Вертикально взлетающий истребитель-бомбардировщик Макдоннелл-Дуглас AV-8B „Харриер“ II	8
Влияние требований короткого взлета и посадки на облик перспективных тактических истребителей	21
Тенденции развития истребителей с точки зрения авиаци- онных специалистов ФРГ	24
Программа испытаний моделей в аэродинамических трубах при разработке многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“	29

**ТЕХНИЧЕСКАЯ  
ИНФОРМАЦИЯ**

№ 2 (1480)

Январь 1984 г.

Издается с 1939 г.

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ  
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.735.33(71) Де Хэвилленд «Дэш» 8

**ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ ДЕ ХЭВИЛЛЕНД ОФ КАНАДА „ДЭШ“ 8**

В конце 1970-х годов в ряде стран Западной Европы (Франции, Италии, Англии, Испании, ФРГ и Швеции), США, Канаде, Индонезии и Бразилии началась разработка проектов пассажирских самолетов нового поколения для местных и коротких авиалиний. Эти самолеты, рассчитанные на перевозку от 20 до 40 пассажиров, предназначены для замены в 1980—1990 гг. устаревших самолетов Конвэр 440, Хоукер Сиддли HS.748, Фоккер F.27 и др. Были начаты программы создания самолетов Аэроспасьяль-Аэриталия ATR-42, SAAB—Фэрчайлд SF.340, Шорт 360, Дорнье Do.228, CASA—Нуртанио CN.235, Эмбраэр EMB-120 и Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8 (DHC-8).

Самолеты Шорт 360 и Дорнье Do.228 поступили в эксплуатацию в 1982 г., в 1983 г. начались летные испытания самолетов SF.340, CN.235 и EMB-120, осенью 1984 г. должны начаться летные испытания самолета ATR-42.

К концу 1982 г. в результате анализа перспектив сбыта самолетов выявилась потребность в самолетах на 15—19, 20—40 и 41—60 мест. В приведенной ниже таблице даны прогнозы сбыта самолетов указанных категорий до 2000 г. (согласно анализу FAA) [4].

Число пассажирских мест	Потребное число самолетов			Стоимость самолетов, млрд. долл. (в ценах 1980 г.)
	рынок США	мировой рынок без США	всего	
15—19	1050	1137	2187	3,065
20—40	898	1098	1996	6,895
41—60	425	790	1215	6,685
Всего . . .	2373	3025	5398	16,645

Некоторые новые самолеты представляют собой модификации существующих самолетов (например, Шорт 360), другие являются новыми разработками, выполненными с учетом последних достижений в авиационной технике (например, Аэроспасьяль—Аэриталия ATR-42, SAAB—Фэрчайлд SF.340). К числу последних относится и пассажирский самолет «Дэш» 8.

Разработка проекта нового самолета под обозначением «Дэш» X (рис. 1) началась в июне

1978 г. Было решено создать самолет, который занял бы место между 19-местным самолетом DHC-6 «Тунн Отгер» (построено 800 самолетов) и самолетом DHC-7, рассчитанным на 50 пассажиров. Первая информация о проекте «Дэш» X была представлена на Парижской авиационно-космической

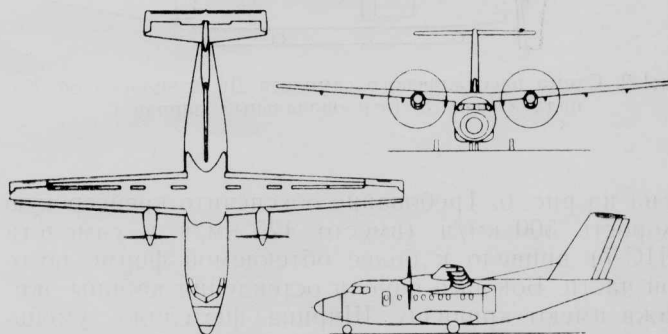


Рис. 1. Схема пассажирского самолета Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» X (проект 1979 г.)

выставке 1979 г. К концу 1979 г. стало ясно, что северо-американскому рынку требуется 36-местный самолет для местных и коротких авиалиний обеспечивающий пассажирам комфорт как на больших магистральных самолетах.

В октябре 1979 г. на конференции ассоциации авиакомпаний местных авиалиний в Ки-Бискейне (шт. Флорида) президент фирмы Де Хэвилленд оф Канада Дж. Сэндфорд сообщил, что новый самолет получил обозначение «Дэш» 8 (рис. 2). Первый полет опытного самолета был намечен на конец 1982 г., а поставки — на начало 1984 г. [5].

В 1980 г. фирма пригласила для участия в разработке самолета другие канадские фирмы. В феврале 1980 г. фирма Пратт-Уитни оф Канада сообщила о решении поставлять для нового самолета двигатели PW120 (прежнее обозначение PT7A-2R) и вскоре подписала контракт на поставку 200 двигателей [2, 6].

В марте 1980 г. программа разработки самолета началась официально [1]. Предусматривалось создание двух вариантов: пассажирского для местных и коротких авиалиний и административного (на 12—17 мест) [2].

Самолет «Дэш» 8 (рис. 3 и 4) представляет собой моноплан с высокорасположенным крылом и Т-образным оперением. На начальном этапе разработки фирма попыталась с целью экономии времени и финансовых расходов создать уменьшенный двухдвигательный вариант самолета ДНС-7. Однако самолет ДНС-7 разрабатывался как самолет КВП и по весовым показателям уступает обычному самолету. Уменьшенный вариант имел бы те же недостатки, хотя требования короткого взлета и посадки не предъявлялись. Поэтому было решено разрабатывать совершенно новый самолет, по конфигурации близкий к самолету ДНС-7 (рис. 5). Компонировочная схема самолета «Дэш» 8 представ-

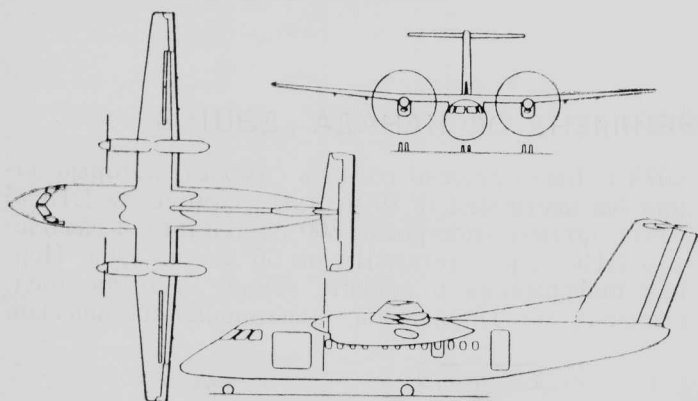


Рис. 2. Схема пассажирского самолета Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8 (первоначальный вариант)

лена на рис. 6. Требование обеспечить крейсерскую скорость 500 км/ч (вместо 425 км/ч у самолета ДНС-7) привело к более обтекаемой форме носовой части. Боковые панели остекления кабины экипажа имеют кривизну. Ширина фюзеляжа уменьшена на 0,1 м. Гондолы ТВД более обтекаемые и удлиненные.

В пассажирской кабине могут разместиться от 20 до 36 пассажиров. Сиденья установлены по схеме 2+2, ширина прохода 0,38 м, расстояние между рядами 0,79 м. По левому борту в передней части фюзеляжа имеется пассажирская дверь трапа (1,67×0,76 м), а по правому борту — служебная (1,37×0,51 м). В хвостовой части самолета за задней гермоперегородкой находится багажный отсек с грузовой дверью размером 1,52×1,27 м. Задняя гермоперегородка может передвигаться, в результате чего объем отсека может изменяться от 8,49 (при 36 пассажирах) до 21,9 м<sup>3</sup> [1]. В полностью грузовом варианте объем кабины составит 31,15 м<sup>3</sup> [2]. На рис. 7 показаны варианты компоновки пассажирской кабины самолета [9].

Крыло самолета кессонного типа с двумя лонжеронами, имеет профиль с «задним нагружением» (сверхкритический). Относительное удлинение крыла 12. Внешние секции консолей крыла имеют отрицательный угол поперечного V. Большая относительная толщина профиля (18%) обеспечивает достаточную жесткость кессона, что позволяет установить однощелевые закрылки Фаулера большой площади. Закрылки занимают 80% полуразмаха крыла и имеют хорду, равную 39% хорды крыла. Максимальный угол отклонения закрылков 35°.

Крыло имеет элероны с ручным приводом и восемь секций интерцепторов. Две пары внешних интерцепторов (с гидравлическим приводом) используются для управления по крену при скоростях 260—465 км/ч. Максимальный угол отклонения 70°. Внутренние интерцепторы используются

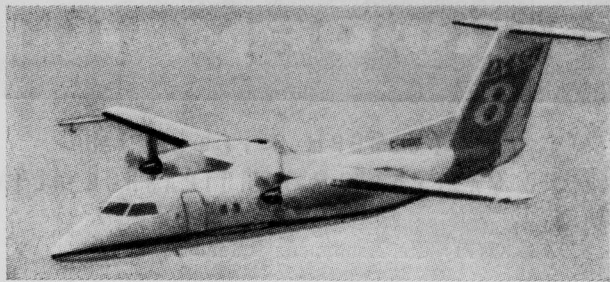


Рис. 3. Пассажирский самолет для местных и коротких авиалиний «Дэш» 8 в полете

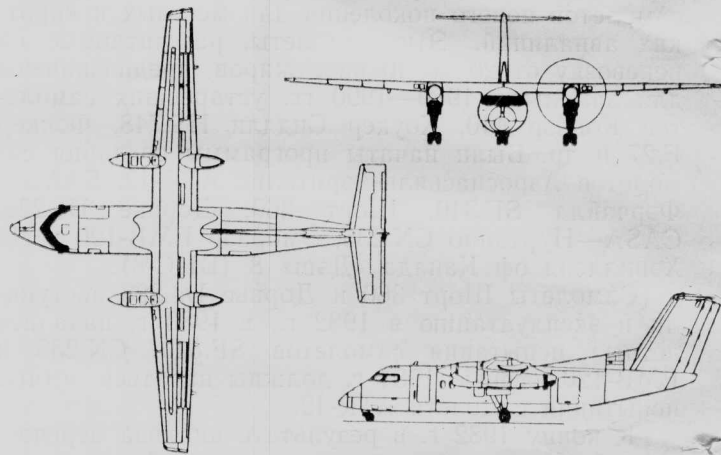


Рис. 4. Схема серийного самолета Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8

как гасители подъемной силы при пробеге и работают при скорости  $\leq 260$  км/ч. Эти интерцепторы приводятся в действие автоматически в зависимости от режима работы двигателя.

Силовые элементы конструкции самолета выполнены из высокопрочных алюминиевых сплавов; в некоторых местах планера и стойках шасси использована сталь вакуумной плавки. В зоне окон пассажирской кабины и других вырезов к обшивке приклеены подкрепляющие элементы. В конструкции самолета «Дэш» 8 использованы различные композиционные материалы на основе волокон кевлара и сотовый наполнитель из материала номекс (рис. 8). Вес элементов из композиционных материалов составляет 408 кгс, т. е. 9,6% веса планера (на самолете ДНС-7 5% [2]).

При разработке самолета строго контролировался вес конструкции. В результате превышение расчетного веса самолета в ходе проектирования составило лишь 13,6 кгс.

В связи с использованием композиционных материалов проводились исследования работоспособ-

ности изготовленных из них элементов конструкции при повреждениях. Разработка этих компонентов конструкции проводилась в соответствии с требованиями FAR 25.571 (поправка 45).

При разработке фюзеляжа учитывалась возможность его повреждения оторвавшейся лопастью винта или частями разрушившейся втулки. При разработке воздухозаборника ТВД была поставлена задача избежать повреждения двигателя при попадании посторонних предметов. Фирма запатентовала воздухозаборник «полукамерного» типа с направляющими, предотвращающими попадание в двигатель птиц весом 680 гс, градин весом до 28 гс, кусков резины от пневматиков, осколков льда и т. д.

Передняя стойка шасси, имеющая спаренные колеса, убирается вперед. Основные стойки, установленные под гондолами двигателей, убираются назад и оснащены спаренными колесами с пневматиками размером 0,67×0,2 м (по желанию заказчика могут устанавливаться пневматики низкого давления с размерами 0,79×0,25 м). Колеса имеют многодисковые тормоза с автоматом торможения.

Силовая установка самолета состоит из двух ТВД Pratt-Уитни оф Канада PW 120 взлетной мощностью по 1800 л. с. Фирма Де Хэвилленд уделала много внимания выбору двигателя и воздушного винта для самолета. Первоначально предлагались два ТВД: PW 120 и Дженерал Электрик СТ7-5 (мощность 1650 л. с.). Первый был полностью новым двигателем, другой разработан на основе хорошо зарекомендовавшего себя газогенератора. Поскольку самолет «Дэш» 8 должен осуществлять взлет с 36 пассажирами и максимальным запасом топлива с ВПП длиной не более 915 м в условиях жаркого климата и разреженной атмосферы, предпочтение было отдано двигателю PW 120 [1].

Двигатель PW 120 (рис. 9) имеет два центробежных компрессора (высокого и низкого давления), каждый из которых приводится отдельной одноступенчатой турбиной, двухступенчатую силовую турбину, двухступенчатый редуктор со смещенной осью вала привода воздушного винта. Камера сгорания кольцевая, противоточная [7, 8]. На рис. 10 показана компоновка гондолы с ТВД PW 120 [9].

#### Характеристика ТВД Pratt-Уитни оф Канада PW 120 [7, 8]

Мощность:	
взлетная . . . . .	1800 л. с.
на чрезвычайном режиме . . . . .	2000 "
на крейсерском режиме . . . . .	1620 "
Удельный расход топлива:	
при взлете . . . . .	0,227 кгс/л.с.ч
в крейсерском полете . . . . .	0,233 "
Размеры двигателя:	
длина . . . . .	2,13 м
ширина . . . . .	0,63 "
высота . . . . .	0,78 "
Сухой вес двигателя . . . . .	418 кгс

Фирма Pratt-Уитни заявила, что начальный межремонтный ресурс двигателя PW 120 составит 1500 ч. Через пять лет после начала эксплуатации двигателя его ресурс предполагается довести до 6000 ч. Сертификацию ТВД намечалось завершить в конце 1983 г. [2].

Расчетная длина разбега самолета «Дэш» 8 в условиях MCA+30°C равна 1160 м, а при взлете с аэродрома на высоте 1830 м (в условиях MCA+10°C) длина разбега возрастает до 1220 м [1].

Максимальный коэффициент подъемной силы крыла 2,9, минимальная эволютивная скорость 144 км/ч [9].

В связи с большой чрезвычайной мощностью двигателей взлет может осуществляться при одном работающем двигателе. Взлетные характеристики самолета приведены на рис. 11.

При выборе воздушного винта сравнивались винты фирм Гамильтон Стандарт и Даути Ротол. Ло-

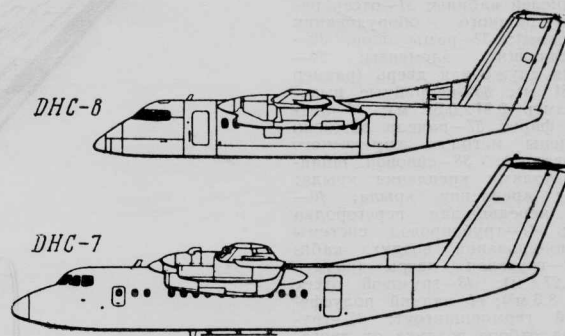


Рис. 5. Сравнение габаритов самолетов DHC-7 и «Дэш» 8

пасти винта фирмы Даути Ротол изготовлены из композиционных материалов, а в конструкции лопастей винта фирмы Гамильтон Стандарт используются алюминиевый лонжерон и обшивка из композиционного материала. Фирма Де Хэвилленд отдала предпочтение винту 14SF фирмы Гамильтон Стандарт (рис. 12). Диаметр винта 3,35 м, частота вращения 1300 об/мин [1].

Топливо размещается в баках, расположенных во внешних консолях крыла. Пассажирский вариант самолета будет иметь запас топлива 2665 кгс, а административный — 3720 кгс. Увеличение количества топлива будет достигнуто за счет установки баков в крыле между фюзеляжем и гондолами ТВД.

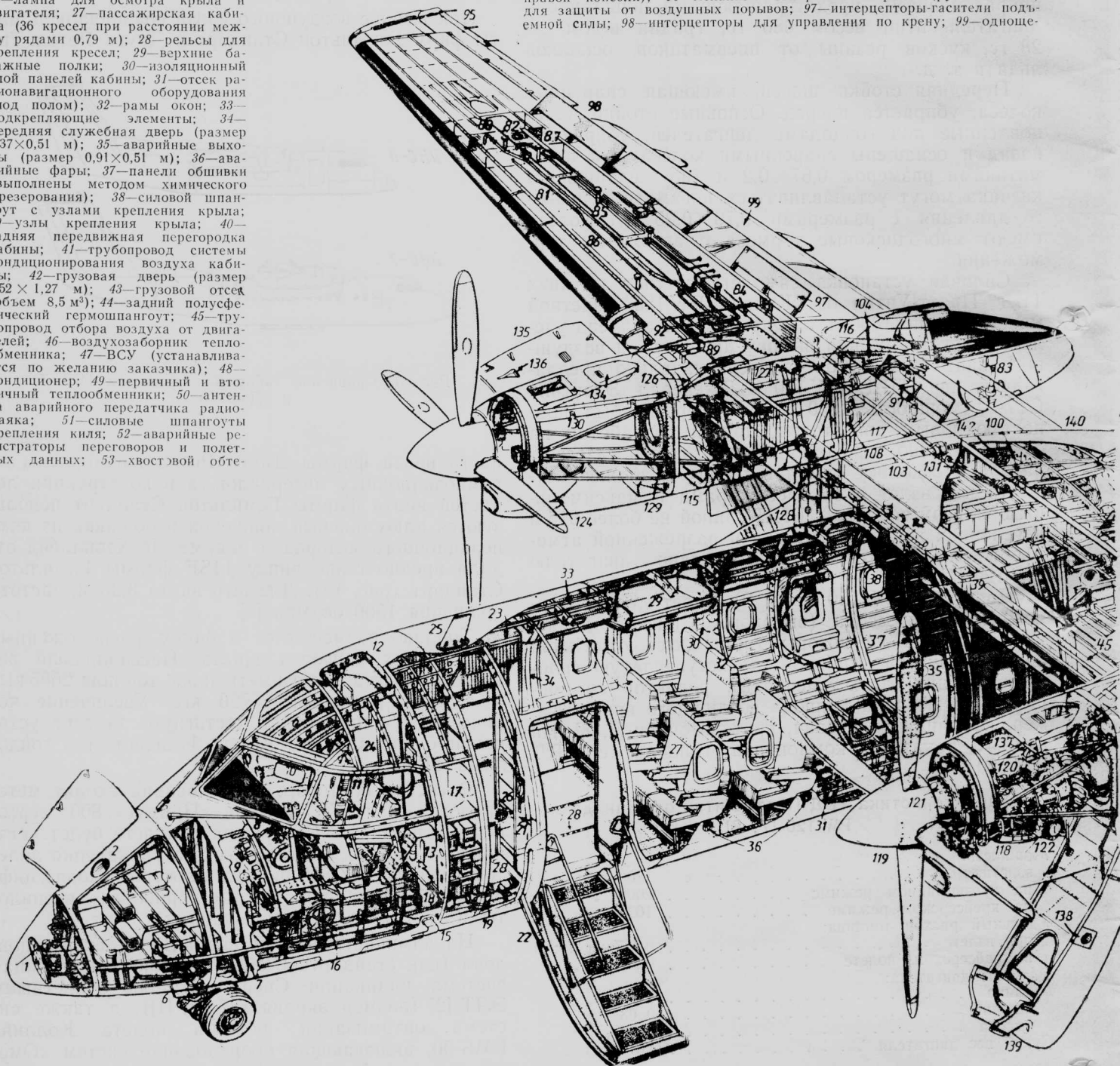
В состав бортового оборудования входят метеорологическая РЛС Сперри «Примус» 800, курсовый вертикаль фирмы Сперри, на самолете будет установлена система автоматического управления полетом Сперри DFZ-800, в состав которой входят цифровые командно-пилотажные приборы, автопилоты и система воздушных данных.

На административном варианте будет установлена (как стандартное оборудование) электронная система индикации Сперри EDZ-800 с цветными ЭЛТ [2] (размер экрана 127 мм [1]), а также система оптимизации режима полета Коллинз FMS-90, включающая оборудование систем «Омега», зональной навигации и навигации в вертикальной плоскости Сперри VN 800 [2].

Самолет «Дэш» 8 рассчитан на полет с максимальной платной нагрузкой на расстояние 1110 км или полет с тремя промежуточными посадками (каждый из четырех отрезков маршрута имеет длину 185 км) без дозаправки топливом на про-

1—обтекатель метеорадиолокатора и глассидной антенны; 2—рулевая фара; 3—передний отсек радиоэлектронного оборудования; 4—аккумуляторы; 5—аварийный кислородный баллон для экипажа; 6—управляемая носовая стойка шасси; 7—передняя герметическая перегородка; 8—приборная доска; 9—приемники статического давления с электрообогревом; 10—остекление кабины экипажа с электрообогревом; 11—двухместная кабина экипажа (возможна установка откидного кресла для наблюдателя); 12—аварийный люк для экипажа; 13—огнетушитель и топор; 14—подача воздуха из системы кондиционирования в кабину экипажа; 15—приемник полного давления с электрообогревом (с обеих сторон фюзеляжа); 16—тросовые качалки управления и направляющие ролики (под полом кабины экипажа); 17—передний отсек радионавигационного оборудования; 18—система охлаждения бортового оборудования; 19—вентилятор для рециркуляции воздуха; 20—гардероб; 21—место бортпроводника; 22—пассажирская дверь-трап (размер  $1,67 \times 0,76$  м); 23—буфет; 24—туалет; 25—антенна УКВ (вторая антенна под фюзеляжем); 26—лампа для осмотра крыла и двигателя; 27—пассажирская кабина (36 кресел при расстоянии между рядами 0,79 м); 28—рельсы для крепления кресел; 29—верхние багажные полки; 30—изоляционный слой панелей кабины; 31—отсек радионавигационного оборудования (под полом); 32—рамы окон; 33—подкрепляющие элементы; 34—передняя служебная дверь (размер  $1,37 \times 0,51$  м); 35—аварийные выходы (размер  $0,91 \times 0,51$  м); 36—аварийные фары; 37—панели обшивки (выполнены методом химического фрезерования); 38—силовой шпангоут с узлами крепления крыла; 39—узлы крепления крыла; 40—задняя передвижная перегородка кабины; 41—трубопровод системы кондиционирования воздуха кабины; 42—грузовая дверь (размер  $1,52 \times 1,27$  м); 43—грузовой отсек (объем  $8,5$  м<sup>3</sup>); 44—задний полусферический гермошпангоут; 45—трубопровод отбора воздуха от двигателей; 46—воздухозаборник теплообменника; 47—ВСУ (устанавливается по желанию заказчика); 48—кондиционер; 49—первичный и вторичный теплообменники; 50—антенна аварийного передатчика радиомаяка; 51—силовые шпангоуты крепления кия; 52—аварийные регистраторы переговоров и полетных данных; 53—хвостовой обте-

65—протектор пневматической противообледенительной системы; 66—качалка проводки управления и тяги управления рулем высоты; 67—пружинный сервокомпенсатор и тяги руля высоты; 68—триммер руля высоты; 69—огни предотвращения столкновений; 70—АНО; 71—форкиль; 72—двухлонжеронный кессон крыла; 73—стенка лонжерона; 74—носик крыла; 75—торцевые нервюры топливного бака; 76—приклеенные стрингеры; 77—накладка в месте стыка внешних консолей крыла; 78—съемные смотровые панели; 79—противофлаттерный груз; 80—датчик предупреждения о срыве (только на левой консоли крыла); 81—топливные баки (общий объем 3218 л); 82—заправочные горловины на верхней поверхности крыла; 83—горловина заправки топливом под давлением; 84—коллекторный топливный бак; 85—датчик уровня топлива (шесть); 86—дренажный трубопровод топливной системы; 87—дренажный бак; 88—уровнительный бак; 89—топливопровод к двигателю; 90—протектор пневматической противообледенительной системы на носке крыла; 91—трубопроводы противообледенительной защиты к стабилизатору; 92—посадочные фары; 93—элерон; 94—пружинный сервокомпенсатор; 95—триммер (только на правой консоли); 96—механизм запирания элерона (руля высоты) для защиты от воздушных порывов; 97—интерцепторы-гасители подъемной силы; 98—интерцепторы для управления по крену; 99—одноше-



катель из стеклопластика; 54—выхлоп теплообменника; 55—трехлонжеронный кессон кия; 56—вспомогательный передний лонжерон; 57—съемный носок кия из стеклопластика (ВЧ антенна устанавливается по желанию заказчика); 58—двухсекционный руль направления; 59—соединительные тяги; 60—два гидравлических силовых привода руля направления; 61—механизм загрузки руля направления и качалка проводки управления; 62—узлы крепления стабилизатора (шесть); 63—стабилизатор; 64—съемный носок из стеклопластика;

левой закрылок Фаулера; 100—гидравлический привод закрылка; 101—жесткая тяга привода закрылков (резервная тросовая проводка); 102—коробка передач; 103—винтовые приводы закрылка; 104—направляющие и каретки закрылков; 105—внешняя направляющая закрылка (каретки и обтекатели); 106—АНО; 107—разрядники статического электричества; 108—отсек гидравлической системы; 109—гидравлический аккумулятор и штуцер для подключения наземного источника питания; 110—основные стойки шасси с многодисковыми тормозами и

автоматом скольжения; 111—диагональный подкос; 112—цилиндр уборки шасси; 113—аварийный замок; 114—подкос с шарниром; 115—опора диагонального подкоса шасси; 116—кронштейн основной стойки шасси и узлы крепления амортизационной стойки; 117—створки ниши основных стоек шасси (с гидроприводом; створка остается открытой при выпущенном шасси); 118—ТВД Pratt & Whitney PW 120; 119—воздушный винт Гамильтон Стандарт 14SF (с электрообогревом, диаметр 3,96 м); 120—стартер-генератор постоянного тока (28В) и генератор переменного тока (115/200 В, на каждом двигателе); 121—редуктор воздушного винта; 122—масляный бак двигателя (18,9 л); 123—масляный радиатор; 124—переднее кольцо крепления двигателя (три эластомерных демпфера и двухзвенник); 125—заднее кольцо крепления двигателя (два эластомерных демпфера); 126—узлы стыка крыла с гондолой; 127—усиленная нервюра стыка крыла с гондолой; 128—противопожарная перегородка ниши шасси; 129—противопожарная перегородка двигателя; 130—силовая рама установки двигателя; 131—система управления двигателем; 132—выхлопная труба двигателя и задняя опора; 133—выхлоп; 134—съемные панели для осмотра двигателя; 135—шарнирные откидные боковые панели гондолы; 136—воздухозаборник системы охлаждения генератора; 137—шарнирная откидная нижняя панель капота; 138—лампа для осмотра крыла; 139—губа воздухозаборника (с электрообогревом); 140—обтекатели стыка крыла с фюзеляжем; 141—направляющие ролики проводки управления и тросы; 142—тросы управления элеронами и интерцепторами; 143—огнетушители

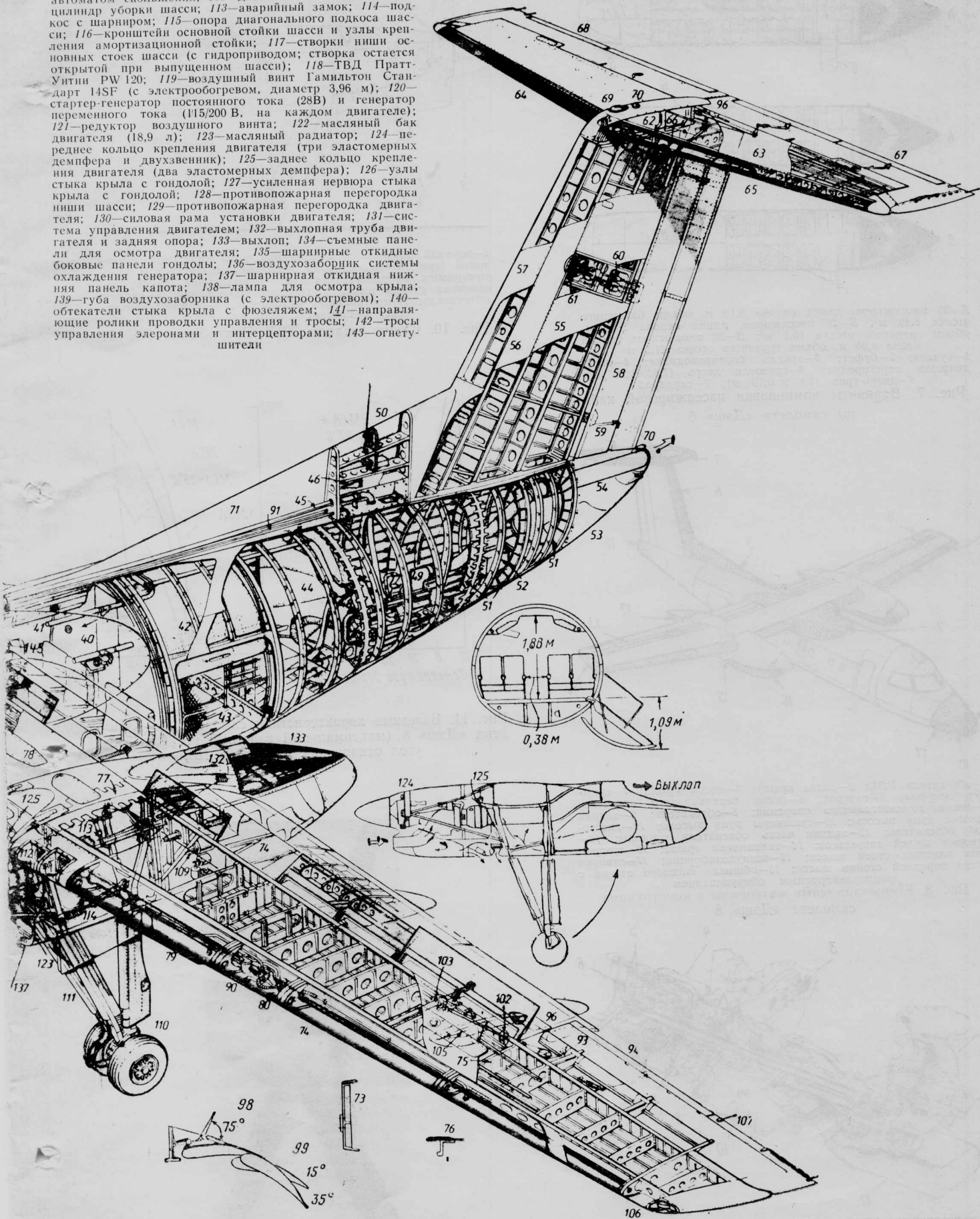
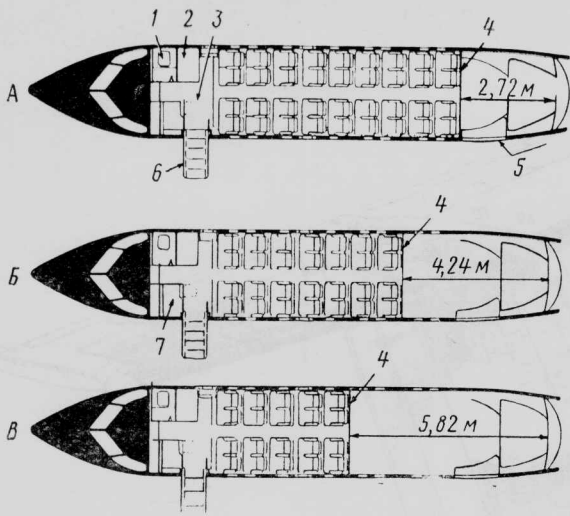
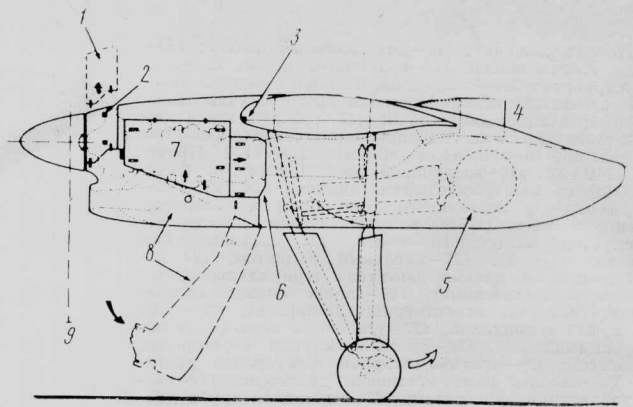


Рис. 6. Компонровка самолета Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8



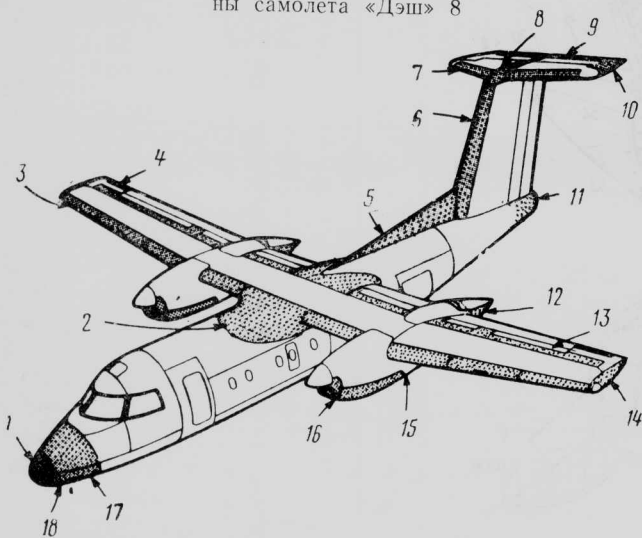
А—36 пассажиров, длина салона 9,19 м, объем багажного отсека 8,49 м<sup>3</sup>; Б—28 пассажиров, длина салона 7,62 м, объем грузового отсека 15,1 м<sup>3</sup>; В—20 пассажиров, длина салона 8,05 м, объем грузового отсека 21,9 м<sup>3</sup>  
 1—туалет; 2—буфет; 3—кресло бортпроводника; 4—передвижная перегородка; 5—грузовая дверь (1,52×1,27 м); 6—дверь-трап (1,67×0,76 м); 7—гардероб

Рис. 7. Варианты компоновки пассажирской кабины самолета «Дэш» 8



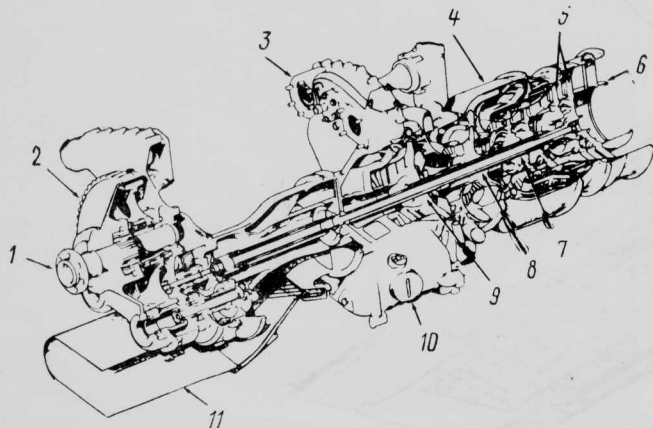
1—верхний обтекатель; 2—передние узлы крепления двигателей (три); 3—задние узлы крепления двигателей с эластомерными вибропоглопителями; 4—выхлопная труба; 5—основная стойка шасси в убранном положении; 6—задний обтекатель; 7—центральный обтекатель; 8—нижний обтекатель; 9—плоскость вращения винта

Рис. 10. Схема гондолы ТВД Пратт-Уитни PW 120



1—обтекатель РЛС; 2—защитный кожух; 3—носик крыла; 4—триммер элерона; 5—гаргрот; 6—носик вертикального оперения; 7—носик горизонтального оперения; 8—обтекатель; 9—задняя кромка обтекателя; 10—триммеры руля высоты; 11—хвостовой обтекатель; 12—задняя часть обтекателя гондолы; 13—створки щелей закрылков; 14—законцовки крыла; 15—створки ниш главных стоек шасси; 16—воздухозаборник; 17—створки ниши передней стойки шасси; 18—обшивка носового отсека с радиоэлектронным оборудованием

Рис. 8. Композиционные материалы в конструкции самолета «Дэш» 8



1—вал воздушного вала; 2—модуль редуктора; 3—приводы агрегатов; 4—секция газогенератора; 5—силовые турбины; 6—сопло; 7—турбины привода компрессоров; 8—компрессор высокого давления; 9—компрессор низкого давления; 10—масляный бак; 11—канал воздухозаборника

Рис. 9. Схема ТВД Пратт-Уитни оф Канада PW 120

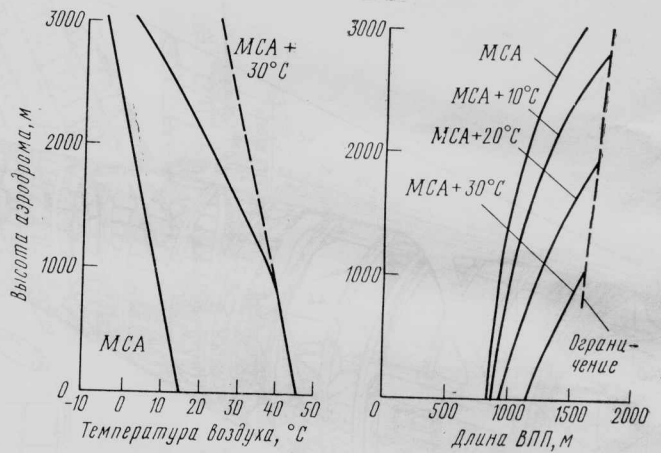


Рис. 11. Взлетные характеристики самолета Де Хэвилленд «Дэш» 8 (максимальный взлетный вес 13 835 кгс, угол отклонения закрылков 15°)

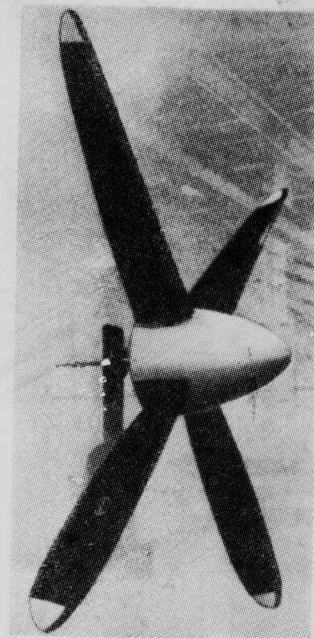
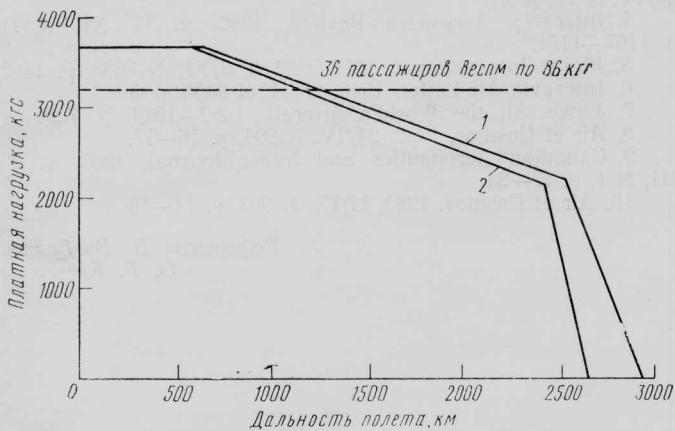


Рис. 12. Воздушный винт Гамильтон Стандарт 14SF

межуточных аэродромах (с резервами топлива для полета на 185 км до запасного аэродрома и ожидания посадки в течение 45 мин на высоте 1520 м). На рис. 13 приведена расчетная зависимость дальности от платной нагрузки самолета. Фирма заявила, что при полетах на расстояние ~370 км с 36 пассажирами самолет «Дэш» 8 по расходу топлива на 1 место-км будет на 39% экономичнее



1—на режиме максимальной дальности; 2—на режиме максимальной крейсерской мощности  
Рис. 13. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета Де Хэвилленд «Дэш» 8 (условия МСА, безветрие, запасы топлива по нормам IFR для полета на запасной аэродром на расстояние 185 км и ожидание посадки в течение 45 мин, вес снаряженного самолета 9152 кгс)

существующих однотипных самолетов (рис. 14). ПЭР при маршрутах протяженностью 370 км составят 619 долл., половина из которых расходы на техническое обслуживание [1].

Первый предсерийный самолет «Дэш» 8 (опытные самолеты не будут строиться) был выведен из сборочного цеха завода фирмы в Даунсвью 19 апреля 1983 г. Первый полет состоялся в июне 1983 г. [3].

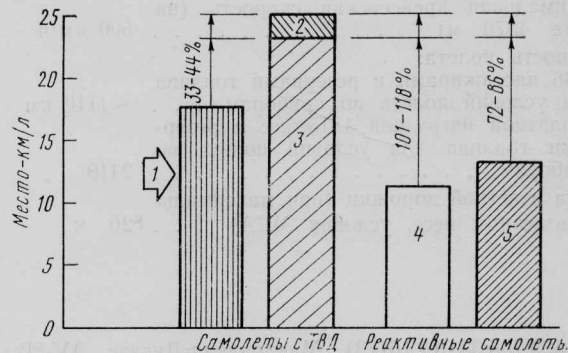
По программе летных испытаний четыре предсерийных самолета налетают 1500—1600 ч. Первый самолет предназначен для оценки устойчивости и управляемости, проверки работы автопилота и противообледенительной системы. Объем испытаний составит 550 ч. Второй самолет (первый полет должен был состояться в сентябре 1983 г.) будет использоваться для проверки характеристик двигателей, работы топливной, электрической, гидравлической систем и системы кондиционирования в течение 500 летных часов. Третий самолет (первый полет был намечен на ноябрь 1983 г.) предназначен для испытаний воздушных винтов, системы управления, бортового оборудования и определения уровня шума на местности. Четвертый самолет, оснащенный серийными ТВД PW120 (первый полет состоится в начале 1984 г.), будет использован для оценки характеристик устойчивости и управляемости, испытаний на надежность и проверки работы новых ТВД.

По окончании испытаний фирма намеревается использовать один самолет в качестве летающей лаборатории, второй — для демонстрационных полетов, два будут поставлены заказчиком.

Усталостные испытания будут проводиться на трех отдельных частях самолета: передняя часть

фюзеляжа, хвостовая часть фюзеляжа с оперением и крыло с гондолами двигателей и небольшой центральной секцией фюзеляжа. Расчетный ресурс конструкции до появления трещин 40 000 ч, экономический ресурс не менее 80 000 ч (160 000 посадок) [1, 2].

Сертификация самолета «Дэш» 8 намечена на сентябрь 1984 г. В 1984 г. будет поставлено четыре самолета, в 1985 г. — 40. К январю 1986 г. темп



1—средний показатель для девяти существующих турбовинтовых самолетов для местных и коротких авиалиний; 2—самолет «Дэш» 8 с 39 пассажирами; 3—самолет «Дэш» 8 с 36 пассажирами; 4—трехдвигательный турбореактивный самолет, 138 пассажиров; 5—двухдвигательный турбореактивный самолет, 101 пассажир  
Рис. 14. Сравнение самолета «Дэш» 8 и существующих самолетов по производительности в место-км на 1 л расходуемого топлива самолета «Дэш» 8 (преимущество нового самолета указано на рисунке в процентах)

выпуска может достигнуть шести самолетов в месяц [2]. К августу 1983 г. имелись твердые заказы на 53 и зарезервированные — на 66 самолетов [10].

Цена самолета в пассажирском варианте 4,8 млн. долл., а в административном — 5,65 млн. долл. [2]. Стоимость разработки самолета составила 270 млн. канадских долл. Безубыточность производства будет достигнута при выпуске 300—350 самолетов. В программе занято 1200 чел. на фирме Де Хэвилленд оф Канада и 800 чел. на других канадских фирмах [10].

#### Характеристика самолета Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8 (DHC-8)

Длина самолета	22,25 м
Размах крыла	25,6 "
Высота самолета	7,62 "
Площадь крыла	54,34 м <sup>2</sup>
Относительное удлинение крыла	12
Относительная толщина профиля	18%
Размеры пассажирской кабины:	
длина	9,19 м
ширина (максимальная)	2,49 "
высота (максимальная)	1,88 "
Объем багажного отсека	8,5 м <sup>3</sup>
Число мест:	
экипажа	2
пассажиров	12—24 (в административном варианте) 36 (в варианте для местных авиалиний)
Двигатели	2 ТВД Пратт-Уитни PW 120



Взлетная мощность . . . . .	2×1800 л. с.
Воздушные винты . . . . .	Гамильтон Стандарт 14SF диаметром 3,96 м
Максимальный взлетный вес . . . . .	13 835 кгс
Максимальный вес без топлива . . . . .	12 700 "
Вес пустого снаряженного . . . . .	9 152 "
Максимальный вес топлива (административный вариант) . . . . .	3 720 "
Максимальная платная нагрузка . . . . .	3 550 "
Максимальный посадочный вес . . . . .	13 610 "
Удельная нагрузка на крыло . . . . .	~255 кгс/м <sup>2</sup>
Максимальная крейсерская скорость (на высоте 4570 м) . . . . .	500 км/ч
Дальность полета:	
с 36 пассажирами и резервами топлива для условий полета по приборам . . . . .	~1110 км
с платной нагрузкой 1815 кгс и резервами топлива для условий полета по приборам . . . . .	2410 "
Длина взлетной дорожки (при максимальном взлетном весе, условия МСА) . . . . .	826 м

Длина посадочной дорожки (условия МСА) . . . . . 908 м

Уровень шума:

в стороне от дорожки . . . . . 86 EPN дБ

при заходе на посадку . . . . . 98 "

1. Flight International, 1983, v. 123, 9/IV, N 3857, p. 1005—1010.
2. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 28/II, N 9, p. 63—66.
3. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 25/IV, N 17, p. 31.
4. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 35, XI, N 11, p. 1167—1171.
5. Flight International, 1979, v. 116, 3/XI, N 3685, p. 1462.
6. Interavia Air Letter, 1980, 28/II, N 9450, p. 5.
7. Jane's All the World's Aircraft, 1982—1983, p. 720.
8. Air et Cosmos, 1982, 24/IV, N 904, p. 16—17.
9. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1983, v. 29, III, N 1, p. 17—24.
10. Air et Cosmos, 1983, 17/IX, N 967, p. 14—15.

Референты В. В. Беляев,  
О. Г. Комарова.

УДК 629.735 33.014.16(73) Макдоннелл-Дуглас AV-8B  
«Харриер» II

## ВЕРТИКАЛЬНО ВЗЛЕТАЮЩИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-БОМБАРДИРОВЩИК МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС AV-8B „ХАРРИЕР“ II

В 1984—1985 гг. на вооружение корпуса морской пехоты США и ВВС Англии начнет поступать новый вертикально взлетающий истребитель-бомбардировщик Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II (английское обозначение «Харриер» GR.5).

Разработка самолета началась в 1973 г. К этому времени в процессе эксплуатации первых серийных вертикально взлетающих самолетов «Харриер» в Англии и AV-8A в США был выявлен ряд значительных недостатков этих самолетов, в том числе малые боевая нагрузка и дальность полета (например, при вертикальном взлете с боевой нагрузкой весом 1360 кгс самолеты имели боевой радиус действия ~92 км). Для увеличения радиуса действия до 200—300 км самолеты должны были взлетать с разбегом длиной 250—300 м.

В апреле—декабре 1973 г. американская фирма Макдоннелл-Дуглас и английская фирма Хоукер Сиддли (позже вошедшая в состав концерна Бритиш Аэроспейс) провели совместное изучение проекта усовершенствованного варианта СВВП «Харриер» с подъемно-маршевым ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 15. В конце 1973 г. было подписано соглашение о совместной разработке нового самолета, получившего обозначение AV-16A «Супер Харриер». Стоимость разработки оценивалась в 500 млн. долл. (в ценах 1974 г.).

Внешне самолет AV-16A был похож на самолет AV-8A, но имел большие размеры. Крыло имело на 15% большую площадь, чем у самолета AV-8A; предполагалось использовать новый аэродинамический профиль крыла. В качестве силовой установки предполагался ТРДД «Пегас» 15 с тягой 11100 кгс. Вооружение самолета должно было состоять из двух пушек Джeneral Электрик М-197 калибром 20 мм и управляемых ракет класса воздух—воздух «Сайдуиндер» или воздух—поверх-

ность «Гарпун». Расчетный взлетный вес при вертикальном взлете 9750 кгс, а при взлете с разбегом 12700 кгс. Боевой радиус при вертикальном взлете 185—200 км.

В середине 1974 г. правительство Англии по экономическим причинам приняло решение о прекращении совместной разработки самолета AV-16A. Фирма Макдоннелл-Дуглас решила продолжить программу. Однако с начала 1975 г. темп работ стал замедляться главным образом из-за увеличения стоимости программы и отсутствия подходящего ТРДД, так как английская фирма Роллс-Ройс не смогла к этому времени довести двигатель «Пегас» 15. Создание собственного подъемно-маршевого ТРДД с тягой 11000—12000 кгс потребовало бы от США слишком больших расходов.

В связи с этим фирма Макдоннелл-Дуглас приняла решение разработать самолет AV-8B, представляющий собой модификацию самолета AV-8A\* с техническими усовершенствованиями, предлагавшимися для самолета AV-16A (см. «ТИ» № 14, 1977 г.).

Самолет AV-8B «Харриер» II (рис. 1 и 2) представляет собой одноместный истребитель-бомбардировщик и разведчик. На рис. 3 (см. стр. 18—19) показана компоновочная схема самолета [1]. Использование в его конструкции и системах ряда усовершенствований и новых технических решений позволило в значительной степени повысить летно-технические характеристики.

\* Самолеты AV-8A «Харриер» Mk.50 находятся на вооружении корпуса морской пехоты США с 1971 г. Всего было закуплено 110 самолетов; на вооружении осталось 60 самолетов (остальные или потеряны в результате аварий, или находятся на консервации). Самолеты AV-8A поставлялись в США в разобранном виде из Англии и собирались на заводе фирмы Макдоннелл-Дуглас в Сент-Луисе [1].

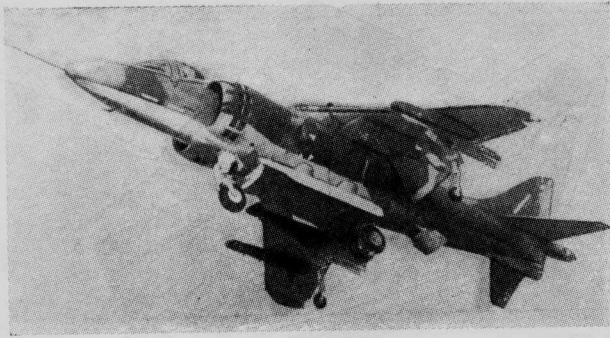


Рис. 1. СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II

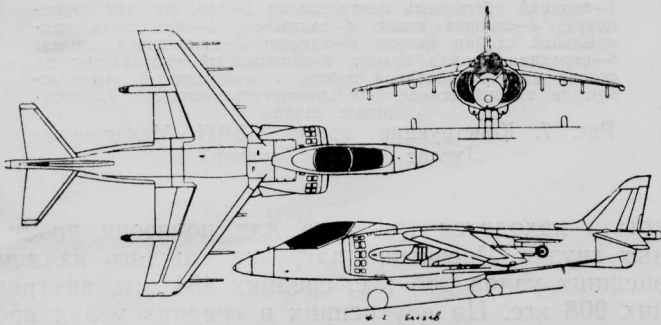


Рис. 2. Схема СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II (до установки наплывов перед корневой частью крыла)

Фюзеляж самолета AV-8B по конструкции в основном идентичен фюзеляжу самолета AV-8A. В носовой части под съемным обтекателем размещается отсек с радионавигационным оборудованием. Кабина экипажа приподнята на  $\sim 0,27$  м с целью улучшения обзора. На самолете AV-8B угол обзора вперед вниз составляет  $17^\circ$ , боковой обзор вниз  $60^\circ$ ; улучшен обзор назад. Вес конструкции носовой части фюзеляжа уменьшен на 26,3 кгс благодаря использованию композиционных материалов. Изменение конструкции носовой части позволило установить дополнительное оборудование. В результате увеличился вес всей передней части, и для сохранения прежней центровки хвостовая часть фюзеляжа удлинена на  $\sim 0,46$  м. Увеличен объем заднего отсека с оборудованием.

Изменена конструкция воздухозаборников. Вместо эллиптической формы губ воздухозаборников (с отношением осей 2:1) применена круговая форма. Площадь воздухозаборников  $0,9$  м<sup>2</sup> (у самолета AV-8A  $0,85$  м<sup>2</sup>). Изменение формы воздухозаборников связано с необходимостью улучшения характеристик двигателя в крейсерском полете на большой высоте и снижения сопротивления растекания. Кроме этого, вместо одного ряда створок засасывания воздуха для обеспечения работы ТРДД на вертикальных режимах полета (общей площадью  $0,33$  м<sup>2</sup>), как это сделано на самолете AV-8A, на самолете AV-8B применили два ряда створок общей площадью  $0,78$  м<sup>2</sup>. Во время испытаний удалось улучшить степень восстановления давления на 1%, что эквивалентно увеличению тяги при вертикальном взлете на 272 кгс. Фирме Макдоннелл-Дуглас удалось также, изменив форму воздухозаборников, увеличить объем переднего фюзеляжного топливного бака.

При взлете СВВП может иметь место засасывание части выхлопных газов в двигатель, в результате чего уменьшается тяга. Для устранения этого явления на самолете AV-8B использована система снижения потерь тяги LID (Lift Improvement Devices), которая состоит из неподвижных гребней на обтекателях пушек под фюзеляжем и отклоняемого щитка между ними (рис. 4). Система LID позволяет увеличить взлетную тягу на  $\sim 545$  кгс, обеспечивает снижение рабочей загрузки летчика при вертикальной посадке и плавность полета на переходном режиме [2].

Разрабатывая самолет AV-8B «Харриер» II, фирма Макдоннелл-Дуглас в целях уменьшения веса конструкции широко использовала композиционные материалы на основе волокон углерода. Из композиционных материалов выполнены крыло, руль поворота, часть панелей обшивки, поверхности управления, обтекатели подкрыльных стоек шасси (рис. 5), что составляет 26,3% (597 кгс) веса планера. Благодаря этому вес конструкции самолета AV-8B удалось снизить по сравнению с

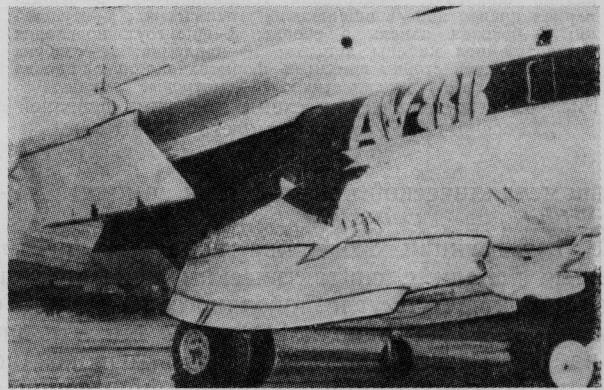
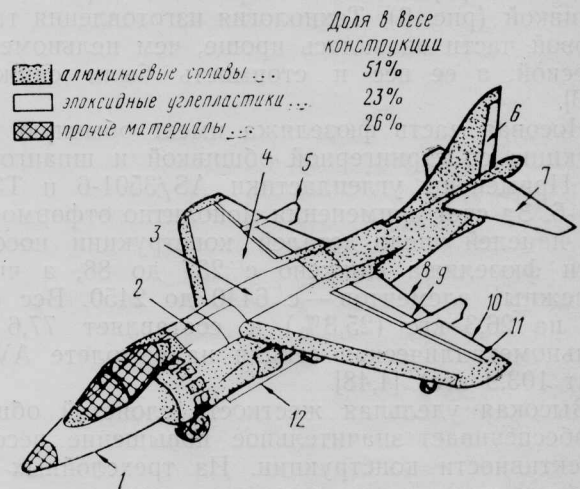
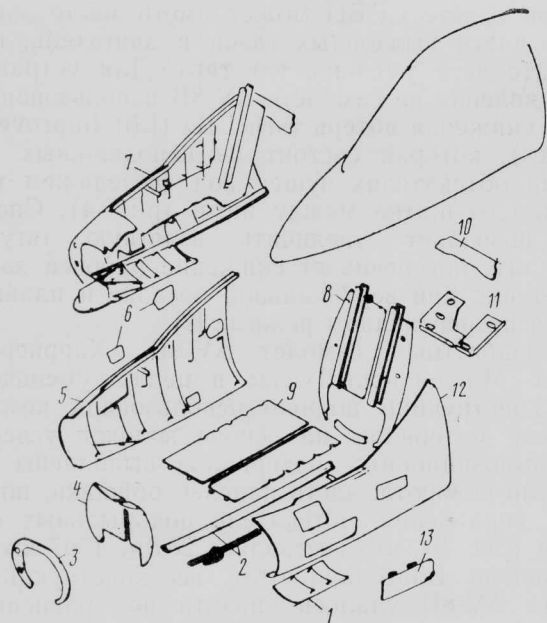


Рис. 4. Поворотный щиток и неподвижные гребни системы LID



1—носовая часть фюзеляжа; 2—съемные панели обшивки для осмотра силовой установки; 3—обшивка центроплана; 4—кессон крыла; 5—обтекатель подкрыльной стойки шасси; 6—руль направления; 7—стабилизатор; 8—закрылки; 9—щиток щели закрылка; 10—элероны; 11—уплотнители; 12—щиток и гребни системы LID.

Рис. 5. Использование конструкционных материалов на СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II



1—нижняя панель обшивки; 2—нижние лонжероны; 3—передний шпангоут; 4—передний гермошпангоут; 5—формованная правая панель обшивки из углепластика; 6—ступеньки; 7—боковая панель в сборке; 8—шпангоут крепления кресла; 9—пол кабины летчика; 10—накладка; 11—створка ниши передней стойки шасси; 12—формованная левая панель обшивки из углепластика; 13—смотровые лючки  
Рис. 6. Технологическая схема членения передней секции фюзеляжа самолета AV-8B

цельнометаллической конструкцией самолета AV-8A на 227 кгс.

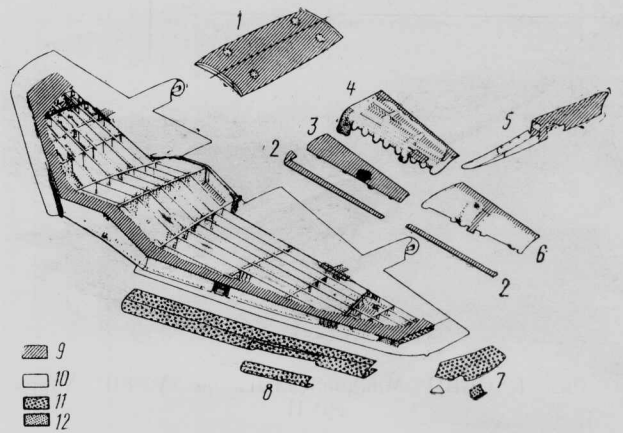
В конструкции фюзеляжа используются трехслойные панели с синтактическим пенозаполнителем и обшивкой из углеэпоксидного пластика. Толщина трехслойной панели 1,52—3,17 мм. Эти панели на 50% легче листового графитоэпоксидного композиционного материала. Для уменьшения веса в пенозаполнитель включены стеклянные микросферы.

Из трехслойных материалов изготовлена носовая часть фюзеляжа, которая выполнена из двух частей с отформованным каркасом и приклеенной обшивкой (рис. 6). Технология изготовления такой носовой части оказалась проще, чем цельнометаллической, а ее вес и стоимость были снижены [1, 3].

Носовая часть фюзеляжа имеет обычную конструкцию со стрингерной обшивкой и шпангоутами. Применены углепластики AS/3501-6 и T300/3501-6. За счет применения монолитно отформованных панелей число деталей конструкции носовой части фюзеляжа снижено с 237 до 88, а число крепежных элементов—с 6440 до 2450. Вес снижен на 26,3 кгс (25,3%) и составляет 77,6 кгс (цельнометаллическая секция на самолете AV-8A весит 103,9 кгс) [4,48].

Высокая удельная жесткость слоистой обшивки обеспечивает значительное повышение весовой эффективности конструкции. Из трехслойных материалов изготовлены створки отсека двигателя и подфюзеляжные гребни системы LID. При изготовлении пола кабины, герметичных перегородок и лонжеронов использовался графитоэпоксидный материал на тканой основе [3, 4].

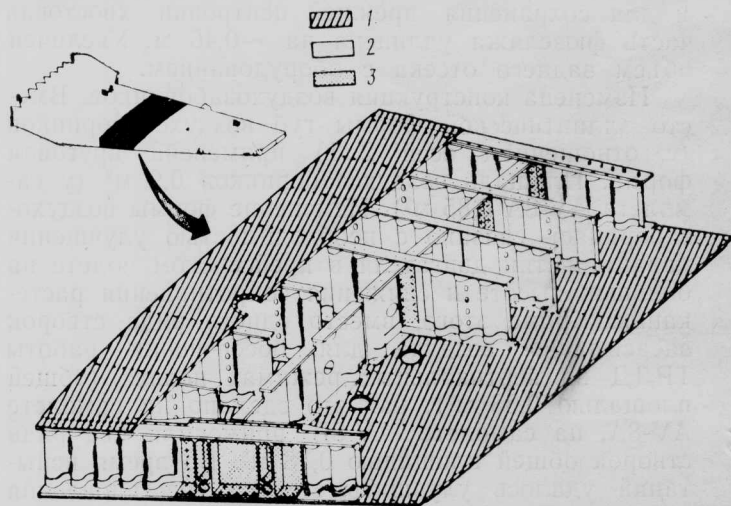
Самолет AV-8B имеет высокорасположенное крыло умеренной стреловидности. Крыло крепится к фюзеляжу в шести точках. Под каждой консолью



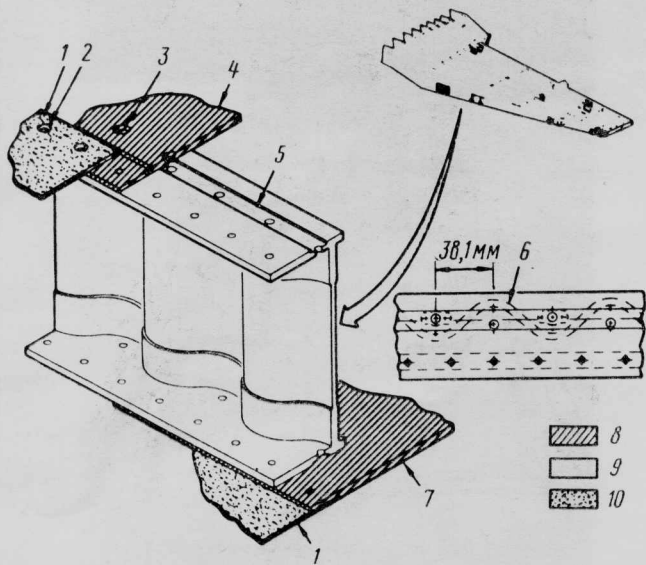
1—верхний обтекатель центроплана; 2—неподвижная законцовка; 3—створка щели; 4—закрылок; 5—обтекатель подкрыльной стойки шасси; 6—элерон; 7—законцовка крыла; 8—передняя кромка крыла; 9—эпоксидный углепластик на основе однонаправленной ленты; 10—эпоксидный углепластик на тканой основе; 11—алюминиевые сплавы; 12—титановые сплавы  
Рис. 7. Конструкция крыла СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II

крыла находятся три узла для подвески различных грузов. Расчетная нагрузка каждого из двух внешних узлов 286 кгс, средних 454 кгс, внутренних 908 кгс. На внутренних и средних узлах кроме вооружения могут подвешиваться сбрасываемые топливные баки емкостью по 1135 л [5].

При проектировании крыла самолета AV-8B основное внимание было уделено созданию простой, легкой и дешевой конструкции. Фирма Макдоннелл-Дуглас исследовала три силовые схемы кессона крыла: многолонжеронная с монолитными панелями обшивки, многолонжеронная с трехслойной сотовой обшивкой и многонервюрная с подкрепленной стрингерами обшивкой. С точки зрения весовых качеств две последние схемы наиболее эффективны, но из-за сложной конструкции увеличивается стоимость изготовления, усложняются осмотр и обслуживание. Кроме того, использование слоеных конструкций неприемлемо для изготовления топливных баков в связи с проблемой возможной утечки топлива. В результате сравни-



1—эпоксидный углепластик на основе однонаправленной ленты; 2—эпоксидный углепластик на тканой основе; 3—титановые сплавы  
Рис. 8. Секция кессона крыла СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II



1—обшивка носка крыла (из алюминиевого сплава); 2—заклепка диаметром 4,76 мм; 3—заклепки диаметром 6,35 мм; 4—верхняя углепластиковая обшивка; 5—канавка для герметика (стенки крылевого топливного бака-отсека); 6—синусоидальный гофр с шагом 76,2 мм и амплитудой 11,7 мм; 7—нижняя обшивка; 8—эпоксидный углепластик на основе однонаправленной ленты; 9—эпоксидный углепластик на тканой основе; 10—алюминиевые сплавы

Рис. 9. Конструкция лонжерона крыла СВВП AV-8B «Харриер» II

тельного анализа была выбрана многолонжеронная схема с монолитными панелями обшивки.

На рис. 7. показано крыло самолета AV-8B. Новое крыло вследствие широкого использования эпоксидных углепластиков весит на ~150 кгс меньше, чем цельнометаллическое крыло самолета AV-8A.

Кессон центроплана представляет собой монолитную конструкцию, состоящую из восьми лонжеронов с вертикальным гофром (рис. 8). Лонжероны (рис. 9) изготовлены из эпоксидного углепластика на тканой основе. Герметизация обеспечивается за счет герметика, укладываемого в паз в полках лонжерона. Обшивка крыла выполнена из эпоксидного углепластика. На рис. 10 показана

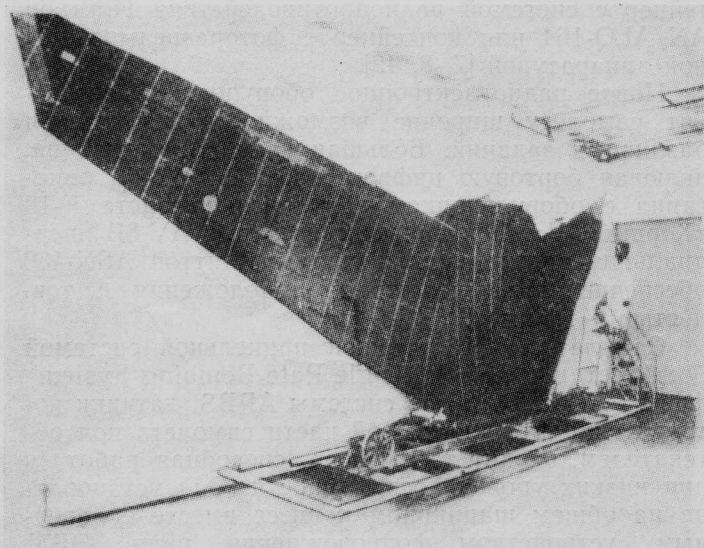
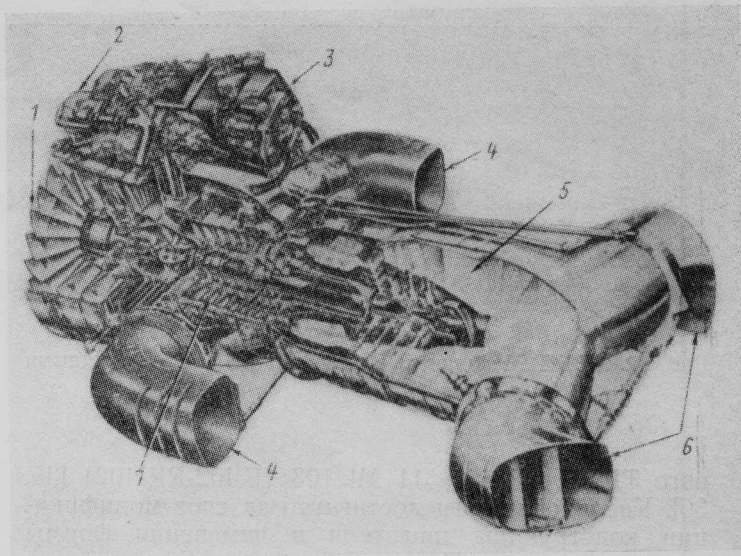


Рис. 10. Верхняя панель обшивки крыла СВВП AV-8B «Харриер» II



1—новый вентилятор; 2—модифицированная коробка приводов вспомогательных агрегатов; 3—топливная система; 4—модифицированное переднее поворотное сопло; 5—новый выхлопной диффузор турбины; 6—модифицированные задние поворотные сопла; 7—модифицированный компрессор высокого давления

Рис. 11. Подъемно-маршевый ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11 Mk.105

верхняя панель обшивки крыла перед установкой на самолет [1, 3].

Часть крыла имеет суперкритический профиль для улучшения крейсерских характеристик самолета. Большие одноцелевые закрылки отклоняются при взлете с разбегом в зависимости от поворота сопл ТРДД. При этом поток газов из задней пары сопел обтекает закрылки снаружи, благодаря чему при взлете с разбегом подъемная сила может увеличиться на ~3040 кгс. На верхней поверхности крыла установлены 24 турбулизатора.

Обтекатели подкрыльных стоек шасси, верхний обтекатель центроплана, задние кромки закрылков и элеронов имеют слоеную обшивку с синтактическим пенозаполнителем.

Самолет AV-8B имеет цельноповоротный стабилизатор, выполненный с использованием эпоксидных углепластиков. Передняя кромка и законцовки изготовлены из алюминиевого сплава. В отличие от самолета AV-8A стабилизатор на СВВП AV-8B не имеет излома по передней кромке, а угол стреловидности по задней кромке уменьшен. Использование композиционных материалов позволило снизить вес стабилизатора на 21,3 кгс (выигрыш в весе 20%). Вертикальное оперение изготовлено из алюминиевых сплавов. Руль направления и триммер изготовлены из углепластика. Самолет имеет небольшой подфюзеляжный киль [1, 6, 48].

Силовая установка опытных и предсерийных самолетов AV-8B «Харриер» II состоит из одного подъемно-маршевого ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11 Mk.103 с взлетной тягой 9750 кгс.

В конце 1982 г. фирма Роллс-Ройс сообщила, что серийные СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B будут оснащены усовершенствованными ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11 Mk.105 (американское обозначение F 402-RR-406).

Новый двигатель (рис. 11) имеет взлетную тягу ~10 000 кгс, т. е. несколько больше, чем у используемого в настоящее время подъемно-марше-

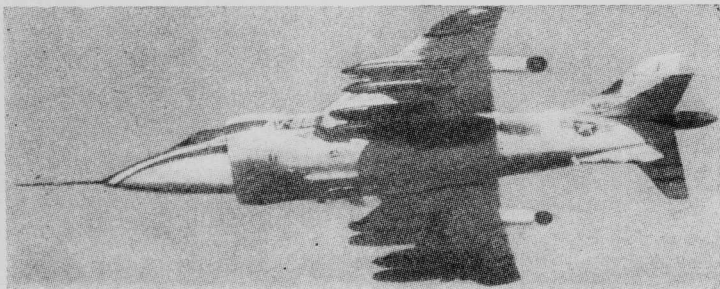


Рис. 12. СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B с 12 кассетными бомбами

вого ТРДД «Пегас» 11 Mk.103 (F 402-RR-402) [35, 36]. Увеличение тяги достигнуто за счет модификации конструкции двигателя и изменения формы поворотных сопел. При этом уменьшена температура газов перед турбиной и снижен на 2% удельный расход топлива. В будущем возможно увеличение тяги до ~10 200 кгс [37].

Новый ТРДД должен иметь на 40% увеличенный срок службы, расходы на техническое обслуживание будут уменьшены. Трудоемкость обслуживания 6 чел.-ч будет снижена на 65%. Фирма считает, что тяга двигателя «Пегас» 11 Mk.105 на боевом режиме будет повышена на 25%, это увеличит удельную избыточную мощность самолета на 33% [35].

Фирма провела стендовые испытания опытного подъемно-маршевого ТРДД «Пегас» 11 Mk.105 (под обозначением «Пегас» 11-21E) на заводе в Филтоне [36].

В настоящее время ведутся исследования по увеличению срока службы и надежности существующего ТРДД. Намечено снизить вероятность отказов на 35%, уменьшить трудозатраты обслуживания на 50%, увеличить срок службы на 25%, т. е. до 1000 ч с учетом выполнения регламентных работ по горячему тракту двигателя через 500 ч. Стоимость экономленного топлива может достичь 10 000 ф. ст. в год на каждый двигатель [1, 5].

Самолет AV-8B «Харриер» II должен использоваться как легкий штурмовик и разведчик. На самолете «Харриер» II, предназначенном для корпуса морской пехоты США, будет установлена одна пятиствольная пушка Джeneral Электрик GAU-12/U калибром 25 мм в правом подфюзеляжном контейнере, а в левом будет размещаться боезапас. ВВС Англии на своих самолетах предполагают установить в подфюзеляжных контейнерах две пушки «Аден» калибром 30 мм или «Маузер» калибром 25 мм.

Максимальный вес боевой нагрузки на шести подкрыльных и одном подфюзеляжном узлах ~4170 кгс (без учета пушек и их боезапаса). Самолет может нести следующие варианты вооружения (рис. 12 и 13):

четыре управляемые ракеты класса воздух—воздух AIM-9L «Сайдуиндер»;

четыре контейнера с неуправляемыми ракетами LAU-10 (весом по 262 кгс) и шесть контейнеров LAU-68 (весом по 98 кгс);

шесть контейнеров LAU-61 (весом по 246 кгс) и четыре контейнера LAU-68;

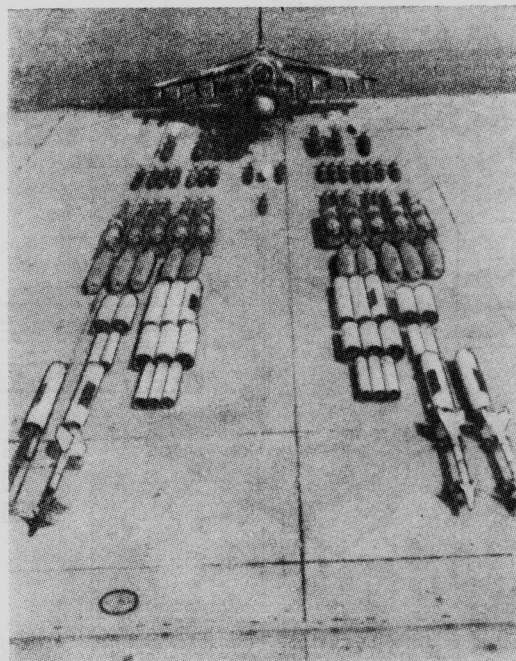


Рис. 13. Варианты вооружения СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II

шесть контейнеров LAU-10 и четыре контейнера LAU-61;

десять бомб Mk.77 калибром 236 кгс;

десять бомб Mk.20 калибром 222 кгс;

15 бомб Mk.81 калибром 122 кгс;

16 бомб Mk.82 калибром 240 кгс (общий вес 3840 кгс);

шесть бомб Mk.83 калибром 447 кгс.

Кроме этого возможна подвеска контейнеров с системой выброса дипольных отражателей и пушками калибром 30 мм. Четыре внутренних узла рассчитаны на подвеску управляемых ракет класса воздух—поверхность AGM-65E «Мейврик» и, возможно, «Гарпун».

Под фюзеляжем на центральном узле (расчетная нагрузка 454 кгс) может подвешиваться контейнер с системой радиопротиводействия Нортроп AN/ALQ-164 или контейнер с фоторазведывательной аппаратурой [7, 8, 42].

Новое радиоэлектронное оборудование обеспечит самолету широкие возможности выполнения различных заданий. Большая часть оборудования, включая бортовую цифровую ЭВМ АУК-14, однотипна с оборудованием палубного самолета F-18 «Хорнит». Установленная на самолете AV-8B инерциальная навигационная система Литтон ASN-130 обеспечивает определение местоположения с точностью ~1,6 км/ч.

Самолет AV-8B снабжен прицельной системой бомбометания ARBS (Angle Rate Bombing System) фирмы Хьюз. В состав системы ARBS, датчики которой находятся в носовой части самолета под обтекателем, входит телекамера, способная работать при низких уровнях освещенности. Она установлена на общем шарнирном подвесе вместе с лазерным устройством сопровождения цели. ЭВМ АУК-14 имеет запоминающее устройство на магнитных сердечниках емкостью 32 000 16-разрядных слов.

При ведении воздушного боя система ARBS выдает летчику отображение расчетной траектории полета снарядов для стрельбы из пушки или необходимую информацию для пуска ракет «Сайдундер».

В индикаторе на лобовом стекле фирмы Смит применены дифракционные оптические элементы и цифровая система генерирования символов [7].

Первые два серийных комплекта системы ARBS были поставлены фирмой Хьюз [9].

#### Характеристика СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II [5, 6, 10]

Длина самолета	14,12 м
Размах крыла	9,25 "
Высота самолета	3,55 "
Площадь крыла	~21,4 м <sup>2</sup>
Силовая установка	1 подъемно-маршевый ТРДД Ролс-Ройс «Пегаз» II Mk.105 ~10000 кгс
Взлетная тяга	
Максимальный взлетный вес:	
при вертикальном взлете (на уровне моря, $t=32^{\circ}\text{C}$ )	8700 "
при вертикальном взлете (на уровне моря, МСА)	~8870 "
при взлете с разбегом длиной 365 м	~13495 "
Вес снаряженного	5780 "
Максимальный вес топлива:	
в фюзеляжных баках	3400 "
в подвесных баках	3780 "
Максимальный вес боевой нагрузки	4170 "
Максимальный посадочный вес (вертикальная посадка)	~8100 "
Максимальное число М горизонтального полета	0,91
Скороподъемность	88,5 м/с
Практический потолок	~15 000 м
Боевой радиус (взлет с разбегом 305 м):	
с 12 бомбами Mk.82, топливом в фюзеляжных баках, время патрулирования 1 ч	~280 км
с семью бомбами Mk.82, подвесными топливными баками без патрулирования	~1200 "
Перегоночная дальность с подвесными баками	~3820 "

Для определения характеристик суперкритического крыла и системы LID фирма Макдоннелл-Дуглас в 1976 г. переоборудовала один из самолетов AV-8A в натурную модель самолета AV-8B (рис. 14). Испытания в аэродинамической трубе объемом 300 ч подтвердили расчетные данные.

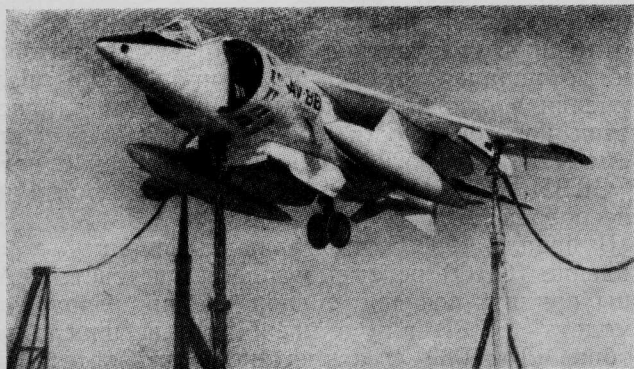


Рис. 14. Натурная модель СВВП AV-8B

Кроме этого были проведены аэродинамические испытания моделей самолета на дозвуковых и околозвуковых режимах (объем испытаний ~4000 ч\*).

В марте 1976 г. комитет по закупке вооружений при министерстве обороны (DSARC) рекомендовал фирме Макдоннелл-Дуглас начать постройку двух опытных самолетов YAV-8B. Фирма решила модифицировать два самолета AV-8A (построенных в декабре 1971 г. и феврале 1972 г.).

Летные испытания первого опытного самолета YAV-8B (рис. 15, 16) начались 9 ноября 1978 г. Первый полет продолжался 7 мин, были выполнены три вертикальных взлета, опробован режим висения на высоте 40 м. Летные испытания второго СВВП YAV-8B начались в феврале 1979 г. [12, 13].

В июле 1979 г. оба самолета завершили программу демонстрационных испытаний. Было совершено 185 полетов, общий налет составил 173,3 ч. В ходе испытаний при вертикальном взлете вес самолета достигал 9059 кгс и 12 742 кгс при взлете с коротким разбегом. Максимальная продолжительность полета (при запасе топлива во внутренних баках) составила 2,1 ч. Были достигнуты скорость 925 км/ч и высота 13 840 м. Выполнялись маневры с перегрузками от -1,6 до +7,0. На самолеты подвешивались бомбы калибром 227 кгс (Mk.82) и 454 кгс (Mk.83), управляемые ракеты AIM-9 «Сайдундер», а также четыре топливных бака емкостью по 1135 л [14, 15].

В начале 1979 г. ВМС США приобрели у английской фирмы Фэйри Инджиниринг наземный ва-

\* В источнике [11] указана наработка 6200 ч.

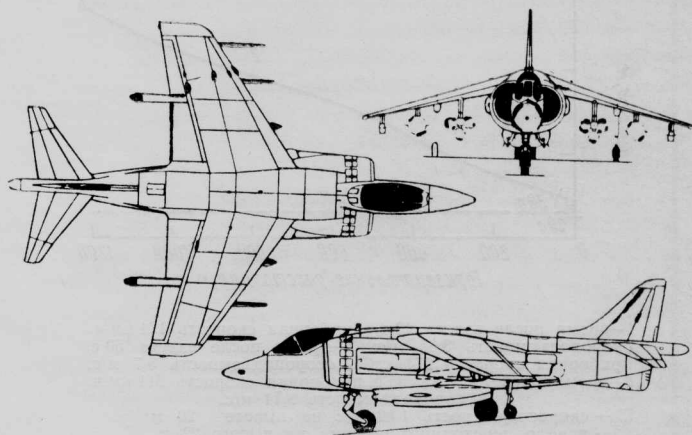


Рис. 15. Схема опытного СВВП Макдоннелл-Дуглас YAV-8B

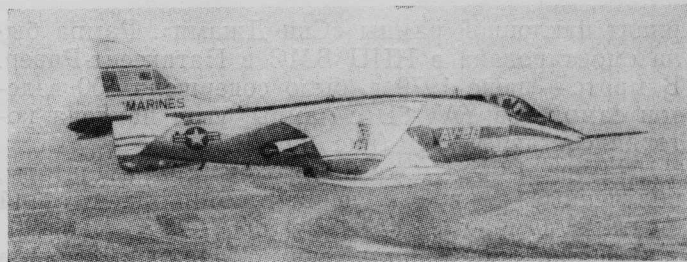


Рис. 16. Опытный СВВП Макдоннелл-Дуглас YAV-8B в полете

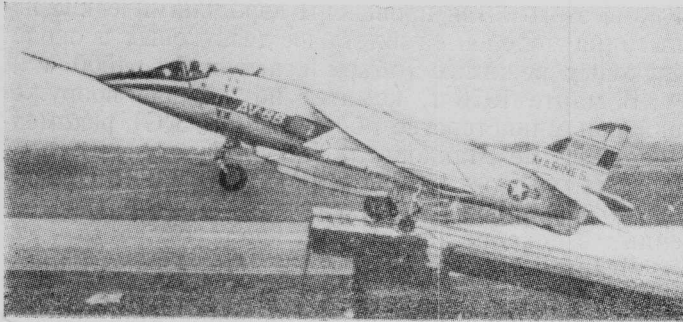
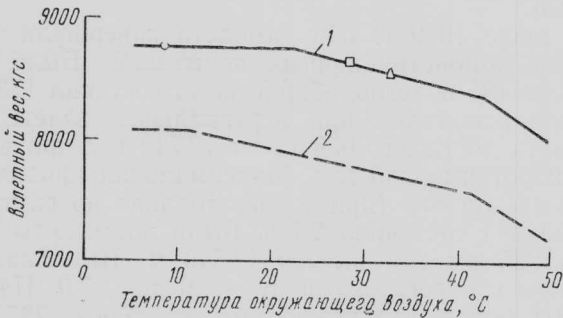
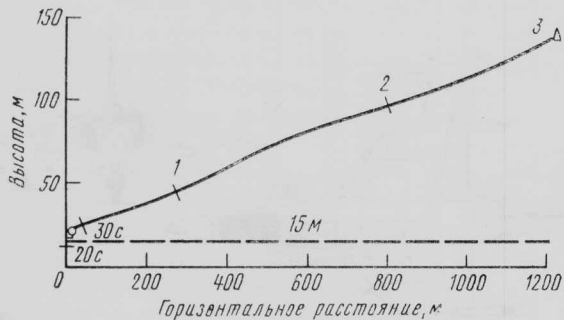


Рис. 17. Взлет опытного СВВП YAV-8B с наклонной рампы «Ски Джамп» в НИЦ ВМС в Патаксент-Ривер



1—СВВП YAV-8B; 2—СВВП AV-8A  
 ○ — опытный самолет № 1, 23-й полет;  
 □ — опытный самолет № 1, 80-й полет;  
 △ — опытный самолет № 2, 65-й полет

Рис. 18. Зависимость взлетного веса СВВП YAV-8B при вертикальном взлете на уровне моря от температуры окружающей воздуха



1—время после взлета 40 с, приборная скорость 124 км/ч, скороподъемность 3,35 м/с; 2—время после взлета 50 с, приборная скорость 274 км/ч, скороподъемность 5,7 м/с; 3—время после взлета 55 с, приборная скорость 311 км/ч, скороподъемность 9,14 м/с.  
 □ — скороподъемность 1,52 м/с на высоте 20 м;  
 ○ — начало переходного режима на высоте 22 м;  
 △ — окончание поворота сопел в горизонтальное положение

Рис. 19. Траектория набора высоты при вертикальном взлете (по результатам 23-го испытательного полета)

риант наклонной рампы «Ски Джамп». Рампа была смонтирована в НИЦ ВМС в Патаксент-Ривер. В марте—июне 1979 г. было совершено 100 взлетов самолетов YAV-8B с рампы, угол наклона которой составлял  $12^\circ$  (рис. 17) [12].

На рис. 18—21 показаны некоторые результаты, полученные во время первого этапа испытаний опытных самолетов YAV-8B [15].

Еще до окончания первого этапа испытаний в апреле 1979 г. фирма Макдоннелл-Дуглас сообщила о решении построить четыре предсерийных СВВП AV-8B.

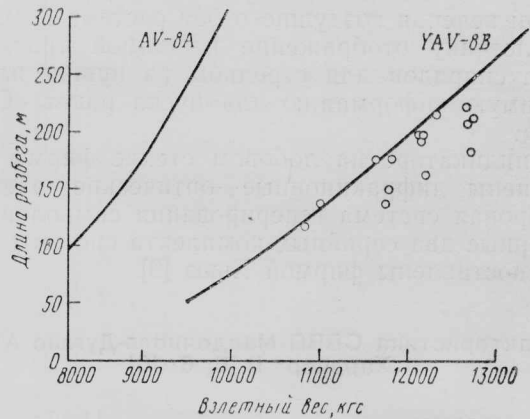
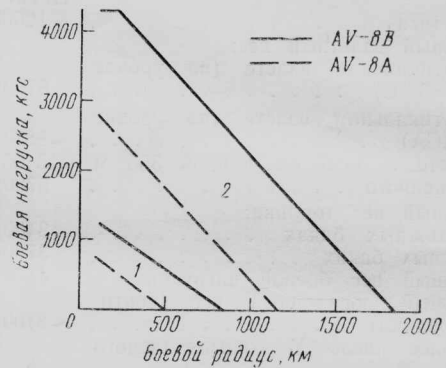


Рис. 20. Зависимость взлетного веса СВВП YAV-8B и AV-8A от длины разбега (кривые соответствуют условиям:  $t=15^\circ\text{C}$ , безветрие)



1—при вертикальном взлете; 2—при взлете с разбегом длиной 305 м  
 Рис. 21. Зависимость боевого радиуса СВВП AV-8B и AV-8A от веса боевой нагрузки

Осенью 1979 г. начался второй этап летных испытаний, в ходе которых 15 ноября 1979 г. в районе г. Джефферсон-Сити (штат Нью-Джерси) потерпел аварию второй опытный СВВП YAV-8B. До этого он выполнил 105 полетов и налетал 122 ч. Причиной аварии было выключение подъемно-маршевого ТРДД «Пегас» 11 перед началом операции по заправке топливом в полете. В этот момент самолет находился на высоте 12190 м. Все попытки запустить двигатель оказались неудачными, и на высоте 3050 м летчик был вынужден катапультироваться. Самолет упал на землю и сгорел [16].

Эта авария резко активизировала деятельность противников разработки СВВП AV-8B, которые еще до начала летных испытаний высказывали сомнения в отношении летно-технических характеристик нового самолета. Они считали, что одновременная разработка для корпуса морской пехоты СВВП AV-8B и истребителя F-18 «Хорнит» нецелесообразна [17].

В начале 1980 г. центральное финансовое управление (GAO) рекомендовало министерству обороны принять решение о продолжении разработки самолета AV-8B или о прекращении программы вообще. До 1980 г. на научно-исследовательские работы по СВВП AV-8B было затрачено 267 млн. долл., а для продолжения разработки потребуется еще 690 млн. долл. Стоимость программы разра-

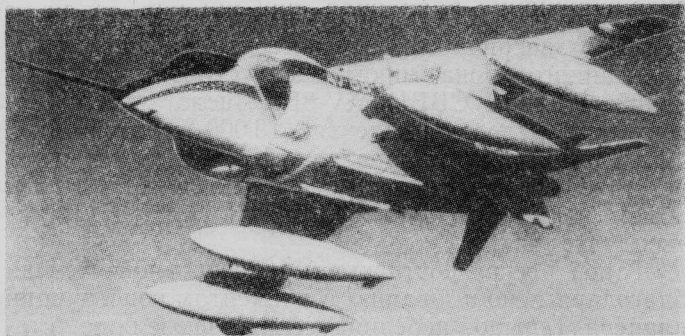


Рис. 22. Опытный СВВП YAV-8B в полете с четырьмя подвесными топливными баками емкостью по 1400 л

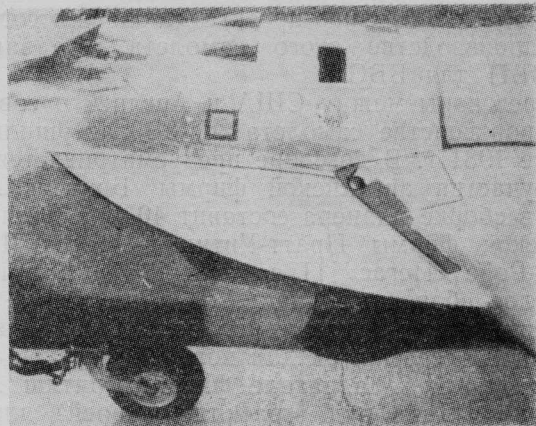


Рис. 24. Корневые наплывы крыла СВВП YAV-8B

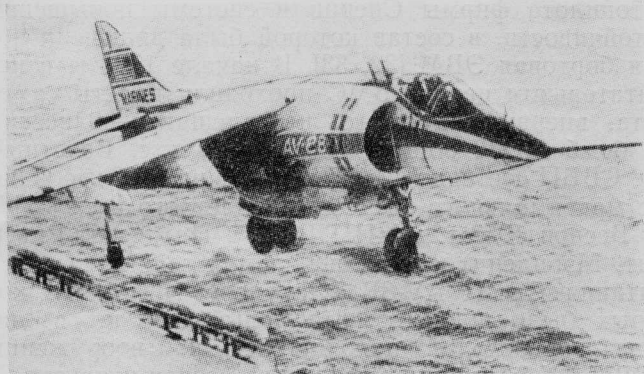


Рис. 23. Взлет опытного СВВП YAV-8B с палубы вертолетоносца «Сайпан»

ботки и постройки 336 самолетов AV-8B оценивалась в начале 1980 г. в 7,1 млрд. долл., что на 923 млн. долл. больше, чем считалось в начале 1979 г. [18].

Корпус морской пехоты США не прерывал программу летных испытаний, однако летчики ВВС Англии возобновили оценочные испытания только в марте 1980 г.

По мнению ВВС Англии, самолет AV-8B в основном отвечает требованиям AST-409 к усовершенствованному СВВП. Однако ряд его характеристик был ниже требуемых. В частности, в полете на малой высоте (без внешних подвесок) скорость самолета AV-8B оказалась ниже, чем у находящегося на вооружении самолета «Харриер» GR.3 (1020 км/ч против 1090 км/ч). Однако фирма Макдоннелл-Дуглас заявила, что после модификации узлов крепления крыла к фюзеляжу скорость самолета должна увеличиться. Кроме того, угловая скорость разворота на малой высоте также оказалась меньше требуемой.

Меньшая скорость самолета на малой высоте обусловлена использованием крыла, оптимизированного для полетов на средних высотах с целью улучшения характеристики боевая нагрузка—дальность при полете по профилю большая—малая—большая высота [19].

В течение 1980 г. в сенатском комитете по делам вооруженных сил обсуждались планы закупки корпусом морской пехоты самолетов AV-8B. Командование корпуса намеревалось снова запросить на 1982 ф. г. 669 млн. долл. на постройку пер-

вых 12 СВВП. Ранее эта сумма была изъята из запроса на 1981 ф. г.

Министерство обороны со своей стороны пыталось заставить корпус морской пехоты заказать самолеты F/A-18 «Хорнит» вместо СВВП AV-8B. Однако командующий корпусом генерал Р. Барроу заявил, что программы самолетов F/A-18 и AV-8B не являются конкурирующими, так как они обладают специфическими характеристиками и предназначены для выполнения различных задач. По его мнению, сочетание СВВП AV-8B в качестве средства ближней огневой поддержки и самолета F/A-18 для ведения воздушного боя представляет собой «наилучшее решение в настоящий момент». Барроу, выступая в феврале 1981 г. в сенатском комитете по делам вооруженных сил, сообщил, что программа СВВП AV-8B сохраняет наивысший приоритет в планах модернизации вооружений в корпусе морской пехоты [20].

В феврале 1981 г. были опубликованы дополнительные сведения о некоторых результатах летных испытаний одного оставшегося СВВП YAV-8B. Проводились испытания самолета с четырьмя подвесными топливными баками (рис. 22). Была достигнута перегоночная дальность полета с баками емкостью по 1400 л и запасом топлива в фюзеляжных баках ~4630 км, а с баками емкостью по 1135 л (общий вес топлива 3630 кгс) и топливом в фюзеляжных баках (3400 кгс) ~3700 км. Максимальная боевая нагрузка составила 4173 кгс, при этом самолет взлетал с разбегом. На самолет подвешивались 16 бомб калибром 227 кгс, шесть бомб калибром 454 кгс, четыре управляемые ракеты «Мейврик», четыре УР «Сайдундер», десять контейнеров с НУР и другие типы оружия. Проводились экспериментальные полеты с палубы вертолетоносца «Сайпан» (рис. 23).

В ходе летных испытаний в корневой части крыла были установлены наплывы площадью по 0,7 м<sup>2</sup> (рис. 24), в результате чего на 2 град/с увеличилась максимальная угловая скорость разворота. Кроме того, на носке крыла был установлен небольшой аэродинамический гребень. Применение наплывов потребовалось для увеличения угловой скорости разворота в соответствии с требованиями ВВС Англии (AST 409) [21, 22].

Окончательное решение о серийном производстве СВВП AV-8B было принято в конце февраля 1981 г. В связи с этим правительство Англии при-



ступило к составлению проекта договора о совместном производстве этого самолета и о закупке 60 СВВП для ВВС.

Переговоры между США и Англией о совместном производстве самолета AV-8B завершились в августе 1981 г. В договоре предусматривается, что доля участия английской фирмы Бритиш Аэроспейс в сборке планера составит 40%, а доля американской фирмы Пратт-Уитни в сборке ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11 составит 25%. Будут созданы две сборочные линии: одна на заводе фирмы Макдоннелл-Дуглас в г. Сент-Луис (для постройки 336 самолетов для корпуса морской пехоты), а другая — на заводе фирмы Бритиш Аэроспейс в г. Дансфорд (графство Суррей) для постройки 60 самолетов для ВВС. Расчетный месячный темп выпуска 4,5 самолета в США и два самолета в Англии.

По предварительным оценкам, может быть заказано 800—1000 самолетов AV-8B, включая 300—400 самолетов для вооруженных сил разных стран. Постройка самолетов на экспорт будет осуществляться фирмами Макдоннелл-Дуглас и Бритиш Аэроспейс в соотношении 3:1. Фирма Макдоннелл-Дуглас ожидает заказы от флота США.

Полная стоимость программы самолета AV-8B, включая серийное производство 336 самолетов для корпуса морской пехоты, составляет ~9,1 млрд. долл. Для ВВС Англии стоимость программы самолета (предсерийных и 60 серийных СВВП) оценивается в ~1,4 млрд. долл.

Постройка первого предсерийного самолета AV-8B «Харриер» II на заводе в Сент-Луисе была завершена 16 октября 1981 г. Первый полет состоялся 5 ноября 1981 г. Согласно программе, построено четыре предсерийных самолета, которые в марте 1982 г. были переданы в НИЦ ВМС в Патаксент-Ривер для испытаний. В середине сентября 1983 г. состоялся первый полет первого серийного самолета (рис. 25).

Первые 12 серийных самолетов AV-8B должны были поступить на вооружение корпуса морской пехоты в конце 1983 г., а в июне 1985 г. будут сформированы первые восемь эскадрилий. Поставки самолетов «Харриер» GR.5 начнутся в 1986 г. [1, 23, 24, 43].

В конце августа 1982 г. министерство обороны вынесло на обсуждение конгресса вопрос о продаже Испании 12 самолетов AV-8B на сумму 379 млн. долл. с учетом запчастей и материально-технического обслуживания [31].

В первой половине 1982 г. фирма Макдоннелл-Дуглас провела статические испытания планера самолета AV-8B, при которых нагрузка в два раза превышает расчетную нагрузку в условиях ведения воздушного боя.

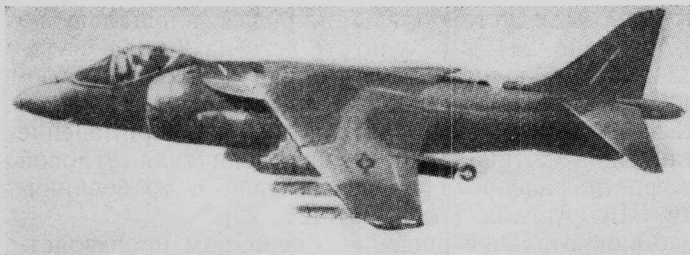


Рис. 25. Первый серийный СВВП AV-8B «Харриер» II

В августе 1982 г. фирма Макдоннелл-Дуглас успешно завершила (на два месяца раньше запланированного срока) программу усталостных испытаний планера СВВП AV-8B. Число циклов нагружений было эквивалентно 13 000 летных часов. Поскольку один «лабораторный» летный час соответствует примерно двум реальным летным часам, объем испытаний достиг 24 000 ч (около 60 лет эксплуатации).

Такой ресурс достигнут в значительной степени благодаря использованию в элементах конструкции планера (крыло, передняя секция фюзеляжа, стабилизатор и руль направления) композиционных материалов [25, 26].

В конце 1982 г. самолет AV-8B совершил в ходе испытаний автоматическую вертикальную посадку (с высоты ~15 м) с использованием новых автопилота фирмы Сперри и системы повышения устойчивости, в состав которой была включена новая бортовая ЭВМ [32, 33]. В начале 1983 г. в испытательном центре ВМС проходили полеты самолета, впервые имевшего на внешних подвесках 16 бомб Mk.82 общим весом 4137 кгс. Взлетный вес СВВП составил 13 455 кгс, что на ~39 кгс меньше максимального расчетного взлетного веса [34]\*.

Весной 1983 г. в НИЦ ВМС в Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд) состоялись демонстрационные испытания СВВП AV-8B «Харриер» II, в ходе которых было показано, что новый самолет в два раза превосходит находящийся на вооружении СВВП AV-8A по характеристике боевая нагрузка — радиус действия.

В одном из полетов выполнялась задача по нанесению бомбового удара по базе снабжения «про-

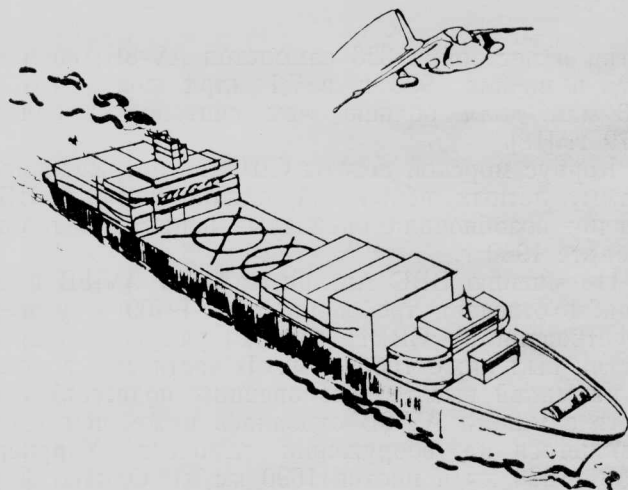


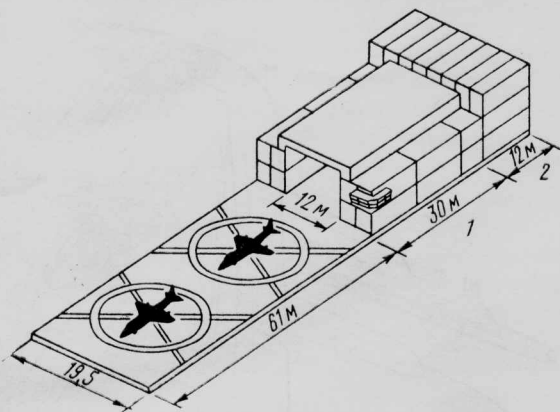
Рис. 26. Рисунок контейнеровоза, модифицированного для базирования СВВП AV-8B+

тивника». Самолет (пилотируемый летчиком-испытателем фирмы Макдоннелл-Дуглас), имея на внешних подвесках семь бомб весом по 258 кгс и полный запас топлива в фюзеляжных баках, взлетел с разбегом с ВПП длиной ~213 м. Расстояние до цели было 675 км. СВВП подошел к цели на малой высоте на большой скорости, выполнил бомбометание, покинул район цели на малой высоте, затем набрал высоту 12 800 м и вернулся на свою базу. Полет продолжался 2,5 ч.

\* Максимальный расчетный взлетный вес (13 495 кгс) соответствует укороченному взлету с разбегом 365 м. Прим. ред.

Для имитации непосредственной поддержки войск самолет с 12 бомбами весом по 240 кгс и полным запасом топлива в фюзеляжных баках совершил взлет с разбегом длиной 366 м. Подходя к цели, самолет снизился до высоты 1525 м, а в момент сброса бомб над целью высота была 610 м. Затем самолет набрал высоту 11 890 м и вернулся на базу.

В обоих вылетах выполнялась вертикальная посадка, в первом случае остаток топлива составил 362 кгс, а во втором — 272 кгс. Кроме того,



1—ангар из 18 контейнер-модулей; 2—помещение из 24 контейнер-модулей для обслуживающего персонала

Рис. 27. Ангар модульного типа и взлетная палуба на контейнеровозе

на самолете была установлена измерительная аппаратура весом ~360 кгс (на серийных СВВП ее не будет) [47].

В середине июля 1983 г. состоялись первые стрельбы из новой пушки Джeneral Электрик GAU-12/U, установленной на СВВП AV-8B «Харриер» II. Во время стрельбы самолет стоял на земле.

Пушка GAU-12/U пятиствольная, калибр 25 мм, боезапас 300 снарядов. Скорострельность 3600 выстрелов в минуту (втрое больше, чем у используемой в настоящее время пушки «Аден» калибром 30 мм). На пушке вместо гидравлического привода используется сжатый воздух от компрессора двигателя (давление ~16 кгс/см<sup>2</sup>, температура 455°С).

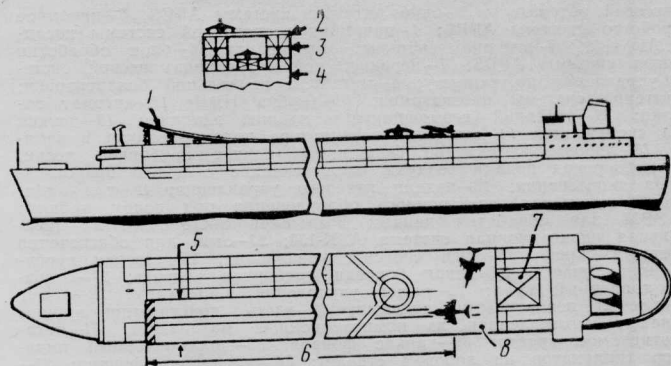
Летные испытания пушки GAU-12/U предполагалось начать в июле 1983 г. [44].

Начались испытания в полете (по полному профилю) самолета AV-8B, оснащенного цифровой системой управления подъемно-маршевым ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11 (DECS). Новая система обладает повышенной надежностью, проще в обслуживании и на 18 кгс легче обычной гидромеханической системы. До начала летных испытаний в полном объеме система DECS прошла в течение 100 ч наземные и ограниченные летные испытания в 1982 г. [45].

На авиабазе ВВС Эдвардс проходили испытания по заправке СВВП AV-8B в полете с самолета-заправщика Локхид KC-130 [46].

Программа СВВП AV-8B вызывает повышенный интерес флота США. В связи с этим в 1980 г. фирма Макдоннелл-Дуглас сообщила об исследованиях палубного варианта самолета AV-8B, получившего обозначение AV-8B+.

Самолет AV-8B+ будет иметь один подъемно-маршевый ТРДД «Пегас» 11F-35 с тягой 10 520 кгс,



1—наклонная рампа «Ски Джамп» (угол наклона 12—15°); 2—силовой набор надстройки и летной палубы; 3—ангар, составленный из контейнер-модулей; 4—корпус контейнеровоза; 5—ширина наклонной рампы 13 м; 6—длина летной палубы 90—150 м; 7—самолетоподъемник; 8—площадка палубы для вертикальной посадки СВВП и их подготовки к полетам (длина площадки 45—60 м)

Рис. 28. Схема контейнеровоза с наклонной рампой «Ски Джамп» (английский проект)

что на ~770 кгс больше, чем у существующего двигателя. На разработку нового ТРДД, как считают специалисты министерства обороны США, потребуется ~300 млн. долл. В случае одобрения программы разработки самолета AV-8B+ ее стоимость может составить ~400 млн. долл.

Самолеты AV-8B+ смогут использоваться как с крупных боевых кораблей (авианосцы и линкоры), так и с других небольших кораблей. Специалисты ВМС считают, что в настоящее время в составе флота США имеется 73 корабля разных классов (кроме авианосцев), на которых возможно базирование ~500 СВВП AV-8B+.

В 1982 г. министерство обороны приняло решение расконсервировать находящиеся в резерве четыре линкора типа «Айова» (водоизмещение 42 000 тс) для оснащения их крылатыми ракетами и, возможно, размещения на них СВВП AV-8B+.

Изучается возможность базирования СВВП на судах-контейнеровозах (концепции «Арапахо») (рис. 26). В настоящее время в США и странах НАТО насчитывается около 200 подобных судов, которые после модернизации смогут принимать на борт четыре—шесть СВВП AV-8B+.

Модификация предусматривает постройку ангара модульного типа (рис. 27). Всего для ангара требуется 42 модуля, которые по размерам соответствуют стандартным контейнерам [27].

На некоторых судах предлагается установка наклонной рампы «Ски Джамп». Подобный проект изучается в Англии (рис. 28) фирмами Бритиш Аэроспейс и Фэйри Инджиниринг.

#### Расчетная характеристика СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8B+[27]

Площадь крыла . . . . .	21,37 м <sup>2</sup>
Силовая установка . . . . .	1 подъемно-маршевый ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11F-35
Взлетная тяга . . . . .	10 520 кгс
Максимальный взлетный вес при вертикальном взлете . . . . .	~9390 "
при взлете с разбегом длиной ~180 м, скорости ветра над палубой 37 км/ч и потерей высоты ~0,6 м . . . . .	13 245 "
при взлете с разбегом длиной 118 м с рампы «Ски Джамп» и скорости ветра над палубой 37 км/ч . . . . .	14 240 "

1—носовой обтекатель; 2—окно датчиков системы ARBS; 3—приемное устройство системы ARBS; 4—приемник всепогодной системы посадки ARN-128; 5—антенна системы опознавания; 6—блок обработки данных системы ARBS; 7—переднее сопло газодинамической системы управления по тангажу; 8—механизм продольной балансировки; 9—антенна системы опознавания; 10—трубка ПВД; 11—автомат загрузки; 12—передний гермопантоут кабины экипажа; 13—датчик угла скольжения; 14—отверстие вентилятора подачи воздуха в кабину; 15—лобовое остекление фонаря; 16—корпус приборной доски; 17—трубопровод подачи воздуха на остекление с целью предотвращения запотевания; 18—педаль путевого управления; 19—пол кабины; 20—отсек радиоэлектронного оборудования под полом кабины; 21—ЭВМ для обработки данных воздушной обстановки; 22—инерциальная навигационная система ASN-130; 23—огни для обеспечения полета в строю; 24—тяги системы управления; 25—створки передней ниши шасси; 26—левая боковая приборная консоль; 27—основной топливный кран; 28—рычаг управления двигателем; 29—рычаг управления поворотными соплами; 30—часть конструкции кабины экипажа, изготовленная из композиционных материалов; 31—катапультируемое кресло; 32—каркас фонаря; 33—коллиматорный индикатор (индикатор на лобовом стекле); 34—остекление фонаря; 35—правый воздухозаборник; 36—шнуровой пирозаряд для аварийного разрушения фонаря; 37—направляющие для открывания фонаря назад; 38—заголовник кресла; 39—рельсовые направляющие катапультируемого кресла; 40—задний гермопантоут кабины экипажа; 41—ниша передней стойки шасси; 42—цель отсоса пограничного слоя; 43—система кондиционирования кабины; 44—механизм уборки шасси; 45—ось подвески передней стойки шасси; 46—левый воздухозаборник; 47—посадочная и рулевая фара; 48—вилка передней стойки шасси; 49—пневматик передней стойки шасси; 50—два ряда створок для подачи воздуха в подъемно-маршевый ТРДД на вертикальных и переходных режимах; 51—центральный обтекатель воздухозаборника; 52—теплообменник системы кондиционирования; 53—вход компрессора ТРДД; 54—вентиляционные каналы для отвода воздуха из кабины; 55—воздухозаборники системы кондиционирования; 56—наплыв перед корневой частью крыла; 57—откидные створки отсека со вспомогательными агрегатами силовой установки; 58—стрельные огни; 59—отсек вспомогательных агрегатов силовой установки; 60—генераторы; 61—подъемно-маршевый ТРДД Роллс-Ройс «Пегаз» 11 Mk.105 (американское обозначение F402-RR-406); 62—масляный бак; 63—передний фюзеляжный топливный бак; 64—утропленный воздухозаборник; 65—органы управления дренажной системой двигателя; 66—место подключения наземной аппаратуры проверки гидравлической системы; 67—передний поворотный щиток системы LID; 68—подфюзеляжные неподвижные гребни системы LID (устанавливаются вместо колпачков с пушками); 69—переднее поворотное сопло с плоским срезом; 70—подшипниковая опора поворотного сопла; 71—наплыв на передней кромке крыла; 72—трубопровод подачи отбираемого от компрессора воздуха в газодинамическую систему управления; 73—ВСУ со стартером; 74—воздухозаборник ВСУ; 75—выхлопное отверстие ВСУ; 76—лонжерон центроплана; 77—топливный бак в центроплане; 78—трубопровод подачи воздуха в газодинамическую систему управления по крену; 79—внутренний подкрыльный пилон; 80—аэродинамические гребни; 81—крыло с суперкритическим профилем; 82—подвесной сбрасываемый топливный бак; 83—средний подкрыльный пи-

лон; 84—правый крыльевой топливный бак (общий вес топлива во внутренних топливных баках 3400 кг); 85—УР класса воздух-воздух AIM-9L «Сайдундер»; 86—направляющая; 87—внешний подкрыльный пилон; 88—антенна РЛС системы предупреждения; 89—АНО; 90—сопло газодинамической системы управления по крену; 91—крыльевой проблесковый огонь для обеспечения полета в строю; 92—патрубок слива топлива; 93—правый элерон; 94—клапан слива топлива; 95—смесительный механизм системы управления элероном и клапаном слива топлива; 96—гидравлический привод системы управления элерона; 97—обтекатель подкрыльной стойки шасси; 98—подкрыльная стойка (в убранном положении); 99—шлиц-шарнир подкрыльной стойки шасси; 100—гидравлическая тяга уборки подкрыльной стойки шасси; 101—правый щелевой закрылок; 102—щиток закрылка; 103—трубопровод топливной системы; 104—панели обшивки центроплана;

105—силовой набор центроплана; 106—бак с водно-спиртовой смесью; 107—канал задних поворотных сопел; 108—подшипниковая опора заднего поворотного сопла; 109—центральный фюзеляжный топливный бак; 110—аэродинамический гребень; 111—гидравлический бак; 112—обтекатель поворотного сопла; 113—основная стойка шасси со спаренными колесами; 114—заднее поворотное сопло; 115—защитная накладка из жаропрочного титанового сплава; 116—гидравлическая тяга привода закрылка; 117—узел крепления крыла; 118—горловина заправки топливом; 119—задний фюзеляжный топливный бак; 120—хвостовой отсек с радионавигационным оборудованием; 121—шпангоуты фюзеляжа; 122—воздухозаборник воздушной турбины; 123—трубопроводы системы охлаждения отсека радионавигационного оборудования; 124—кондиционер отсека радиоэлектронного оборудования; 125—гидравлический привод руля направления; 126—вертикальное оперение; 127—стрельные огни; 128—набор первюр носка вертикального оперения; 129—правая консоль стабилизатора; 130—обшивка стабилизатора, изготовленная из графитоксидного композиционного материала; 131—температурный датчик; 132—обтекатель антенны радиосвязи; 133—антенна радиолокационного маяка-ответчика; 134—со-

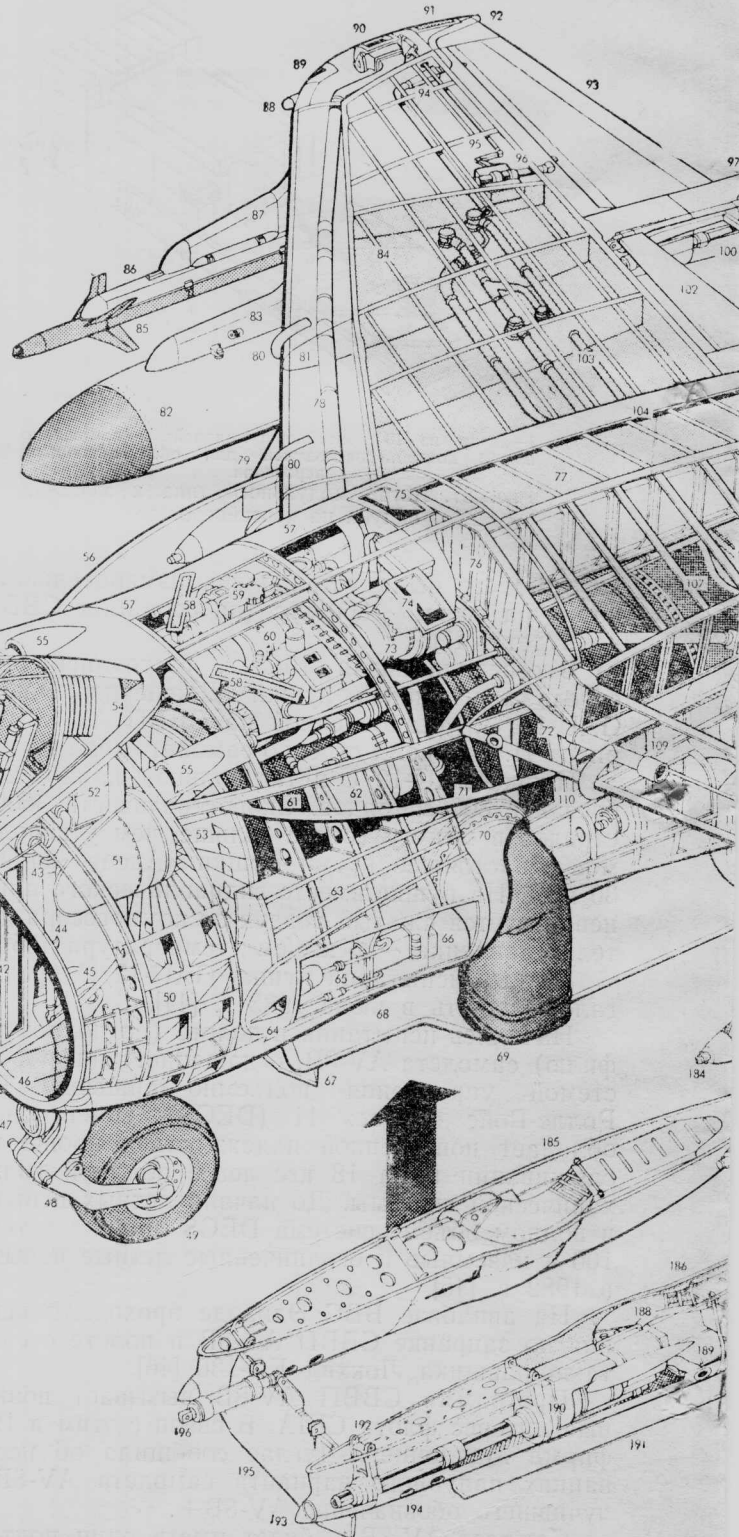
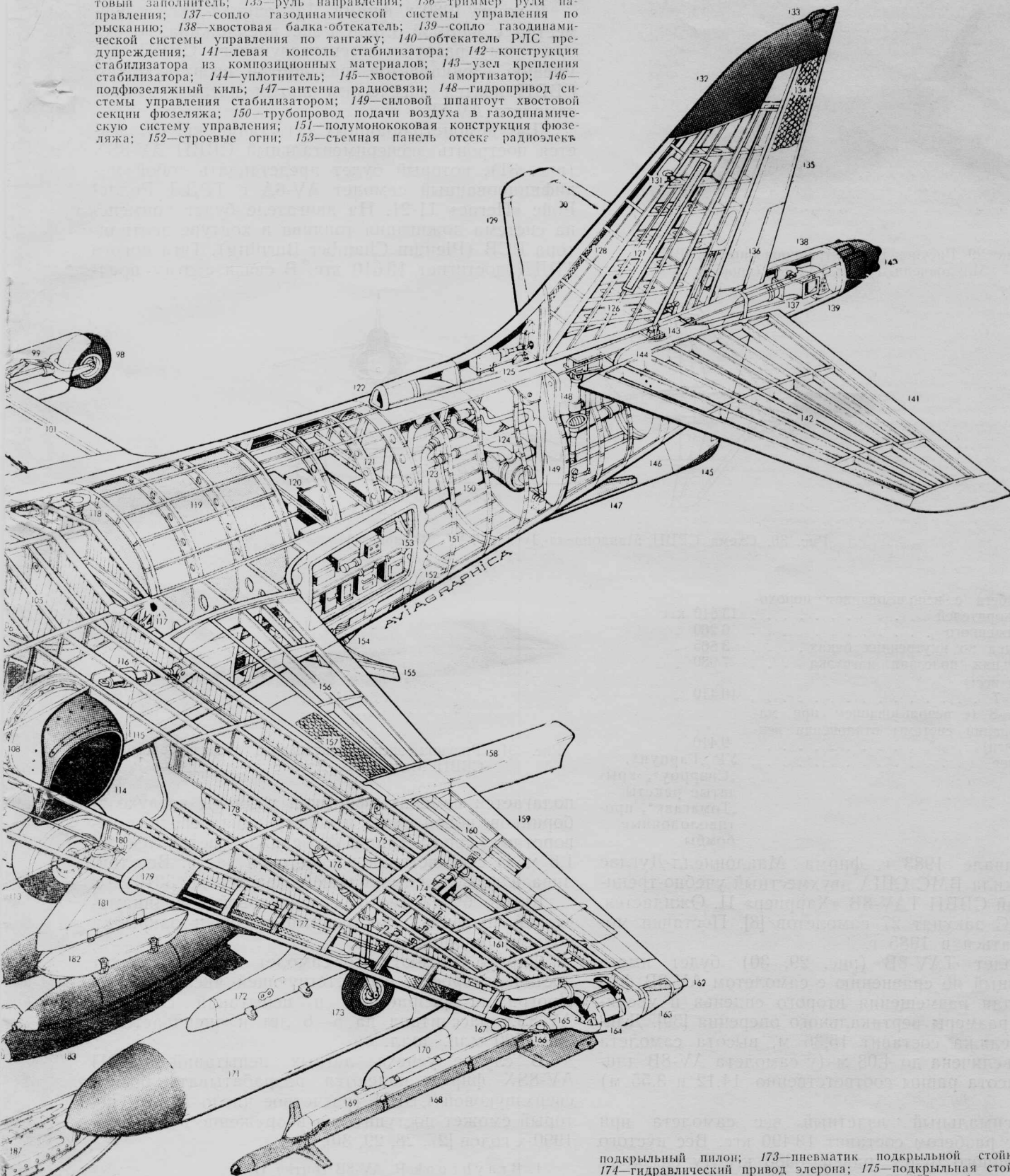


Рис. 3. Компонентная схема СВВП

товый наполнитель; 135—руль направления; 136—триммер руля направления; 137—сопло газодинамической системы управления по рысканию; 138—хвостовая балка-обтекатель; 139—сопло газодинамической системы управления по тангажу; 140—обтекатель РЛС предупреждения; 141—левая консоль стабилизатора; 142—конструкция стабилизатора из композиционных материалов; 143—узел крепления стабилизатора; 144—уплотнитель; 145—хвостовой амортизатор; 146—подфюзеляжный киль; 147—антенна радиосвязи; 148—гидропривод системы управления стабилизатором; 149—силовой шпангоут хвостовой секции фюзеляжа; 150—трубопровод подачи воздуха в газодинамическую систему управления; 151—полумонококовая конструкция фюзеляжа; 152—строевые огни; 153—съемная панель отсека радиоэлект-



ронного оборудования; 154—гидропривод воздушного тормоза; 155—воздушный тормоз; 156—щелевой закрылок из композиционных материалов; 157—щиток закрылка с сотовым наполнителем; 158—обтекатель подкрыльной стойки шасси; 159—элерон; 160—конструкция элерона из композиционного материала; 161—конструкция внешней секции консоли крыла; 162—патрубок слива топлива; 163—крыльевой проблесковый огонь для обеспечения полета в строю; 164—сопло газодинамической системы управления по крену; 165—процессор РЛС предупреждения ACR-67; 166—АНО; 167—антенна РЛС предупреждения; 168—УР класса воздух-воздух AIM-9L «Сайдундер»; 169—направляющая; 170—внешний подкрыльный пилон; 171—подвесной сбрасываемый топливный бак емкостью 1135 л; 172—средний

подкрыльный пилон; 173—пневматик подкрыльной стойки шасси; 174—гидравлический привод элерона; 175—подкрыльная стойка шасси; 176—гидроцилиндр уборки стойки шасси; 177—трубопровод подачи воздуха в газодинамическую систему управления по крену; 178—конструкция крыла из углепластиковых композиционных материалов; 179—аэродинамический гребень; 180—узел крепления пилона; 181—внутренний подкрыльный пилон; 182—бомбодержатель, рассчитанный на подвеску трех бомб; 183—бомбы Mk.82 (калибр 227 кгс); 184—взрыватель; 185—правый подфюзеляжный контейнер с пушкой; 186—левый подфюзеляжный контейнер с пушкой; 187—боезапас (100 снарядов); 188—подача снарядов к пушке; 189—отсек для стреляных гильз; 190—пушка калибром 25 мм; 191—неподвижный гребень системы LID; 192—узел крепления контейнеров; 193—обтекатель отверстия для ствола пушки; 194—отверстия для отвода газов; 195—отклоняемый щиток системы LID; 196—гидропривод щитка системы LID

Макдоннелл-Дуглас AV-8B «Харриер» II

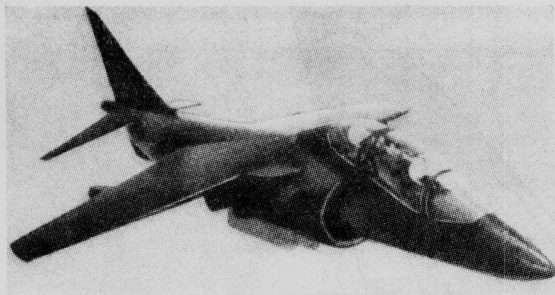


Рис. 29. Рисунок учебно-тренировочного СВВП Макдоннелл-Дуглас TAV-8B (проект)

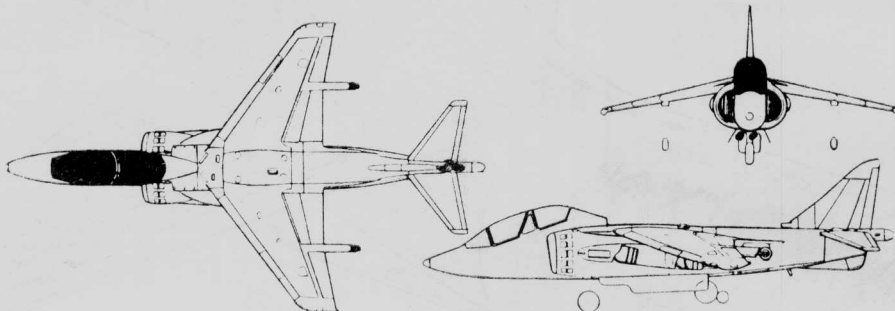


Рис. 30. Схема СВВП Макдоннелл-Дуглас TAV 8B (проект)

без разбега с использованием пороховых ускорителей . . . . .	13 610 кгс
Вес снаряженного . . . . .	6 260 "
Вес топлива во внутренних баках . . . . .	3 565 "
Максимальная полезная нагрузка . . . . .	7 980 "
Полетный вес:	
при $n_y=7$ . . . . .	10 410 "
при $n_y=8$ (с использованием при маневрировании системы отклонения вектора тяги) . . . . .	9 410 "
Вооружение . . . . .	УР „Гарпун“, „Спэрроу“, крылатые ракеты „Томагавк“, противолодочные бомбы

В начале 1983 г. фирма Макдоннелл-Дуглас предложила ВМС США двухместный учебно-тренировочный СВВП TAV-8B «Харриер» II. Ожидается, что ВМС закупят 27 самолетов [8]. Поставки могут начаться в 1985 г.

Самолет TAV-8B (рис. 29, 30) будет иметь удлиненный по сравнению с самолетом AV-8B фюзеляж для размещения второго сиденья и увеличенные размеры вертикального оперения [39]. Длина фюзеляжа составит 15,36 м, высота самолета будет увеличена до 4,08 м (у самолета AV-8B длина и высота равны соответственно 14,12 и 3,55 м) [40].

Максимальный взлетный вес самолета при взлете с разбегом составит 13 490 кгс. Вес пустого снаряженного будет равен 6 380 кгс (у самолета AV-8B он равен 5 780 кгс) [38]. Помимо учебно-тренировочных задач, СВВП TAV-8B сможет использоваться как легкий штурмовик. В учебно-тренировочном варианте самолет будет нести учебные бомбы Mk.76, контейнеры с НУР LAU-68 или подвесные топливные баки емкостью 1135 л.

Предполагается, что начиная с 1986 г. ежегодно на самолетах TAV-8B будут обучаться около 120 летчиков [41].

В конце 1980 г. фирма Макдоннелл-Дуглас совместно с фирмой Роллс-Ройс предложила начать программу разработки сверхзвукового СВВП. По мнению специалистов, разработка сверхзвукового СВВП является логическим шагом после создания самолета AV-8B.

Для демонстрационных испытаний предполагается построить экспериментальный СВВП AV-8SX (рис. 31), который будет представлять собой модифицированный самолет AV-8A с ТРДД Роллс-Ройс «Пегас» 11-21. На двигателе будет применена система дожигания топлива в контуре вентилятора РСВ (Plenum Chamber Burning). Тяга нового ТРДД достигнет 13 610 кгс. В связи с этим пред-

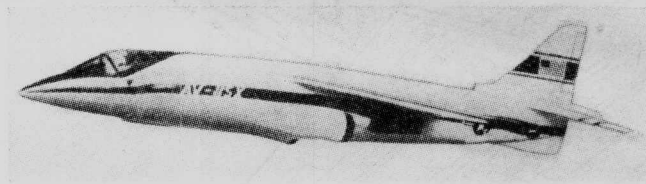


Рис. 31. Рисунок экспериментального сверхзвукового СВВП Макдоннелл-Дуглас AV-8SX

полагается изменить форму и размеры воздухозаборников, новой будет и конструкция передних поворотных сопел. Длина фюзеляжа увеличится на 1,8 м за счет вставки в хвостовой части. Вес топлива в фюзеляжных баках возрастет до 3 810 кгс.

Крыло будет иметь сверхзвуковой аэродинамический профиль, заостренный носок и закрылки большей площади.

Фирмы считают, что самолет AV-8SX сможет достичь скорости, соответствующей числу  $M=1,6$ . Программа разработки и испытаний самолета AV-8SX рассчитана на 5—6 лет и оценивается в 300—500 млн. долл.

В случае успеха летных испытаний СВВП AV-8SX фирмы надеются разработать боевой сверхзвуковой СВВП (расчетное число  $M=2$ ), который сможет поступить на вооружение в середине 1990-х годов [27, 28, 29, 30].

1. Braymbrook R. AV-8B Harrier II. Air International, 1982, v. 22, II, N 2, p. 64—69, 102.
2. Warwick G. AV-8B advanced Harrier. Flight International, 1979, v. 116, 29/XII, N 3693, p. 2127—2132, 2141—2142.
3. Riley B. L. Composite wing technology on the AV-8B advanced aircraft. Journal of the American Helicopter Society, 1979, v. 24, IV, N 2, p. 29—36.
4. Watson J. C. AV-8B composite fuselage design. AIAA Paper N 81-0232.

5. Air Force Magazine, 1981, v. 64, XII, N 12, p. 143—144.  
 6. Jane's all the world's aircraft, 1981—1982, p. 405.  
 7. Lambert M. AV-8B/Harrier GR.5—range, payload and VSTOL. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, III, N 3, p. 224—227.  
 8. Gethling M. J. The AV-8B Harrier II. Defence, 1982, v. 13, I—II, N 1, p. 45—52, 54.  
 9. Flight International, 1982, v. 122, 4/IX, N 3826, p. 655.  
 10. Soldat und Technik, 1982, VIII, N 8, S. 454—455.  
 11. Flight International, 1981, v. 119, 4/IV, N 3762, p. 958.  
 12. Mason F. K. Harrier. Patrick Stephens, Cambridge, 1981, p. 139—148.  
 13. Interavia Air Letter, 1978, 10/XII, N 9130, p. 8.  
 14. Aviation Week and Space Technology, 1979, v. 111, 20/VIII, N 8, p. 49.  
 15. AIAA Paper N 79-1841.  
 16. Interavia Air Letter, 1979, 16/XI, N 9383, p. 6.  
 17. Aviation Week and Space Technology, 1977, v. 106, 25/IV, N 17, p. 36.  
 18. Flight International, 1980, v. 117, 23/III, N 3705, p. 892.  
 19. Interavia Air Letter, 1980, 29/VIII, N 9575, p. 1—3.  
 20. Interavia Air Letter, 1981, 5/II, N 9682, p. 1—2.  
 21. Air et Cosmos, 1981, 21/II, N 848, p. 15.  
 22. Flight International, 1981, v. 119, 28/II, N 3747, p. 549.  
 23. Interavia Air Letter, 1981, 13/III, N 9708, p. 6.  
 24. Flight International, 1981, v. 120, 24/X, N 3781, p. 1228.  
 25. Air et Cosmos, 1982, 30/IV, N 904, p. 14, 56.

26. Interavia Air Letter, 1982, 19/VIII, N 10068, p. 4.  
 27. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 21/IX, N 12, p. 54, 59—60, 63.  
 28. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 12/I, N 2, p. 36—39, 42.  
 29. Flight International, 1981, v. 119, 14/III, N 3749, p. 717.  
 30. Air et Cosmos, 1981, 9/V, N 859, p. 16.  
 31. Aerospace Daily, 1982, v. 116, 20/VIII, N 36, p. 282.  
 32. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 3/I, N 1, p. 57.  
 33. Interavia Air Letter, 1983, 13/I, N 10170, p. 4.  
 34. Interavia Air Letter, 1983, 21/I, N 10176, p. 8.  
 35. Interavia Air Letter, 1982, 6/XII, N 10144, p. 4.  
 36. Interavia Air Letter, 1982, 22/X, N 10113, p. 5—6.  
 37. Air et Cosmos, 1982, 11/XII, N 932, p. 27.  
 38. Air et Cosmos, 1983, 5/II, N 940, p. 16.  
 39. Interavia Air Letter, 1983, 31/I, N 10182, p. 8.  
 40. Flight International, 1983, v. 123, 29/I, N 3847, p. 247.  
 41. Interavia Air Letter, 1983, 18/I, N 10173, p. 1—2.  
 42. Air et Cosmos, 1983, 1/X, N 969, p. 16.  
 43. Interavia Air Letter, 1983, 27/IX, N 10348, p. 5.  
 44. Interavia Air Letter, 1983, 22/VI, N 10281, p. 6.  
 45. Interavia Air Letter, 1983, 6/VII, N 10291, p. 8.  
 46. Air et Cosmos, 1983, 9/VII, N 962, p. 11.  
 47. Interavia Air Letter, 1983, 23/III, N 10219, p. 4.  
 48. Astronautics and Aeronautics, 1983, v. 21, IX, N 9, p. 44—49, 75.

Референт В. В. Беляев.

УДК 629.735.33.014.16.01 : 623.74

## ВЛИЯНИЕ ТРЕБОВАНИЙ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ НА ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТАКТИЧЕСКИХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ\*

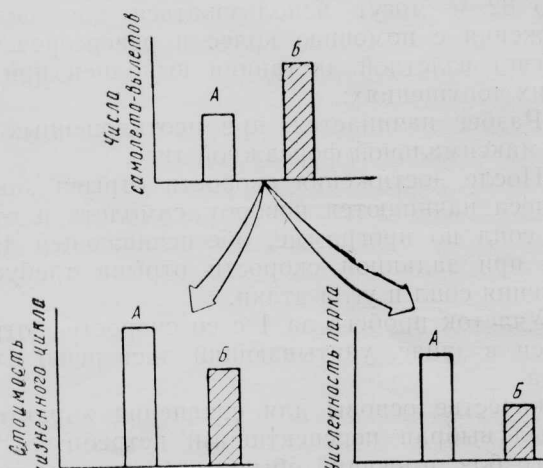
К числу важных характеристик будущих тактических истребителей часто относят возможность выполнения короткого взлета и посадки (КВП). Традиционные методы обеспечения этой возможности путем выбора соответствующих нагрузок на крыло или тяговооруженности, применение обычных средств механизации крыла и т. д. приводят к неприемлемому ухудшению летных характеристик

или утяжелению его конструкции. Только комплексное применение технических усовершенствований, достигших стадии практического применения, поможет создать самолет КВП с требуемыми характеристиками.

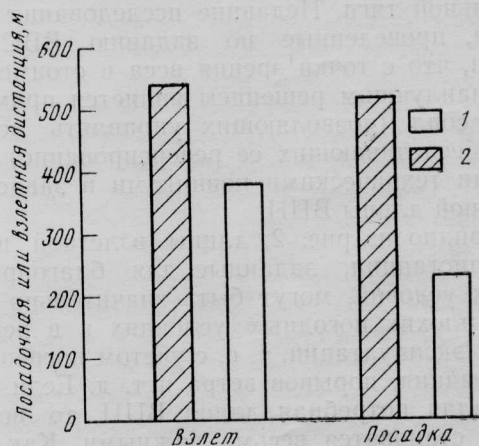
Требования КВП продиктованы желанием повысить частоту боевых вылетов самолетов с авиабазы, подвергающейся атакам противника. Применение самолетов КВП позволит уменьшить требуемую численность парка (рис. 1).

Среди многих средств обеспечения КВП практическими представляются крыло изменяемой стреловидности, реверсирование тяги, реактивные

\* Hudson R. E., Krepiski R. E. STOL capability impact on advanced tactical aircraft design. AIAA Paper N 81-2617.



А—обычные самолеты; Б—самолеты КВП  
 Рис. 1. Повышенная частота боевых вылетов самолетов КВП в условиях ударов по авиабазе, стоимость их жизненного цикла и потребная численность парка самолетов (сравнение обычных самолетов и самолетов КВП одного технического уровня)



1—расчетные условия: сухое покрытие ВПП, стандартные условия на уровне моря, точное пилотирование; 2—мокрая ВПП, 34°C, H = 760 м, неточное пилотирование  
 Рис. 2. Влияние условий эксплуатации на взлетно-посадочные характеристики самолета КВП

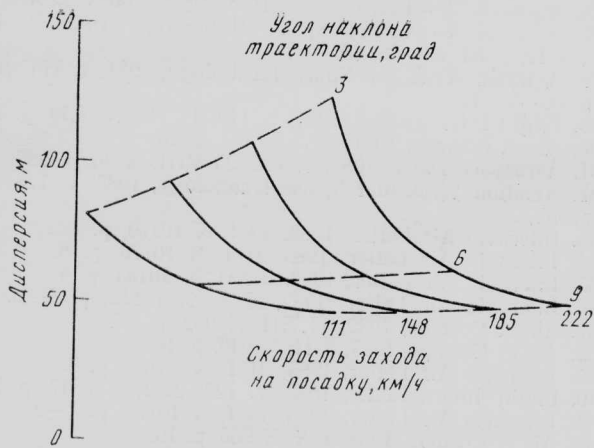
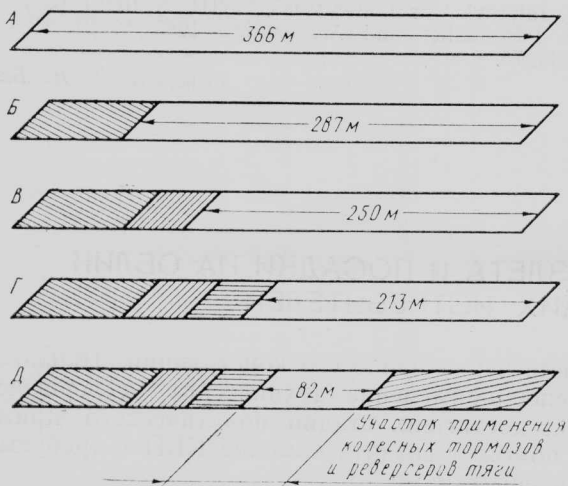


Рис. 3. Дисперсия посадочной дистанции



А—располагаемая длина посадочной дорожки; Б—минус разброс точки приземления; В—минус длина свободного пробега без торможения; Г—минус пробег до включения реверсеров; Д—минус пробег от момента достижения скорости 74,2 км/ч до полной остановки

Рис. 4. Влияние различных факторов на длину пробега

закрылки, управление вектором тяги, двигатели вертикальной тяги. Недавние исследования фирмы Грумман, проведенные по заданию ВВС США, показали, что с точки зрения веса и стоимости самолета наилучшим решением является применение плоских сопел (позволяющих управлять вектором тяги и обеспечивающих ее реверсирование) вместе с другими техническими новинками в зависимости от заданной длины ВПП.

Как видно из рис. 2, длины взлетной и посадочной дистанции, заданные для благоприятных погодных условий, могут быть значительно превышены в плохих погодных условиях и в реальных условиях эксплуатации, т. е. с учетом погрешностей пилотирования, порывов ветра и т. д. Если задана очень малая требуемая длина ВПП, то ветровые эффекты становятся весьма важными. Как следует из графиков на рис. 3, построенных с учетом одновременного действия вертикального ветрового порыва 2,28 м/с, горизонтального порыва 4,58 м/с и ошибок пилотирования летчика при полете в спокойной атмосфере, запас относительно заданной длины посадочной дорожки должен быть 61—

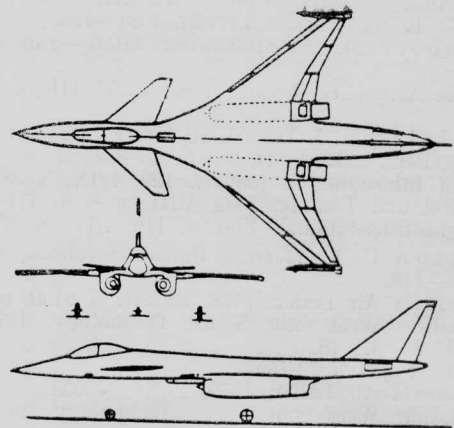


Рис. 5. Схема базового истребителя воздушного боя с обычным взлетом и посадкой

122 м. Значительное влияние на требуемую ВПП могут иметь временные реакции летчика, приемистость двигателя, эффективность тормозов и т. д.

Для расчета требуемой длины посадочной дорожки применялась следующая методика:

1. Допустимый разброс точки касания определяется по начальному углу траектории захода на посадку и скорости касания.

2. В течение первой секунды после касания ВПП самолет совершает свободный пробег и меняет угол тангажа.

3. В течение 1—2 с после касания торможение осуществляется только колесными тормозами.

4. После 2 с пробега двигатели переводятся на промежуточный режим, и включаются реверсеры тяги. Торможение с помощью реверсеров и колесных тормозов продолжается до гашения скорости до 74,2 км/ч.

5. С момента достижения скорости 74,2 км/ч до полной остановки применяется максимальный режим колесных тормозов (реверсеры не применяются, чтобы исключить попадание выхлопных газов в двигатели).

На рис. 4 показано, что на ВПП длиной 366 м только 82 м могут использоваться для полного торможения с помощью колес и реверсеров тяги.

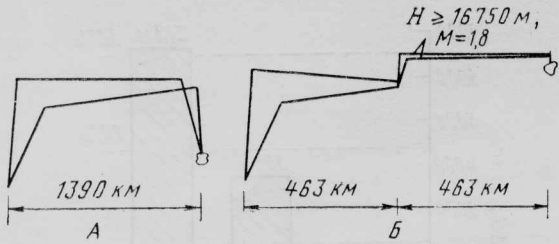
Расчет взлетной дистанции выполнен при следующих допущениях:

1. Разбег начинается при неотклоненных соплах и максимальной форсажной тяге.

2. После достижения скорости отрыва носового колеса начинаются поворот самолета и отклонение сопел по программе, обеспечивающей достижение при заданной скорости отрыва требуемых положений сопел и угла атаки.

3. Участок пробега за 1 с со скоростью отрыва включен в запас, учитывающий дисперсию длины разбега.

В качестве основы для сравнения характеристик был выбран перспективный истребитель воздушного боя, имеющий обычные (не укороченные) взлет и посадку (рис. 5). Самолет со взлетным весом 21,8 тс, удельной нагрузкой на крыло 371 кгс/м<sup>2</sup> и тяговооруженностью 0,95 рассчитан на выполнение заданий с профилями полета, показанными на рис. 6. Трансзвуковые маневренность и характеристики разгона должны соответ-



А—операция с большим радиусом действия на дозвуковом режиме; Б—операция с прорывом к цели на большой высоте со сверхзвуковой скоростью

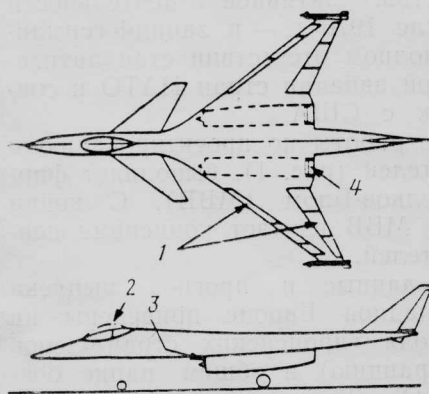
Рис. 6. Расчетные задания для базового истребителя

ствовать или превосходить показатели современных истребителей, таких как Макдоннелл-Дуглас F-15 и Джeneral Дайнэмикс F-16. Базовый самолет соответствует требованиям ВВС США к истребителям 1990-х годов и имеет следующие особенности: уменьшенную статическую устойчивость, электродистанционную систему управления, адаптивное (изменяемые кривизна и крутка) крыло, маловыступающий фонарь, плоские сопла и усовершенствованные конструкционные материалы.

Для оценки необходимых изменений исходного самолета были заданы три расчетные длины ВПП — 213 м, 366 м и 580 м. Условия эксплуатации включали мокрую ВПП, температуру окружающего воздуха 34°C, высоту аэродрома 762 м, учитывая запас на ошибки управления при взлете и посадке.

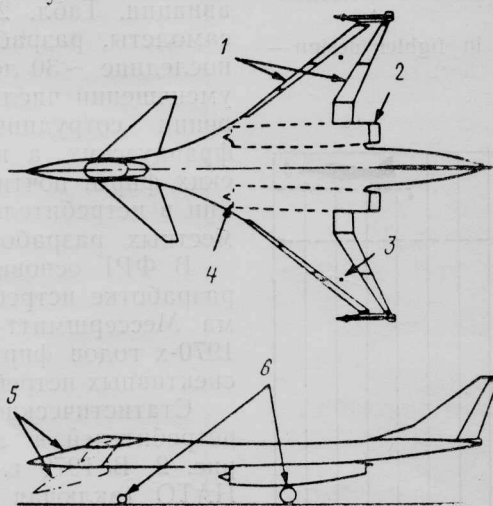
Требовалось обеспечить КВП с помощью различных технических решений, которые бы минимально влияли на другие характеристики самолета.

Результаты анализа представлены на рис. 7. Упомянутое в подписи «прыжковое» шасси имеет запас энергии для обеспечения самолету вертикального ускорения и изменения угла тангажа при скоростях, меньших тех скоростей, при которых эти эффекты достигались чисто аэро-



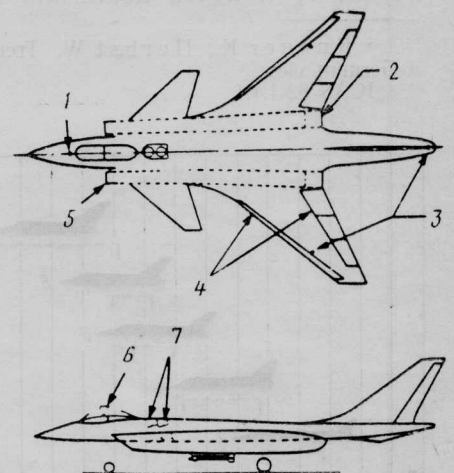
1—щитки для изменения кривизны крыла; 2—кабина с изменяемым угловым положением; 3—регулируемое коническое центральное тело воздухозаборника с экраном для работы при больших  $\alpha$ ; 4—плоские поворотные сопла с реверсирующими устройствами

Рис. 8. Схема самолета, рассчитанного на эксплуатацию с ВПП длиной 580 м ( $T/G=0,91$ ,  $G/S=376$  кгс/м<sup>2</sup>)



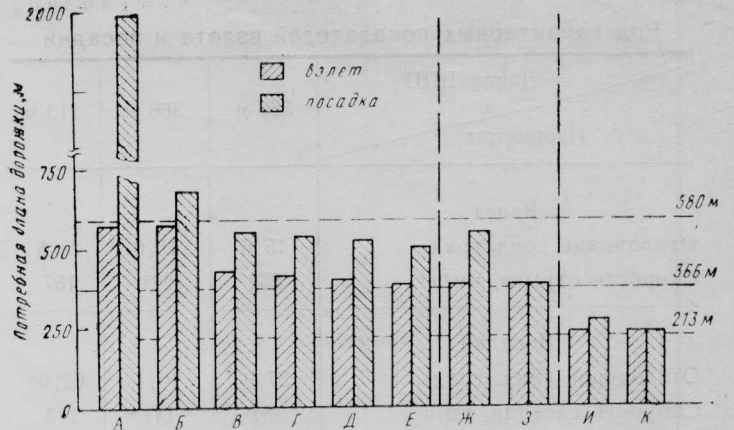
1—щитки для изменения кривизны крыла; 2—плоские поворотные сопла с реверсирующими устройствами; 3—сопла реактивной системы управления; 4—регулируемое коническое центральное тело воздухозаборника с экраном для работы при больших  $\alpha$ ; 5—отклоняемая носовая часть фюзеляжа; 6—«прыжковое» стойки шасси

Рис. 9. Схема самолета, рассчитанного на эксплуатацию с ВПП длиной 366 м ( $T/G=0,91$ ,  $G/S=376$  кгс/м<sup>2</sup>)



1—сопло реактивной системы управления; 2—плоские отклоняемые сопла, при реверсировании тяги струи выбрасываются вперед-вбок; 3—сопла реактивной системы управления; 4—щитки для изменения кривизны крыла; 5—плоские воздухозаборники с длинными каналами; 6—кабина с изменяемым положением относительно фюзеляжа; 7—усовершенствованные подъемные двигатели

Рис. 10. Схема самолета, рассчитанного на эксплуатацию с ВПП длиной 213 м ( $T/G=1,06$ ,  $G/S=366$  кгс/м<sup>2</sup>)



А—базовый самолет; Б—плюс реверсеры тяги; В—плюс управление вектором тяги; Г—плюс переднее оперение с изменяемой кривизной; Д—плюс струйные закрылки на переднем оперении; Е—плюс вихревые щитки; Ж—базовый самолет плюс управление вектором тяги, плюс реверсеры, плюс «прыжковые» шасси; З—плюс динамический метод посадки при больших углах атаки; И—базовый самолет плюс управление вектором тяги, плюс реверсеры, плюс подъемные двигатели; К—плюс реверсеры с отклонением реактивных струй вперед-вбок (вместо обычной схемы вперед-вниз и вверх)

Рис. 7. Потребные технические усовершенствования для обеспечения эксплуатации с ВПП заданной длины

динамическими средствами. Динамический метод посадки предполагает использование углов атаки, больших обычных, ограничиваемых клиренсом хвостовой части; перед самым касанием угол тангажа самолета быстро уменьшается дополнительным отклонением плоских сопел, а затем угловая скорость немедленно гасится обратным поворотом сопел.

При наименьшей заданной длине ВПП (213 м) требуются подъемные двигатели и реверсирование реактивных струй вперед—вбок, чтобы исключить их попадание в двигатели. В таблице представлены некоторые параметры процессов взлета и посадки при различных требованиях к длине ВПП.



Таблица

Ряд характерных показателей взлета и посадки			
Длина ВПП	580 м	366 м	213 м
Параметры			
<b>Взлет</b>			
Отклонение сопл, град	15,6	15,0	29,5
Скорость отрыва, км/ч	234	221	157
<b>Посадка</b>			
Отклонение сопл, град	37,0	16,1	62,9*
Скорость касания, км/ч	187	141	113
Угол наклона глissады, град	3,4	4,4	5,6

\* При использовании только основных двигателей.

Конфигурации самолетов, рассчитанных на указанные длины ВПП, представлены на рис. 8, 9 и 10. Кабина с изменяемым положением относительно фюзеляжа обеспечивает хороший обзор для летчика при взлете и посадке и меньшее лобовое сопротивление на транс- и сверхзвуковых режимах полета. Из-за больших углов атаки при посадке схема на рис. 9 имеет отклоняемую вниз носовую часть фюзеляжа для улучшения обзора из кабины.

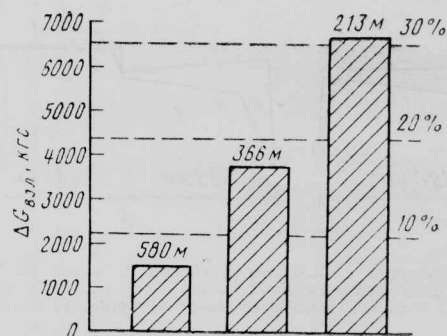


Рис. 11. Увеличение взлетного веса самолетов КВП в зависимости от расчетной длины ВПП

Самолет, спроектированный с учетом самых строгих ограничений на длину ВПП имеет наибольшую тяговооруженность (также в расчете на отбор воздуха для питания реактивных систем управления по всем трем осям, необходимое из-за малой скорости при взлете и посадке, ~110 км/ч). Из-за больших углов отклонения струй двигателей сопла конструктивно сложнее.

Утяжеление самолетов КВП по сравнению с базовым вариантом весом 21,8 т иллюстрируется рис. 11.

Референт Ю. Я. Шилов.

УДК 629.735.33 : 623.746.3 (430.1)

## ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ ФРГ\*

На начало 1982 г. численность занятых в авиакосмической промышленности (АКП) западноевропейских стран составляла 420 тыс. чел. (табл. 1) и почти достигала половины численно-

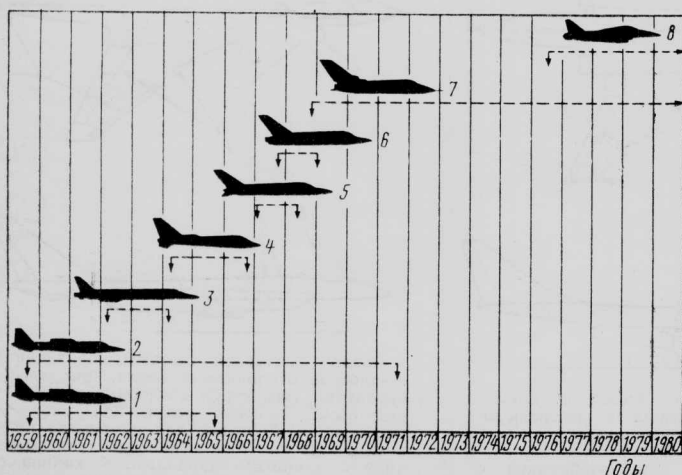
\* Knauer K., Herbst W. Trends in fighter design — a German view. ICAS 82-1.1.1.

сти работающих в АКП США. Из общего числа занятых в АКП Западной Европы по меньшей мере 30—40% работают в отрасли истребительной авиации. Табл. 2, в которой перечислены боевые самолеты, разработанные в Западной Европе за последние ~30 лет, свидетельствует о постепенном уменьшении числа реализуемых программ, расширении сотрудничества, активной деятельности французских, а после 1970 г. — и западногерманских фирм, почти полном отсутствии стандартизации в истребительной авиации стран НАТО и совместных разработок с США.

В ФРГ основные работы по проектированию и разработке истребителей (рис. 1). выполняет фирма Мессершмитт-Белков-Блом (МВВ). С конца 1970-х годов фирма МВВ изучает концепции перспективных истребителей.

Статистические данные и прогноз выпуска истребителей в Западной Европе приведены на рис. 2. В 1979 г. доля европейских стран-членов НАТО (включая Францию) в общем парке боевых самолетов НАТО в Европе составляла 80%, причем ФРГ располагала значительной частью западноевропейской военной авиации.

Своим наземным силам страны НАТО стремятся обеспечить мощную авиационную поддержку ударными самолетами, рассчитанными на поражение нескольких целей за один самолето-вылет. Самолеты следующего поколения должны быть



1—VJ 101C X1; 2—VJ 101C X2; 3—VJ 101C D; 4—самолет КВП AVS; 5—самолет КВП A400; 6—проект NKF; 7—«Торнадо»; 8—истребитель 1990-х годов

Рис. 1. Программы разработки в ФРГ боевых самолетов с конца 1950-х годов

Таблица 1

Численность работающих (тыс. чел.) в авиационной промышленности Западной Европы и типы выпускаемых истребителей, истребителей-бомбардировщиков и учебно-боевых самолетов (данные 1982 г.)

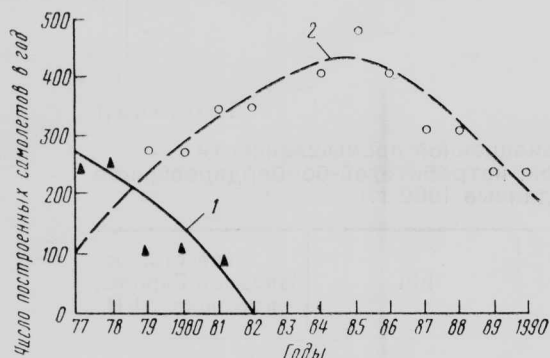
	Англия	Франция	ФРГ	Другие страны Западной Европы, имеющие АКП	
Авиастроительные фирмы	85	60	40		
Двигателестроительные фирмы	85	25	8		
Производители авиационного оборудования	40	25	12		
Всего	210	110	60	40	
Основные авиационные фирмы	BAe (70) Роллс-Ройс (60)	Аэроспасьяль (35) Дассо-Бреге (15) SNECMA (10)	MBB (38) MTU (6) Дорнье (8,2)	Аэриталия, Агуста SAAB-Скания Фоккер, CASA	
Основные программы	Международные программы	Англия	Франция	ФРГ	Другие страны
	„Торнадо“	„Торнадо“	„Ягуар“	„Торнадо“	„Вигген“
	„Ягуар“	„Ягуар“	„Альфа Джет“	„Альфа-Джет“	CASA C101
	„Альфа-Джет“	„Харриер“	„Мираж“ III/5		„Торнадо“, MB.339
F-16 (по лицензии)	„Хоук“	F.1, „Мираж“ 2000		F-16 (по лицензии)	

Таблица 2

Основные боевые самолеты, разработанные в западноевропейских странах после второй мировой войны (перечислены по датам первых полетов)

Годы					
1950—1954	1955—1959	1960—1964	1965—1969	1970—1971	1975—1979
СМ.170	„Дюрандаль“*	„Бальзак“*	„Ягуар“	„Мираж“ G-8*	„Мираж“ 4000*
„Мистэр“	„Гриффон“*	TSR-2*	„Мираж“ G*	„Хоук“	„Мираж“ 2000
„Жерфо“*	„Мираж“ IV	T.188*	„Мираж“ F.1	„Торнадо“	
„Вотур“	„Мираж“ III	„Кестрел“	БАК.167	„Альфа Джет“	
„Барудер“*	„Мираж“ I	(„Харриер“)	G.91Y	VAK.191B*	
„Си Хоук“	„Этандар“	VJ.101*			
„Лайтнинг“	„Тан“*				
„Джевлин“	„Нэт“				
„Виктор“	„Бакэннр“				
„Вулкан“	MB.326				
„Вэлиент“	G.91				

\* Серийно не выпускались.



1—самолеты, разработанные до 1974 г., средняя стоимость ~ 4,5 млн. долл. («Ягуар», «Мираж» F.1, АЛ.37, «Супер Этандар» и т. д.); 2—самолеты, разработанные после 1974 г., средняя стоимость ~ 9 млн. долл. («Торнадо», «Мираж» 2000, F-16 — по лицензии, «Харриер» GR.3, JA.37 и т. д.)  
Рис. 2. Производство истребителей в Западной Европе в период 1977—1990 гг. (статистика и прогноз, без учета учебно-боевых самолетов)

способны не только вести воздушный бой, но и эффективно поражать наземные цели, в частности, самолеты на стоянке и ВПП.

Англия, ФРГ и Италия принимают в настоящее время на вооружение самолет «Торнадо», представляющий собой систему оружия, оптимизированную для выполнения ударных операций в Центральной Европе. Истребитель-бомбардировщик «Торнадо» может нести значительно большую и более разнообразную боевую нагрузку, чем самолеты F-104, «Бакэнир» и «Канберра», для замены которых он предназначен, причем обеспечивается почти в 10 раз более высокая точность доставки оружия и выполнение боевых заданий ночью и в неблагоприятных погодных условиях.

Для обеспечения высокой боевой эффективности ударных самолетов 1990-х годов потребуется: разработка нового оружия с ограниченными возможностями запуска вне зоны ПВО противника для ударов по наземным целям (например, кассетного оружия типа MW-1);

использование усовершенствованных систем подавления средств ПВО: противорадиолокационных ракет, эскортных самолетов РЭП;

применение усовершенствованных систем следования рельефу местности и обхода препятствий для уменьшения вероятности обнаружения самолета; повышение оборонительных возможностей самолета;

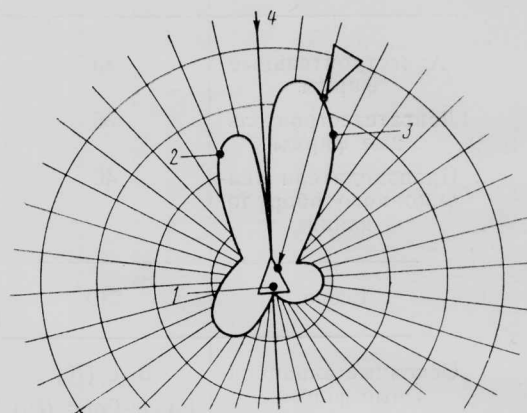
увеличение числа ударных самолетов благодаря использованию разведывательных самолетов в ударных операциях.

Работы в этих направлениях были начаты западногерманскими фирмами на собственные средства при частичной поддержке со стороны фирм США. Например, разрабатываются контейнерные системы РЭП (самолет «Торнадо» сможет нести до пяти таких контейнеров на наружных узлах), контейнерная система разведывательного оборудования (которая будет подвешиваться под фюзеляжем самолета и может быть снята для использования самолета в качестве ударного), усовершенствованное кассетное оружие.

Считается необходимым срочное создание высокоэффективной и гибкой системы ПВО, включающей не только наземные средства, которые

могут оказаться в состоянии «насыщения» при массированном налете, но и перспективные истребители.

Характер воздушного боя в будущем значительно изменится благодаря использованию нового оружия класса воздух—воздух и новых систем управления огнем. Будет обеспечена возможность всеракурсного использования ракет малой дальности действия, всеракурсного использования пушек благодаря применению новых режимов маневрирова-



1—цель; 2—зона возможных пусков ракет в бою «один на один»; 3—зона возможных пусков ракет в бою «четыре на четыре»; 4—направление лобовой атаки

Рис. 3. Зоны возможных пусков ракеты малой дальности действия с ИК ГСН

ния и объединенных систем управления полетом и огнем, использования новых ракет средней дальности с радиолокационными ГСН. Фирма MBV в течение ряда лет изучает возможный характер воздушного боя в будущем и требования к перспективным истребителям. Проводятся исследования с использованием математического моделирования воздушного боя, пилотажных стендов и летного эксперимента. Полученные результаты существенно изменили взгляды специалистов на средства и методы ведения воздушного боя.

Ближний воздушный бой с применением оружия в задней полусфере цели требовал эффективных установившихся разворотов. Выход в зону возможного применения оружия был обусловлен преимуществом в угловой скорости установившегося разворота по сравнению с самолетом противника. В результате боевая эффективность самолета в значительной степени зависела от его тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло. При всеракурсном применении оружия боевая эффективность в большей степени определяется стационарными характеристиками самолета.

Моделирование большого числа ближних воздушных боев с использованием всеракурсных ракет с ИК ГСН показало, что основная область возможных пусков лежит в передней полусфере. Из рис. 3 видно, что в большинстве случаев эффективный предпусковой маневр выводит атакующий самолет в положение для почти лобовой атаки.

Ближний воздушный бой со всеракурсным применением оружия отличается высокой динамичностью. На первом этапе маневрирования мощность, необходимая для осуществления разворотов и набо-

ра высоты, значительно превышает располагаемую. Это приводит к потере скорости. В дальнейшем необходимость в выполнении разворотов снижается, и самолет набирает скорость благодаря крутому пикированию.

Ранее считалось, что при ведении воздушного боя на средней дистанции с применением УР с полуактивной радиолокационной ГСН маневренность самолета играет небольшую роль. Моделирование воздушного боя с использованием УР средней дальности действия нового поколения показывает, однако, что при выполнении самолетом маневров на большой сверхзвуковой скорости его боевая эффективность может быть существенно повышена.

В воздушном бою на средних дистанциях (в отличие от ближнего боя) дальность пуска ракет намного превышает радиус разворота самолетов. Истребители, ведущие бой, не могут, таким образом, взаимно поменяться позициями в результате маневрирования. Однако самолет должен интенсивно маневрировать с целью:

занять более выгодную позицию (в отношении ракурса, скорости и высоты), обеспечивающую поражение самолета противника и в то же время минимизирующую вероятность ответного удара;

исключить попадание в зону действия ракет противника (или выйти из нее) после пуска ракеты, обеспечивая в то же время наведение запущенной ракеты на среднем участке траектории ее полета;

сохранить после выполнения начального боевого маневра уровень энергии, необходимый для осуществления повторной атаки и борьбы с другими самолетами противника в случае группового воздушного боя.

Потенциальный противник может использовать аналогичную тактику и, таким образом, бой будет характеризоваться динамичными маневрами на больших скоростях в сравнительно большой области воздушного пространства.

Исследования, проведенные фирмой МВВ, показали необходимость выполнения установленных разворотов с перегрузкой 4—5. Это требование разработано с учетом времени полета управле-

мой ракеты и диапазона углов сканирования РЛС управления огнем.

Возможности нового оружия окажут влияние на характер воздушного боя и, следовательно, на требования к истребителю, особенно касающиеся маневренности.

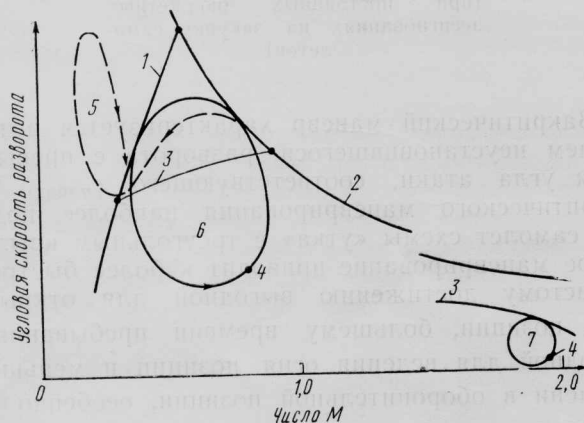
Ближний воздушный бой характеризуется широким набором неустановившихся маневров, поэтому требуется уделить большое внимание повышению допустимой подъемной силы. Будет полезна малая удельная нагрузка на крыло. Тяговооруженность должна быть достаточно высока для того, чтобы восполнить энергию, затраченную на выполнение неустановившихся маневров.

Бой на средней дистанции характеризуется выполнением установившихся маневров с умеренными перегрузками при сверхзвуковых скоростях и на больших высотах. В этих условиях большой эффект дает малое волновое сопротивление. Удельная нагрузка на крыло должна быть уменьшена до уровня, необходимого для получения максимальной скорости при установившемся маневре с умеренной перегрузкой при любой заданной тяговооруженности.

Требования неустановившегося маневрирования при дозвуковых скоростях в ближнем воздушном бою и сверхзвукового маневрирования в бою на средней дистанции (рис. 4) являются противоречивыми. Фирмой МВВ проведены исследования с целью определить, нужно ли обеспечить перспективному самолету обе эти возможности или же следует положиться на использование ракет средней дальности действия, отказавшись от ближнего боя. Анализ показал, что воздушный бой начинается обычно с использования ракет средней дальности. Однако во многих случаях бой продолжается с применением оружия малой дальности, которое может оказаться более эффективным в определенной тактической ситуации. Большую роль играет эффект внезапности и возможность быстрого обнаружения и опознавания самолетов, особенно в групповом воздушном бою с высокими скоростями сближения. Наличие у противника эффективных средств РЭП может вообще помешать его обнаружению и ведению воздушного боя на средней дистанции. Кроме того, во многих случаях оружие малой дальности является удобным средством против бомбардировщиков.

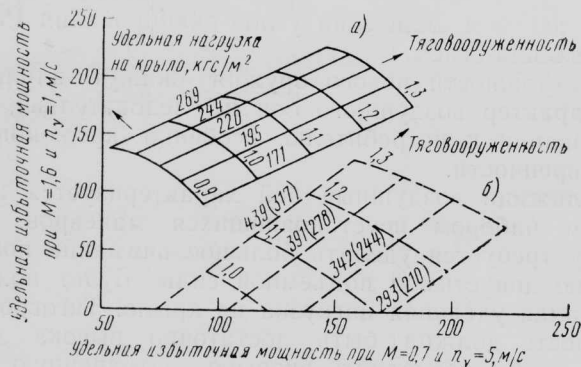
Анализ показывает, что превосходство в ближнем воздушном бою является важным требованием, так как во многих случаях бой, начинаясь на средней дистанции, переходит в ближний. Поэтому специалисты фирмы МВВ считают очень рискованным повышать эффективность ведения боя на средней дистанции за счет ухудшения показателей в ближнем бою. Истребитель 1990-х годов должен удовлетворять обоим требованиям, т. е. должен обладать высокой маневренностью при дозвуковых скоростях на малых и средних высотах и при сверхзвуковых скоростях на средних и больших высотах.

При рассмотрении вопроса о конфигурации самолета, которая может в наилучшей степени удовлетворить обоим указанным требованиям, следует отметить, что в ближайшем будущем не представляется возможным существенно улучшить аэродинамическое качество истребителя (при данном



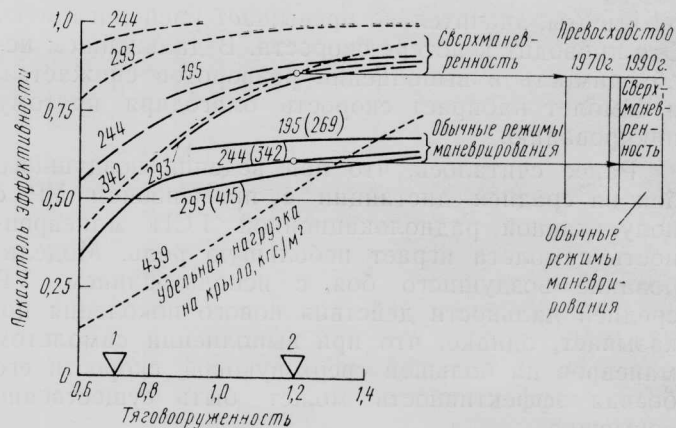
1—ограничение по  $c_y$ ; 2—ограничение по прочности; 3—удельная избыточная мощность равна 0; 4—пуск ракеты; 5—закритические режимы; 6—цикл ближнего воздушного боя; 7—цикл воздушного боя на средней дистанции

Рис. 4. Требования к горизонтальной маневренности перспективного истребителя



а — самолет 1990-х годов с треугольным крылом; б — самолет 1970 г. с трапециевидным крылом  
 Рис. 5. Улучшение маневренных характеристик у перспективного истребителя \*

\* В скобках, по-видимому, указаны удельные нагрузки на крыло для боевого веса. Прим. реф.



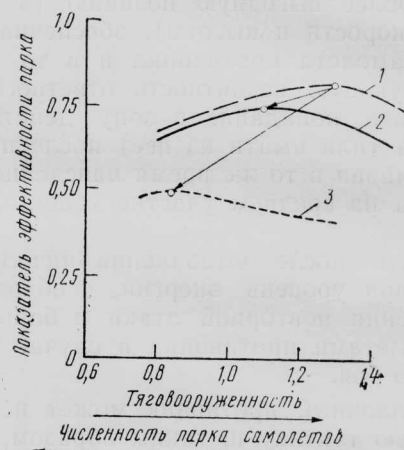
— — — — самолет 1990 г. в бою с самолетом потенциального противника уровня 1990 г.; - - - - - самолет 1970 г. в бою с самолетом потенциального противника уровня 1970 г.  
 1 — предполагаемый уровень техники потенциального противника, 1970 г.; 2 — предполагаемый уровень техники потенциального противника, 1990 г.

Рис. 6. Эффективность ведения ближнего воздушного боя самолетами 1970 г. и 1990 г. в зависимости от их тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло

размахе крыла) или увеличить максимальную подъемную силу (при данной площади крыла) на дозвуковых режимах полета. Двигатели ближайшего будущего могут иметь повышенные характеристики обслуживания, но их удельные показатели не будут существенно лучшими. Таким образом, самолет любой новой конфигурации может иметь лишь незначительно улучшенные дозвуковые характеристики. Однако, по-видимому, будет использована конфигурация с треугольным крылом и с управляемым передним горизонтальным оперением. Правильно спроектированный самолет схемы «утка» с треугольным крылом, имеющий активную систему управления, будет по дозвуковым характеристикам сравним с существующими самолетами. Однако лучшие характеристики самолета схемы «утка» при сверхзвуковых скоростях могут повысить эффективность ведения воздушного боя на средней дистанции (рис. 5).

Фирма MBV разработала концепцию сверхманевренности, объединяющую возможность независимого (от траекторного движения) нацеливания фюзеляжа, управления аэродинамическим сопротивлением и закритического маневрирования. Требование нацеливания фюзеляжа подразумевает управление угловой ориентацией фюзеляжа в определенных пределах независимо от вектора скорости. Эта возможность приводит к тому, что пушка становится всеракурсным оружием, расширяет область ведения огня, обеспечивает большую точность и продолжительность ведения огня, особенно если система управления огнем автоматически связана с системой управления полетом самолета.

Управление лобовым сопротивлением обеспечивает возможность торможения самолета с помощью отклонения поверхностей управления, не приводящему к появлению продольного момента. При этом эффективность продольного торможения значительно лучше, чем при использовании обычных воздушных тормозов. Это позволяет уменьшить скорость самолета до оптимальной для выполнения маневров и с целью быстрого вывода самолета на закритические режимы. Эффективность закритического маневрирования при этом повышается.



1 — уровень 1970 г. (только ближний бой); 2 — уровень 1990 г., сверхманевренность (воздушный бой на малых и средних дистанциях); 3 — уровень 1990 г., обычные режимы маневрирования (воздушный бой на малых и средних дистанциях)

Рис. 7. Боевая эффективность парка истребителей в зависимости от их тяговооруженности (при постоянных бюджетных ассигнованиях на закупку самолетов)

Закритический маневр характеризуется выполнением неустановившегося разворота с превышением угла атаки, соответствующего  $c_{y \max}$ . Для закритического маневрирования наиболее подходит самолет схемы «утка» с треугольным крылом. Такое маневрирование приводит к более быстрому и частому достижению выгодной для открытия огня позиции, большему времени пребывания в выгодной для ведения огня позиции и меньшему времени в оборонительной позиции, особенно при наличии оружия, позволяющего осуществлять лобовую атаку.

Фирма MBV рассмотрела вопрос о том, следует ли выделять основные средства на разработку усовершенствованных двигателя и крыла или

направить усилия прежде всего на обеспечение новых режимов маневрирования и тактических приемов. По результатам математического моделирования на ЭВМ и имитации ближних воздушных боев на пилотажных стендах получены следующие выводы (рис. 6):

эффективность самолета 1990 г. в ближнем воздушном бою в значительно меньшей мере, чем ранее, зависит от тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло. Это является наиболее важным следствием применения новых всеракурсных ракет;

превосходство самолета 1990 г. (превышение показателя эффективности 0,5) значительно уменьшается при использовании обычных режимов маневрирования;

обеспечение сверхманевренности может восстановить уровень превосходства 1970 г. Соответствующее увеличение эффективности самолета в воздушном бою эквивалентно увеличению соотношения потерь в 2 раза.

УДК 629.782

## ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ ПРИ РАЗРАБОТКЕ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“\*

В период проектирования и разработки много-разового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» (1972—1979 гг.) потребовалось осуществить чрезвычайно обширную программу испытаний моделей этого аппарата в аэродинамических трубах.

Уже во второй половине 1960-х годов NASA начало ряд исследований для оценки возможности использования аппаратов многократного применения для низкоорбитальных операций. В идеале такой аппарат представлялся в эксплуатационном плане близким к обычному самолету, что должно обеспечить большую экономию по сравнению с одноразовыми ракетами-носителями. Планом работ на начальном этапе *A* предусматривалось на основе эмпирических данных провести сравнение и отбор оптимальных конфигураций аппарата. Исследование на этапе *B* основывалось на результатах испытаний небольших и простых моделей, выполненных каждым участником конкурсной программы для изучения наиболее критических аспектов проблем будущей разработки. Параллельно NASA проводило свои исследования по оптимизации базовой конфигурации. На этапах *C* и *D* предполагалось выбрать основного контрактанта для разработки аппарата на основе «замороженного» предварительного проекта.

Уже в процессе ранних исследований стала ясной необходимость анализа ряда перспективных сложных конфигураций МВКА и чрезвычайно обширной программы испытаний в аэродинамических трубах. Даже до выбора окончательного проекта и фирмы-контракта оценки объема наземных

На рис. 7 представлены результаты оценки боевой эффективности парка самолетов с учетом бюджетных ограничений. По оси абсцисс отложена тяговооруженность, характеризующая энергетические возможности самолета. Для каждого уровня энергетических возможностей определена численность парка самолетов, соответствующая постоянным бюджетным ассигнованиям. Таким образом, первоначальная численность парка самолетов снижается с ростом характеристик отдельного истребителя.

Видно, что максимальная эффективность парка истребителей 1990 г. достигается при меньшей тяговооруженности самолетов, чем в 1970 г. Это результат возросших возможностей нового оружия, в частности всеракурсных ракет малой дальности. При обеспечении самолетам сверхманевренности может быть почти сохранен уровень эффективности парка самолетов, соответствующий 1970 г.

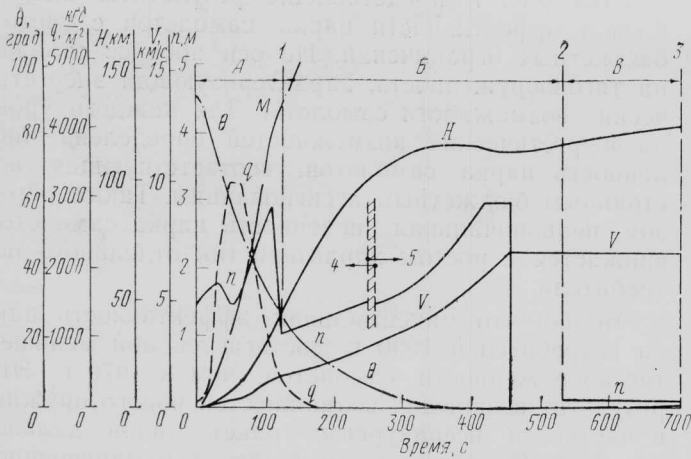
Референт М. А. Левин.

испытаний (аэротермодинамических и прочностных) превысили объемы аналогичных исследований по любой прошлой авиационной или космической программе. В связи с этим была предпринята координация большого числа испытаний, максимально эффективное использование всего располагаемого испытательного оборудования и разработка концепции отчетности, экономичной и обеспечивающей своевременные и надежные данные для проектирования. Ниже описывается программа испытаний в аэродинамических трубах, осуществленная на этапах исследований *C* и *D* (с середины 1972 г. и до конца 1979 г.). Дополнительные испытания объемом ~3000 ч были проведены после окончания этапа *D* до первого полета МВКА «Спейс Шаттл» в апреле 1981 г. Были проведены испытания на флаттер теплозащитных панелей, на подтверждение границ сверх- и гиперзвуковой путовой—боковой устойчивости и т. д.

На рис. 1 и 2 показано изменение траекторных параметров на участке выведения и входа в атмосферу МВКА «Спейс Шаттл», некоторые аэродинамические особенности которого представлены на рис. 3.

При старте до и в течение отрыва МВКА от стартового стола на аппарат действуют ветер, вибрации из-за работы основных ЖРД и добавочное давление при запуске РДТТ. При выведении аппарата характеристики аэродинамической устойчивости и управляемости не критичны в связи с мощным управляющим воздействием основных ЖРД и РДТТ с управляемым вектором тяги. Однако на трансзвуковом режиме становятся большими аэродинамические нагрузки и возможен бафтинг. С дальнейшим увеличением скорости возрастает аэродинамический нагрев МВКА, в особенности

\* Whitnah A. M., Hillje E. R. Space Shuttle wind tunnel testing program. AIAA Paper N 82-0562.



А—ВКС + бак + РДТТ; Б—ВКС + бак; В—ВКС  
 1—отделение РДТТ на 126,5 с; 2—отделение внешнего топливного бака и включение ЖРД системы орбитального маневрирования на 533 с; 3—выключение ЖРД системы орбитального маневрирования, выход на орбиту на 714 с; 4—пределный момент принятия решения об аварийном возвращении ВКС к месту старта; 5—начало временного диапазона, когда возможно аварийное возвращение к месту старта после одного витка вокруг земли; 6—выключение основных ЖРД на 468 с  
 Рис. 1. Изменение параметров номинальной траектории выведения на орбиту МВКА «Спейс Шаттл»

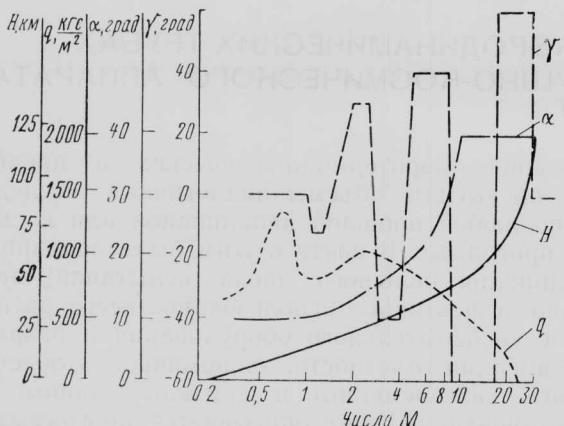
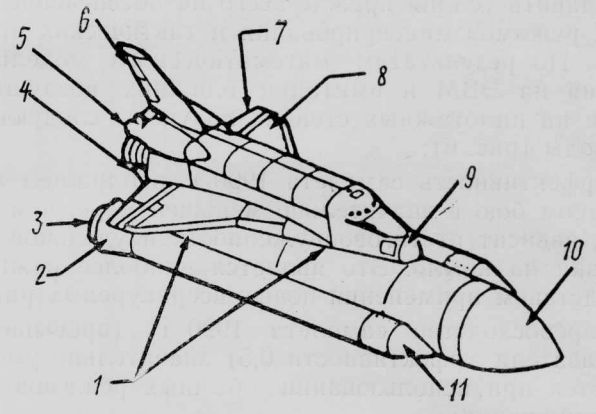


Рис. 2. Изменение параметров номинальной траектории входа воздушно-космического самолета МВКА «Спейс Шаттл»

локальный, в зонах соединения компонентов аппарата. Предстояло определить суммарное лобовое сопротивление МВКА с учетом влияния реактивных струй ЖРД и РДТТ.

При анализе номинального и аварийного разделения компонентов МВКА (сброс стартовых РДТТ и внешнего топливного бака) требовалось учитывать эффекты аэродинамической интерференции, аэро- и термодинамические нагрузки. В связи с необходимостью спасения РДТТ, предстояло определить параметры парашютной системы.

При оценках нагрева и характеристик устойчивости и управляемости на начальном этапе входа ВКС в атмосферу требовалось учесть влияние реактивной системы управления. Трбовалось определить эффективность управляющих аэродинамических поверхностей во всем диапазоне изменения режимов полета при снижении в атмосфере. Дозвуковое аэродинамическое качество ВКС должно быть достаточным для обеспечения при посадке приемлемых скорости и угла атаки с учетом влияния земли. Другим важным моментом оценки



1—система соединительных узлов компонентов МВКА (ВКС, стартовых РДТТ и внешнего топливного бака), обеспечивающая минимальное добавочное сопротивление; 2—юбка РДТТ со сниженным лобовым сопротивлением; 3—размещение плоскости среза сола РДТТ относительно других компонентов МВКА (уменьшает влияние факела на устойчивость и управляемость МВКА и на распределение давления по поверхности ВКС); 4—фюзеляжный щиток, улучшающий балансировку по тангажу; 5—реактивная система ориентации ВКС по тангажу и крену на начальном участке входа в атмосферу и ориентации по рысканию при числе  $M \approx 4$ ; 6—киль с рулем направления—воздушным тормозом для управления энергией при спуске в атмосферу и обеспечения путевой устойчивости (площадь 38,4 м<sup>2</sup>); 7—элевоны по всему размаху крыла для управления по тангажу и крену; 8—треугольное в плане крыло с изломом по передней кромке, выгнутый профиль для увеличения несущей способности (площадь 250 м<sup>2</sup>, скорость касания посадочной дорожки 314 км/ч); 9—форма носовой части ВКС, выбранная в соответствии с аэротермодинамическими требованиями; 10—форма носовой части внешнего бака (обеспечивает уменьшение лобового сопротивления, стоимости производства, интерференции между баком и РДТТ); 11—продольное размещение РДТТ относительно других компонентов МВКА (уменьшает сопротивление интерференции между баком и РДТТ, снижает нагрузки на крыло ВКС)

Рис. 3. Аэродинамические особенности МВКА «Спейс Шаттл»

устойчивости и управляемости явился учет большого диапазона центровок (из-за размещения объектов в грузовом отсеке ВКС).

В ходе исследовательской программы анализ становился все более детальным, и часто требовались дополнительные испытания в аэродинамических трубах.

### ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММЫ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

Приблизительная оценка объема и состава программы испытаний в аэродинамических трубах была сделана уже на ранней стадии исследований МВКА. Было ясно, что потребуются рассмотрение трех основных конфигураций аппарата: стартовой (МВКА со всеми компонентами), орбитальной (посадочной) и перегонной (ВКС на самолете-носителе).

Замеры аэродинамических сил и моментов, действующих на модель МВКА, были выполнены в процессе экспериментов для получения картины распределения аэродинамических нагрузок. Модель устанавливалась на обычной державке, позволяющей одновременно измерять силы и моменты, давление на переднюю часть фюзеляжа и крыло, интерференционные нагрузки и моменты крыла. В ранних экспериментах использовались твердые модели струй ЖРД и ТРДД с аналитически полу-

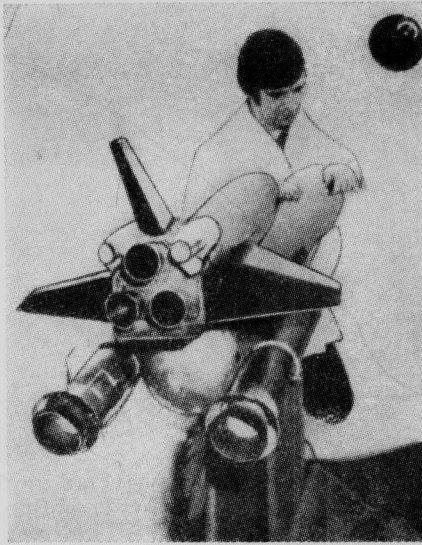


Рис. 4. Модель МВКА на плоской вертикальной державке

ченной конфигурацией. В последующих испытаниях струи имитировались выдувом воздуха. Детальные эксперименты для анализа влияния реактивных струй (проводившиеся параллельно основной программе испытаний) показали необходимость точного моделирования по основным их параметрам. Модель (рис. 4) для исследования влияния реактивных струй на аэродинамику и нагрузки, а также на нагрев хвостовой части аппарата устанавливалась на плоской вертикальной державке. Результаты этих испытаний и испытаний модели на хвостовой державке использовались для определения характеристик аппарата «в свободном полете».

Другие аэротермодинамические испытания проводились с использованием термочувствительного покрытия, масляного слоя и термопар для детального определения распределения температур и нагрева в точках торможения.

Испытания в интересах анализа динамики конструкции проводились в основном для оценки эффектов шума и вибрации. Другие испытания имели целью определение характеристик флаттера управляющих поверхностей и влияния ветра при старте МВКА.

Аэродинамические силы и моменты при отделении стартовых РДТТ были определены для моделей РДТТ и ВКС+бак при числе  $M=4,5$ . Работа ракетных двигателей разделения имитировалась выводом сжатого воздуха. Относительное движение моделей РДТТ и ВКС+бак обеспечивалось с помощью запрограммированной автоматической системы державок.

Была разработана уникальная концепция организации получаемых данных на основе восьми независимых параметров (коэффициент импульса реактивной струи, углы тангажа и рыскания системы ВКС+бак, пять координат относительного перемещения РДТТ). Такой подход, получивший название «гиперкуб», позволил уменьшить число потребных экспериментальных «точек» на два порядка.

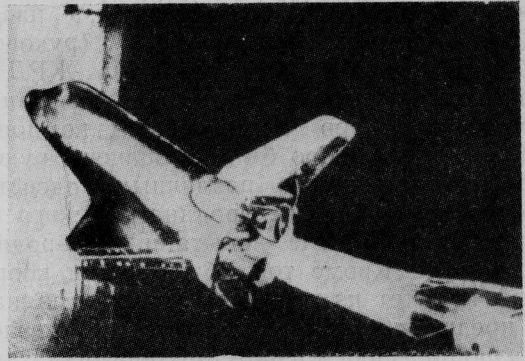


Рис. 5. Высокоточная модель ВКС

При номинальном отделении внешнего бака аэродинамические силы и моменты пренебрежимо малы по сравнению с действием реактивной системы управления, поэтому не потребовался соответствующий эксперимент. Моделирование процесса сброса бака было проведено для условий аварийного возвращения ВКС к месту старта, когда взаимодействие реактивных струй РДТТ со свободным потоком существенно. Эксперимент был аналогичен моделированию отделения РДТТ.

Испытания моделей бака и РДТТ проводились при соответствующих условиях при больших углах атаки («кувыркание» после отделения). Обычным испытаниям подверглась парашютная система для приведения РДТТ.

Для получения аэродинамических сил и моментов, действующих на ВКС, модель орбитальной ступени испытывалась подобно модели полного МВКА. Сначала испытывались простые модели частей ВКС, позже — сложная модель с отклоняемыми органами управления (рис. 5) и другие модели для оценки влияния струй реактивной системы управления на работу аэродинамических рулевых поверхностей.

Ранние эксперименты были ориентированы на изучение нагрева теплозащитного покрытия ВКС, имеющего зазоры и другие нерегулярности поверхности. Были испытаны плоские участки поверхности ВКС и крупномасштабные образцы критических по нагреву зон.

Стандартными методами проводились испытания для выявления склонности к флаттеру систем крыло—элевоны и киль—руль направления. Для акустических испытаний использовались натурные секции обшивки с теплозащитными плитками.

Для изучения аэродинамических характеристик системы ВКС+самолет-носитель (последний необходим для перевозки ВКС и применялся для отработки посадки этой орбитальной ступени) использовались модели обоих аппаратов с системой державок, обеспечивающей программное разведение моделей в эксперименте (сброс ВКС).

#### УПРАВЛЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОГРАММОЙ

На этапах *A* и *B* программы исследований космический центр (КЦ) им. Джонсона (NASA) и центр космических полетов им. Маршалла руководили работой четырех основных фирм-контрактантов. В конце этапа *B* КЦ им. Джонсона стал руко-



водящей организацией, отвечающей за разработку ВКС и общую интеграцию МВКА (руководство разработкой бака, РДТТ и основных ЖРД было передано центру им. Джонсона). Были организованы проектные бюро по основным компонентам МВКА, в каждом бюро были назначены руководители работ по созданию различных подсистем, в частности, руководитель аэродинамического проектирования, в том числе испытаний в аэродинамических трубах. Кроме того, был создан координационный комитет из представителей всех направлений предстоящих экспериментальных исследований (аэродинамика, аэротермодинамика, аэродинамические нагрузки и динамика конструкции и процессы разделения компонентов МВКА) и специалистов важнейших НИЦ, предоставляющих свои аэродинамические трубы — НИЦ им. Лэнгли, НИЦ им. Льюиса, Центр космических полетов им. Маршалла (все входят в состав NASA) и НИЦ им. Арнольда (ВВС США). Была разработана четкая система управления программой эксперимента в аэродинамических трубах с эффективным контролем результатов и отчетностью. Координационный комитет функционировал с 1972 г. по 1976 г. и собирался 12 раз.

#### ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

На рис. 6 приведен график нарастания объема проведенных испытаний в аэродинамических трубах с момента выбора базовой схемы ВКС АТР (Authority to Proceed).

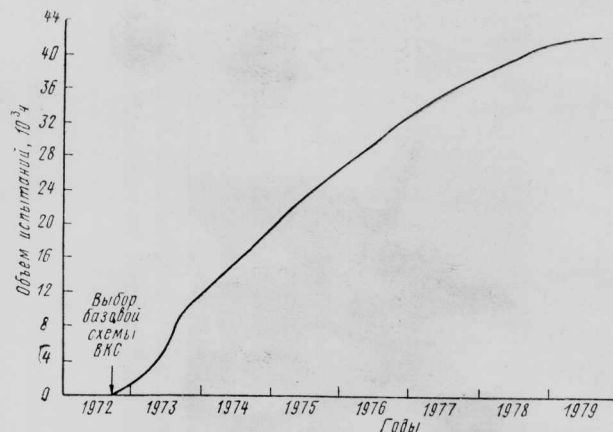


Рис. 6. Нарработка в аэродинамических трубах по программе разработки МВКА «Спейс Шаттл»

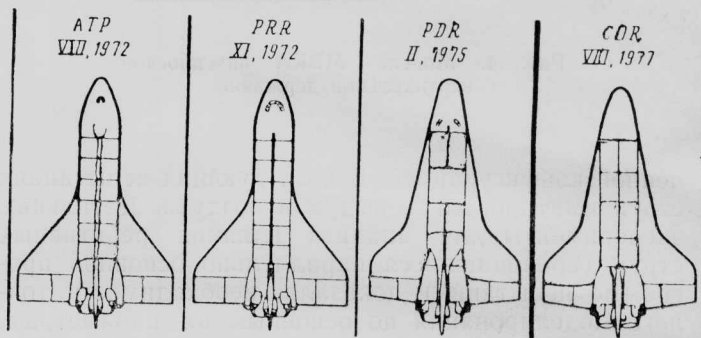


Рис. 7. Эволюция конфигурации ВКС в процессе программы его разработки

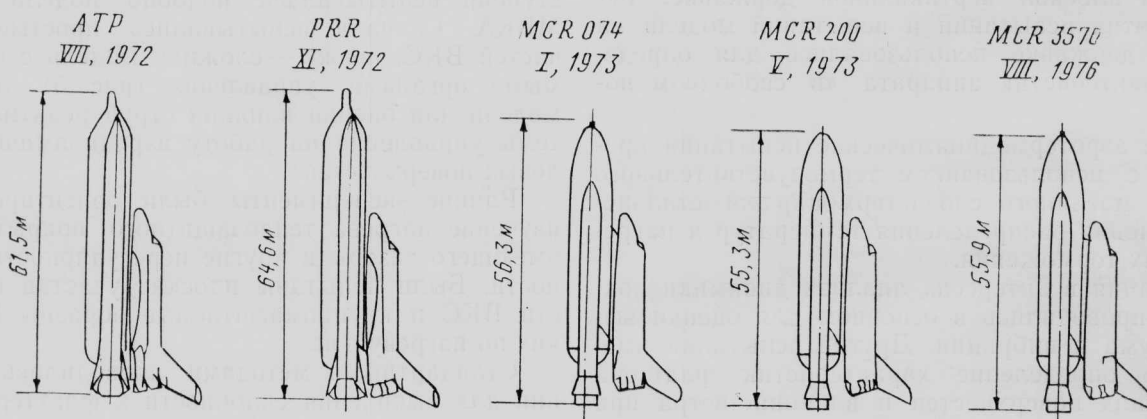


Рис. 8. Эволюция конфигурации МВКА «Спейс Шаттл»

По первоначальному плану фирмы Рокуэлл объем испытаний моделей в аэродинамических трубах был равен 26 000 ч (18 900 ч с использованием моделей ВКС и 7 100 ч — моделей полного МВКА, ВКС и РДТТ). Для снижения расходов было решено максимально использовать экспериментальные установки NASA и многоцелевые модели МВКА и его компонентов. Программа эксперимента началась в октябре 1972 г. и формально завершилась в сентябре 1979 г. За этот период семь раз существенно изменялась конфигурация или размеры МВКА (рис. 7 и 8), что привело к значительному увеличению объема испытаний по сравнению с первоначальным планом. Проекты ВКС, конфигура-

ции которых показаны на рис. 7, имели характеристики, представленные в табл. 1. Геометрия и параметры вариантов МВКА даны на рис. 8 и в табл. 2.

Общие сведения об объеме и стоимости испытаний в аэродинамических трубах, выполненных по программе «Спейс Шаттл», представлены в табл. 3, а на рис. 9 эта программа сравнивается с другими крупными авиакосмическими программами по объему аэродинамического моделирования.

Экспериментальные установки выбирались исходя из необходимых условий испытаний, но при этом учитывалась стоимость и эффективность

Таблица 1

## Эволюция параметров ВКС

Обозначение варианта	АТР VIII, 1972 г.	PRR XI, 1972 г.	PDR II, 1975 г.	CDR VIII, 1977 г.
Угол стреловидности крыла	50°	50°	45°/79°	45°/81°
Сухой вес, тс	77,1	77,1	68	68
Вес полезной нагрузки, тс	18,1	18,1	11,3	11,3
Диапазон центровок, % длины фюзеляжа	65—68	65—68	65—67,5	65—67,5
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	295	300	250	250
Размах крыла, м	25,6	25,6	23,8	23,8
Длина ВКС, м	37,8	38,1	38,1	37,2

Таблица 2

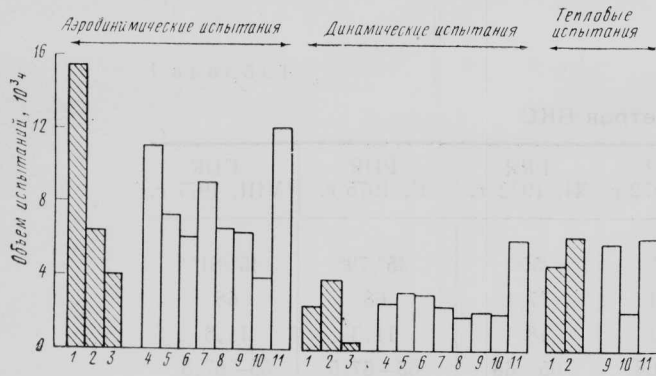
## Эволюция параметров МВКА (см. рис. 8).

Обозначение варианта	АТР VIII, 1972 г.	PRR XI, 1972 г.	MCR 074 I, 1973 г.	MCR 200 V, 1973 г.	MCR 3570 VIII, 1976 г.
Сухой вес ВКС, тс	77,1	77,1	68	68	72,5
Вес топлива во внешнем баке, тс	771	748	703	703	712
Вес РДТТ, тс	1475	1486	1026	1058	1170
Максимальный стартовый вес МВКА, тс	2455	2480	1860	1890	2020

Таблица 3

Объем и стоимость испытаний моделей МВКА „Спейс Шаттл“  
в аэродинамических трубах

Модели	Показатели	Аэродинамические испытания	Тепловые испытания	Динамические испытания	Всего
ВКС+самолет-послитель	Объем, ч	4000	—	400	4400
	Стоимость, млн. долл.	6,0	—	0,6	6,6
ВКС	Объем, ч	15 400	4000	2200	21 600
	Стоимость, млн. долл.	23,1	6,0	3,3	32,4
МВКА	Объем, ч	6500	6300	3600	16 400
	Стоимость, млн. долл.	9,7	9,5	5,4	24,6
Испытание всех моделей	Объем, ч	25 900	10 300	6200	42 400
	Стоимость, млн. долл.	38,8	15,5	9,3	63,6
Количество и стоимость	Число	35	33	17	85
	Стоимость, млн. долл.	9,9	9,0	4,0	23
Общая стоимость программы испытаний	млн. долл.	48,7	24,5	13,4	86,6



1—ВКС; 2—МВКА; 3—ВКС + самолет-носитель; 4—«Корд»; 5—В-1; 6—В-70; 7—F-111; 8—В-58; 9—X-20; 10—«Аполлон»; 11—«Сатурн» V

Рис. 9. Сравнение объема испытаний в аэродинамических трубах, выполненных по различным авиакосмическим программам

предстоящего эксперимента. По этой причине программа примерно на 72% была выполнена на установках NASA (41% — в НИЦ им. Эймса, 17% — в Центре космических полетов им. Маршалла, 13% — в НИЦ им. Лэнгли и 1% — в НИЦ им. Льюиса).

Необходимость в единой системе обработки, хранения и использования больших массивов результатов эксперимента в авиакосмических программах привела в 1966 г. к созданию фирмой Крайслер системы SADSAC (System for Automated Development of Static Aerothermodynamic Criteria). В 1970 г. такая система (переименованная в DATAMAN) была выбрана Космическим центром им. Джонсона в качестве средства хранения и документального представления результатов экспериментальных исследований по программе разработки МВКА «Спейс Шаттл». С начала этапов С и D было выпущено около тысячи отчетов (650 представляли результаты испытаний, 350 были выполнены по специальным заданиям).

Каждый из отчетов содержит полную информацию о выполненной работе в виде таблиц с ограниченными результатами анализа. Автоматизация процесса обработки данных системой позволяет получать информацию в стандартизованном виде, удобном для использования различными специалистами.

Референт Ю. Я. Шилов.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1984, № 2, 1—35.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов,  
А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилев (ответственный редактор).

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. Д. Морозова

Сдано в набор 12.12.83.

Подписано в печать 03.02.84.

Формат бумаги 60×90<sup>1</sup>/<sub>8</sub>.

Типографская № 1.

Гарнитура литературная

Высокая печать.

Бум. л. 2,25.

Усл. печ. л. 4,5.

Уч.-изд. л. 5,43.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 коп

Типография ЦАГИ. Зак. 1891.

