

НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Пассажирский самолет Эмбраер EMB-120 „Бразилия“ для местных авиалиний	1
Разработка в США административных самолетов нового поколения	5
Сравнительный анализ концепций перспективных много-разовых воздушно-космических аппаратов	12
Исследование распределения давления на поверхности модели перспективного одноступенчатого много-разового воздушно-космического аппарата SSTO-CCV	16
Посадочные характеристики воздушно-космического самолета	23
Космодром для МВКА „Спейс Шаттл“ на авиабазе Ванденберг	25

УДК 629.735.33—4(81) Эмбраер ЕМВ-120 «Бразилия»

**ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ ЭМБРАЕР ЕМВ-120 «БРАЗИЛИЯ»
ДЛЯ МЕСТНЫХ АВИАЛИНИЙ**

В первой половине 1980-х годов на зарубежных местных авиалиниях появились турбовинтовые 30—40-местные самолеты нового поколения, разработанные в США, Канаде, Индонезии и некоторых странах Западной Европы. В конструкции большинства новых самолетов широко используются последние достижения в области аэродинамики, силовых установок, конструкционных материалов, электронного оборудования. Эти самолеты обладают повышенной топливной эффективностью, экономичны и имеют высокую степень комфорта. По оценкам зарубежных специалистов, до конца 1990-х годов на мировой рынок может быть поставлено более 2000 самолетов данного типа.

Некоторые самолеты для местных авиалиний проходят или завершают программу летных испытаний. Среди них бразильский самолет Эмбраер ЕМВ-120 «Бразилия».

В 1974 г., когда было налажено серийное производство легкого пассажирского и административного самолета ЕМВ-110 «Бандейранте», фирма Эмбраер* начала предварительные исследования нового пассажирского самолета ЕМВ-120, рассчитанного на перевозку 21 пассажира. Летные испытания самолета ЕМВ-120 предполагалось начать в конце 1975 г. Но из-за загруженности фирмы другими самолетными программами разработка проекта была прекращена.

В 1979 г., когда во многих странах начались исследования проектов турбовинтовых самолетов нового поколения для местных авиалиний, фирма Эмбраер приняла решение разработать на основе предложенного ранее проекта самолета ЕМВ-120 новый усовершенствованный вариант на 30 мест. Проект самолета получил обозначение ЕМВ-120 «Бразилия».

Впервые натурный макет самолета ЕМВ-120 «Бразилия» демонстрировался в апреле 1980 г. на международной конференции авиакомпаний, эксплуатирующих легкий пассажирский самолет ЕМВ-110 «Бандейранте». В ноябре 1980 г. он был представлен на заседании Ассоциации авиакомпаний

* Фирма Эмбраер была основана в августе 1969 г. Завод фирмы находится в г. Сан-Хосе дос Кампос (в 80 км от г. Сан-Пауло). Численность персонала более 7300 чел. (1983 г.) [1, 2].

ных местных авиалиний США. Высказанные замечания и пожелания привели к внесению в проект некоторых изменений. Герметичный багажный отсек был отделен от основной кабины, объем его был увеличен на 1,7 м³, введена отдельная багажная дверь. Центральный проход с углублением был ликвидирован, пол кабины стал иметь один уровень. Чтобы не уменьшилась высота кабины, круглое поперечное сечение было увеличено на 76 мм. Пассажирские кресла были передвинуты вперед для уменьшения предельной передней центровки с 6% до 4%. Двигатели были отнесены на 0,25 м дальше от фюзеляжа для уменьшения уровня шума в кабине на 5 дБ [1]. Размеры вертикального хвостового оперения были немного увеличены для обеспечения нормального полета при отказе одного двигателя. Кроме того, было решено применить двухсекционный руль направления с гидравлическим силовым приводом [3].

По мнению фирмы Эмбраер, самолет ЕМВ-120 «Бразилия» обладает преимуществом перед конкурирующими самолетами для местных авиалиний, так как благодаря наименьшему среди них весу, наибольшей скорости полета и наименьшей суммарной мощности силовой установки предлагает самые низкие прямые эксплуатационные расходы (ПЭР).

По заявлению президента фирмы Эмбраер, только около одной трети стоимости разработки самолета (оцениваемой в 220—230 млн. долл.) субсидируется правительством Бразилии. Таким образом, по сравнению с однотипными самолетами Де Хэвилленд «Дэш» 8 и SAAB-Фэрчайлд SF.340, в разработку самолета ЕМВ-120 «Бразилия» вложено меньше правительственных средств [1].

Самолет ЕМВ-120 «Бразилия» (рис. 1 и 2) представляет собой моноплан с низкорасположенным крылом, Т-образным оперением и двумя ТВД в гондолах на крыле [4]. Конструкция планера рассчитана на эксплуатацию в течение 40 000 ч (60 000 полетов) [5]. Компоновочная схема самолета приведена на рис. 3 (см. стр. 14—15).

Фирма Эмбраер, единственная из фирм, разработавших 30—40-местные самолеты нового поколения для местных авиалиний, выбрала схему самолета с Т-образным оперением и низкорасполо-



Рис. 1. Пассажирский самолет Эмбраер ЕМВ-120 для местных авиалиний в полете

женным крылом. При этом получилось небольшое утяжеление конструкции, но этот недостаток должен компенсироваться более плавным полетом и большей эффективностью управления, так как горизонтальное оперение не подвержено воздействию потока воздуха от винтов [1].

Крыло монолитного типа безопасно разрушаемой конструкции. Крепится к нижней части фюзеляжа на трех силовых шпангоутах. Крыло имеет три лонжерона, нервюры и подкрепляющие элементы. Полки лонжеронов изготовлены из алюминиевого сплава 2024 или 7050 методом штамповки с последующей механической обработкой. Панели обшивки слоистой конструкции изготовлены методом химического фрезерования из алюминиевого сплава 2024 или 7475. Носок крыла выполнен из армированного кевларопластика [4]. В корневой части крыла (между фюзеляжем и гондолами ТВД) используется модифицированный профиль NASA 23018, близкий по характеристикам к суперкритическому, в концевой части — профиль

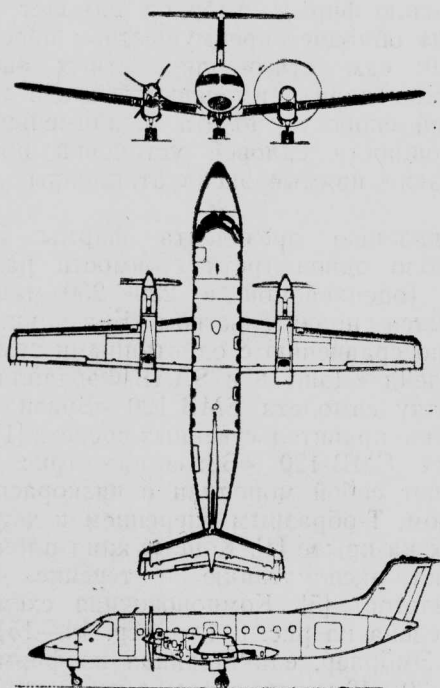


Рис. 2. Схема самолета Эмбраер ЕМВ-120 «Бразилия»

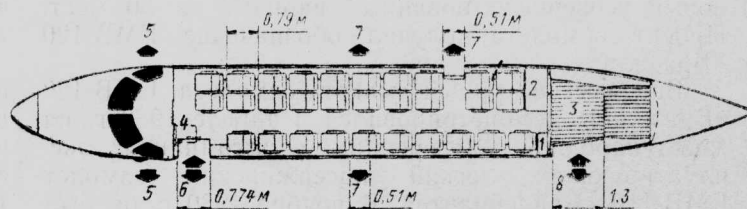
NASA 23012 [4, 5]. Крыло имеет угол поперечного $V=6^{\circ}30'$, угол установки 2° . Противообледенительная защита носка крыла осуществляется с помощью надувных протекторов с использованием отбираемого от двигателей воздуха [4].

Фюзеляж типа полумонок с круглым поперечным сечением. Панели обшивки изготовлены методом химического фрезерования, упрочнены штампованными элементами усиления и имеют антикоррозийное покрытие CLAD [1, 4]. Вся конструкция изготовлена из алюминиевых сплавов 2024, 7050 и 7475. Кабина экипажа герметичная [4]. Лобовое остекление кабины многослойное из поликарбонатного стекла, обычно встречаемое на военных самолетах [6].

Пассажирская кабина (рис. 4) герметичная. Сиденья в кабине установлены по схеме 2+1; ширина прохода 0,52 м. Расстояние между рядами 0,79 м. С левого борта в передней части фюзеляжа находится пассажирская дверь-трап пробкового типа (размером $1,7 \times 0,8$ м). С правого борта за крылом находится дверь аварийного выхода типа II (размером $1,4 \times 0,51$ м). Над крылом с обеих сторон фюзеляжа расположены аварийные двери типа III (размером $0,92 \times 0,51$ м). С правой стороны кабины расположены багажные полки [4]. В задней части кабины находятся туалет и кухня [1]. Пол кабины изготовлен из композиционных материалов [6]. Система кондиционирования воздуха и герметизации фирмы Эрисерч обеспечивает перепад давления в кабине, равный $0,49$ кгс/см² [4]. В полете на высоте до 5085 м в кабине поддерживается давление на уровне моря [1].

За пассажирской кабиной находится багажный отсек, имеющий с левого борта грузовую дверь (размером $1,36 \times 1,3$ м). Перегородка между багажным отсеком и пассажирской кабиной сдвижная, что позволяет переоборудовать самолет в грузо-пассажирский или в полностью грузовой вариант.

Хвостовое оперение Т-образное. Горизонтальный стабилизатор цельнометаллический, имеет три лонжерона. Стабилизатор неуправляемый, площадь $6,1$ м². Рули высоты с аэродинамической компенсацией общей площадью $3,9$ м², имеют триммеры. Вертикальное оперение стреловидное, имеется небольшой форкиль. Руль направления двухсекционный с гидравлическим приводом. Площадь вертикального оперения (включая форкиль) $6,9$ м², руля направления — $2,59$ м². Передняя кромка киля изготовлена из армированного кевларопластика. Имеются надувные протекторы с использованием отбираемого от двигателей воздуха



1—кухня; 2—туалет; 3—багажный отсек; 4—кресло бортпроводника; 5—аварийный выход для экипажа; 6—пассажирская дверь-трап; 7—аварийный выход; 8—дверь багажного отсека

Рис. 4. Компонка пассажирской кабины на 30 пассажирских мест

для противообледенительной защиты передних кромок оперения [4].

Для поперечного управления служат элероны Фрайза с ручным приводом. Каждый элерон имеет триммер и сервокомпенсатор [1]. Общая площадь элеронов 2,88 м² [4]. Продольное управление осуществляется с помощью рулей высоты, путевое управление — с помощью двухсекционного руля направления. Угол отклонения задней секции руля направления (которая также выполняет роль аэродинамического компенсатора при боковом ветре или отказе одного двигателя) зависит от угла отклонения передней секции. Отклонение руля направления осуществляется с помощью гидропривода, а управление рулями высоты ручное [7]. В ходе летных испытаний были установлены турбулизаторы и аэродинамические гребни на верхней поверхности крыла для повышения эффективности элеронов в полете при отклоненных закрылках [8].

Механизация крыла состоит из двухщелевых закрылков Фаулера. Каждая консоль крыла имеет по две секции закрылков с обеих сторон гондол ТВД. Кроме этого, функцию третьей секции закрылка выполняет хвостовая прямоугольная часть гондолы двигателя (рис. 5). Закрылки имеют гидравлический привод, работа закрылков контролируется с помощью ЭВМ [7].

Фирма Эмбраер заявила, что в будущем в конструкции самолета возрастет доля использования композиционных материалов [6]. В 1983 г. около 600 элементов и деталей были изготовлены из армированного кевларопластика, в том числе носовой обтекатель, перегородка между пассажирской кабиной и багажным отсеком, багажные полки, форкиль и различные обтекатели и т. д. [7, 9]. В дальнейшем из кевларопластика будут сделаны закрылки, элероны, руль направления, рули высоты, детали интерьера кабины. Фирма Эмбраер заключила договор с американской фирмой Сикорский, в соответствии с которым фирме Эмбраер будет передана технология изготовления кевларопластика. Началось строительство цеха площадью 8000 м², в котором будут размещены пять автоклавов для производства композиционного материала [9].

Самолет «Бразилия» имеет трехстоечное шасси. Все стойки со спаренными колесами фирмы Гудрич. Носовая стойка управляемая, убирается вперед в фюзеляж. Размеры пневматиков колес

18×5.5; давление в пневматиках 4,2—4,9 кгс/см². Главные стойки убираются вперед в гондолы двигателей. Размеры пневматиков 24×7.25; давление в пневматиках 7,03—7,73 кгс/см². Все стойки имеют масляно-воздушные амортизаторы. Углеродные тормоза фирмы Гудрич (стальные — по желанию заказчика). Система управления шасси гидравлическая. По желанию заказчика возможна установка автоматов торможения.

Самолет оснащен двумя ТВД Pratt-Уитни PW115 с взлетной мощностью по 1590 л. с. Двигатель со свободной турбиной. Имеет редуктор, двухвальный компрессор, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину высокого давления и двухступенчатую турбину низкого давления и двухступенчатую силовую турбину. Длина двигателя 2,057 м, ширина 0,635 м, высота 0,787 м. Вес сухого двигателя ~390 кгс [4]. Двигатель PW115 был сертифицирован в декабре 1983 г. [10]. Начальный межремонтный ресурс двигателя составляет 2500 ч, в течение последующих пяти лет возможно увеличение до 6000 ч [2].

Двигатели приводят четырехлопастные воздушные винты Гамильтон Стандарт 14RF-9 (рис. 6). Диаметр винта 3,2 м [4]. Лопасты, имеющие лонжерон из алюминиевого сплава и обшивку из стеклопластика, могут отстыковываться от втулки [10].

По желанию заказчика возможна установка ВСУ Гаррет GTCP36-150(A).

Топливо размещается в двух крыльевых баках-отсеках общей емкостью 3250 л. Заправка осуществляется под давлением через одну заправочную горловину на нижней части правой внешней консоли. Для заправки самотеком на верхней поверхности каждой консоли крыла имеются горловины. Запас масла 9 л [4].

Кабина экипажа (рис. 7) оснащена комплексом цифрового электронного радионавигационного оборудования (EFIS) с выводом информации на цветные многофункциональные дисплеи [5].

Окончательная сборка первого опытного самолета ЕМВ-120 «Бразилия» началась в августе 1982 г. и завершилась в конце июня 1983 г. [1, 11]. Первый (неофициальный) полет состоялся 27 июля 1983 г. До первого официального полета 29 июля 1983 г. самолет совершил три полета общей продолжительностью 3 ч [12]. В программе летных испытаний, завершившихся в марте 1985 г., участвовали три опытных самолета. Общий налет составил 1800 ч [14].

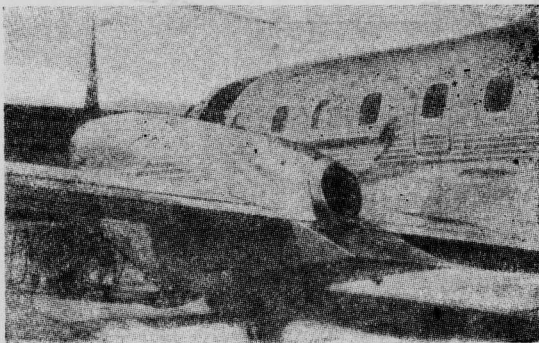


Рис. 5. Хвостовая прямоугольная часть гондолы двигателя, выполняющая функцию третьей секции закрылков

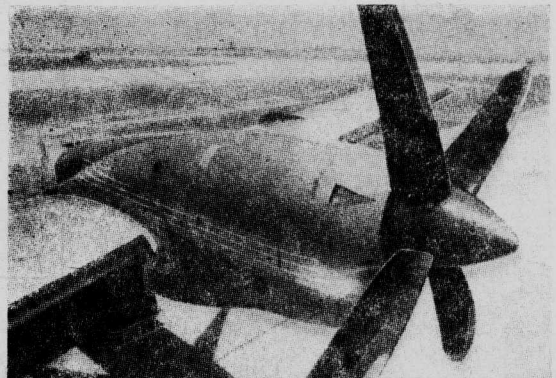


Рис. 6. Воздушный винт Гамильтон Стандарт 14RF-9

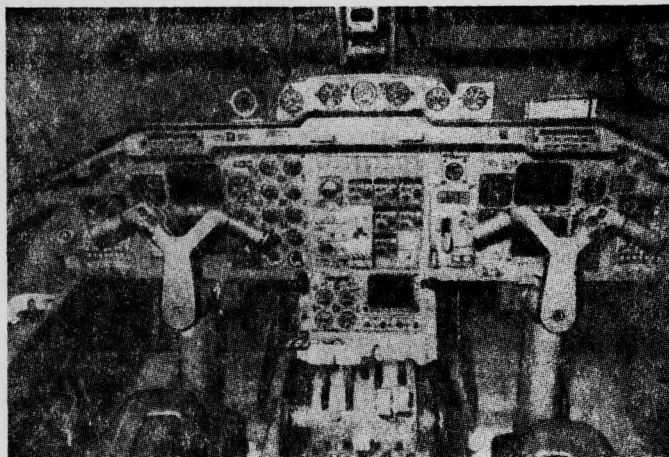


Рис. 7. Приборная доска кабины экипажа самолета Эмбраер EMB-120 «Бразилия»

Первый опытный самолет предназначался для определения нагрузок и аэродинамических сил, оценки характеристик и летных качеств. Вторым опытным самолетом (планер № 3), совершившим первый полет 21 декабря 1983 г., использовался для проверки работы систем. Третий опытный самолет (планер № 4) совершал противообледенительные испытания и использовался для измерений уровня шума. Впоследствии все три опытных самолета будут переоборудованы и поставлены заказчикам [3, 5, 9].

В апреле 1984 г. фирма Эмбраер опубликовала результаты измерений уровней шума самолета EMB-120 «Бразилия», проведенных в США с помощью фирмы Боинг Сервис Текнолоджи. На рис. 8 уровни шума самолета EMB-120 «Бразилия» даны в сравнении с уровнями шума самолетов Де Хэвилленд «Дэш» 7, «Дэш» 8, SAAB-Фэрчайлд SF.340, Бритиш Аэроспейс ВАе.146 и Канадэр CL-600 «Челленджер» [13].

Для наземных испытаний фирма Эмбраер построила два планера. Статические испытания планера № 2 должны были начаться в июне, а усталостные испытания планера № 5 — в сентябре 1984 г. [8].

Четвертый самолет EMB-120 «Бразилия»,

являющийся фактически первым серийным, будет использоваться в качестве демонстрационного. Этот самолет демонстрировался на авиационно-космической выставке в Париже в 1985 г. [5, 9].

Сертификация самолета в Бразилии состоялась в феврале 1985 г., а позднее последуют выдачи сертификатов в США и Англии. Начало поставок планируется в июне 1985 г.

К началу ноября 1984 г. имелись твердые заказы на 27 самолетов и зарезервированные на 90 самолетов. Цена самолета EMB-120 «Бразилия» 4,82 млн. долл. [2]. Фирма Эмбраер считает, что для безубыточного производства потребуется не менее 250 заказов на самолет [5].

Фирма Эмбраер планирует в будущем разработать новые варианты самолета «Бразилия». В частности, исследуются грузовой самолет, противолодочный самолет для ВМС и самолет для морской разведки [4]. Изучается вариант самолета на 39 пассажирских мест. Этот самолет будет иметь удлиненный на 2,44 м фюзеляж и более мощные ТВД фирмы Пратт-Уитни (мощностью по 1800 л. с.) [8].

Характеристика самолета Эмбраер EMB-120 «Бразилия»*

Длина самолета	20 м
Высота самолета	6,35 м
Размах крыла	19,78 м
Корневая хорда	2,81 м
Концевая хорда	1,4 м
Площадь крыла	39,43 м ²
Относительное удлинение крыла	9,92
Максимальный диаметр фюзеляжа	2,28 м
Размеры пассажирской кабины:	
длина	9,35 м
ширина (максимальная)	2,1 м
высота (максимальная)	1,76 м
объем багажного отсека	6,4 м ³
Число мест:	
экипажа	2
пассажиров (по три кресла в ряду при расстоянии между рядами 0,79 м)	30
Двигатели:	
число и тип	2 ТВД Пратт-Уитни PW 115
взлетная мощность	1590 л. с.

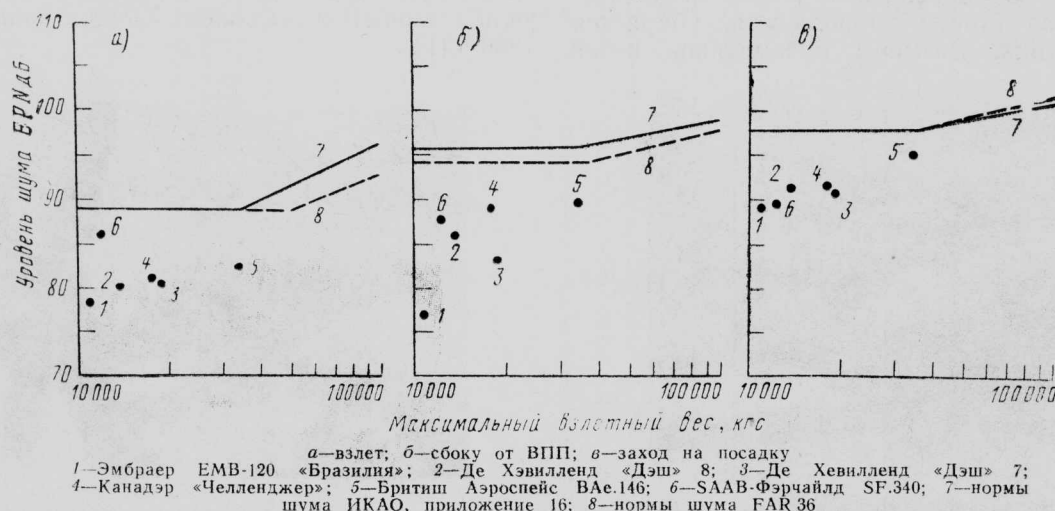


Рис. 8. Результаты измерения уровней шума самолета Эмбраер EMB-120 «Бразилия» и сравнение с пятью другими двух- и четырехдвигательными самолетами

Веса и нагрузки (максимальные):	
взлетный вес	10 800 кгс
вес пустого снаряженного:	
в пассажирском варианте	6459 "
в грузовом варианте	6168 "
вес самолета без топлива	10 100 "
вес топлива	2552 "
платная нагрузка:	
в пассажирском варианте	3265 "
в грузовом варианте	3664 "
посадочный вес	10 550 "
удельные нагрузки:	
на крыло	274 кгс/м ²
на взлетную мощность	3,4 кгс/л. с.
Летные данные	
Максимальная крейсерская скорость на высоте 6100 м, условия МСА	545 км/ч
Крейсерская скорость на режиме максимальной дальности на высоте 7620 м, условия МСА	487 км/ч
Максимальная скороподъемность (на уровне моря)	~ 11,8 м/с
Практический потолок	8990 м
Дальность полета на высоте 7620 м с резервами топлива на отклонение от маршрута 185 км и ожидание посадки в течение 45 мин:	
с 30 пассажирами на борту	1112 км
с максимальным запасом топлива и платной нагрузкой 1414 кгс	3150 "
Длина взлетной дорожки (FAR 25)	1290 "
Длина посадочной дорожки (FAR 135, при максимальном посадочном весе, на уровне моря)	1320 "
Уровень шума (по нормам FAR 36, BCAR-N и ICAO):	
при взлете	78,6 EPN ДБ
в стороне от дорожки	76,8 "
при заходе на посадку	89,1 "

1. Brasilia. The Capital Commuter. Air International, 1983, v. 25, XI, N 5, p. 217—222, 253, 254.
2. Interavia Aerospace Review, 1984, XII, N 12, p. 1339.
3. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 1/VIII, N 5, p. 31.
4. Jane's All the World's Aircraft, 1984—1985, p. 13, 14, 805, 806.
5. Velupillai D. Brasilia: Embraer's New Commuter. Flight International, 1983, v. 124, 30/VII, N 3873, p. 254—259.
6. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 8/VIII, N 6, p. 29.
7. Meshard J. Embraer EMB-120 „Brasilia“. Aviation Magazine, 1983, 15/X, N 860, p. 22—25.
8. North D. M. Brasilia Readied for Commuter Market. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 28/V, N 23, p. 43—47.
9. Morisset J. Embraer: un troisieme „Brasilia“ en essais. Air et Cosmos, 1984, 5/V, N 1000 bis, p. 14—18.
10. Hopkins H. Embraer's High-performing Commuter. Flight International, 1984, v. 125, 19/V, N 3915, p. 1351—1354.
11. ICAO bulletin, 1983, v. 38, II, N 2, p. 24—26.
12. Flight International, 1983, v. 124, 6/VIII, N 3874, p. 295.
13. Air et Cosmos, 1984, 23/VI, N 1007, p. 12.
14. Flight International, 1985, v. 127, 30/III, N 3953, p. 5.

Референт *О. Г. Комарова.*

Редактор *В. В. Беляев*

УДК 629.735.33—4(73)

РАЗРАБОТКА В США АДМИНИСТРАТИВНЫХ САМОЛЕТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В начале 1980-х годов некоторые американские фирмы, занимающиеся разработкой и постройкой административных самолетов (Бичкрафт, Гольфстрим Аэропейс, Гейтс Лирджет и др.) начали исследования проектов новых самолетов, которые по своей экономичности должны превосходить современные самолеты. В настоящее время в США эксплуатируется около 207 000 летательных аппаратов авиации общего назначения (АОН), включая почти 195 000 самолетов. По прогнозам Федерального управления гражданской авиации (ФАА), к 1989 г. в эксплуатации будет более 233 000 летательных аппаратов АОН (табл. 1) [1].

На административных самолетах нового поколения должны использоваться самые последние достижения в области аэродинамики, новые композиционные материалы, бортовое цифровое электронное оборудование, многофункциональные цветные дисплеи, усовершенствованные силовые установки (ТВД и ТРДД) и воздушные винты.

В октябре 1983 г. во время очередной конференции Национальной ассоциации служебной авиации (NBAА) в Далласе было объявлено о подписании между фирмами Гейтс Лирджет и Пьяджо соглашения о совместной разработке административного самолета GP-180 «Аванти» (рис. 1).

Самолет, предварительные исследования которого начала фирма Пьяджо в 1979 г., выполнен по схеме с тремя несущими поверхностями и двумя ТВД с толкающими воздушными винтами. Применение подобной аэродинамической схемы позволит уменьшить сопротивление в крейсерском полете и сократить расход топлива. Испытания модели самолета проводились в аэродинамической трубе фирмы Боинг в Сиэтле. В конструкции самолета широко применены различные композиционные материалы (КМ).

Главной несущей поверхностью является свободнонесущее среднерасположенное нестреловидное крыло. Лонжероны выполнены из алюминиевых сплавов. Главный лонжерон образует безопасно повреждаемую монолитную конструкцию с задним герметичным шпангоутом и узлами крепления основных стоек шасси. Закрылки и элероны с аэродинамической компенсацией выполнены из КМ. Роль второй несущей поверхности выполняет Т-образное стреловидное оперение с рулями высоты из КМ. Третьей несущей поверхностью является переднее крыло, установленное перед кабиной экипажа. Переднее крыло изготовлено из КМ и оснащено закрывками. Концепция трех несущих поверхностей представляется фирме Гейтс-Лирд-

Летательные аппараты (число дано в тыс. штук)	Годы									
	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988
Самолеты:										
с одним ПД	160,7	168,4	168,4	167,9	164,2	160,6	162,9	166,7	172	178,7
с двумя и более ПД	23,2	25,1	24,6	25,5	25	24,7	25	25,6	26,5	27,5
с ТВД	3,1	3,5	4,1	4,7	5,2	5,5	6	6,6	7,1	7,6
с ТРД и ТРДД	2,5	2,7	3	3,2	4	4,2	4,5	4,9	5,2	5,5
Вертолеты:										
с ПД	2,8	3,1	2,8	3,3	2,4	2,4	2,4	2,3	2,3	2,3
с ГТД	2,5	2,7	3,2	3,7	3,7	4,3	4,8	5,2	5,5	5,8
Прочие летательные аппараты *	4	4,8	4,9	5	5,2	5,3	5,4	5,6	5,9	6,2
Итого	198,8	210,3	211	213,3	209,7	207	211	216,9	224,5	233,6

* К этим летательным аппаратам относятся планеры, дирижабли и воздушные шары. Прим. ред.

жет выгодной с точки зрения устойчивости и управляемости.

В конструкции фюзеляжа овального сечения в основном используются обычные алюминиевые сплавы, но носовой обтекатель, дверь багажного отсека и створки шасси выполнены из КМ.

Шасси самолета убираемое, с носовой стойкой. Носовая стойка имеет спаренные колеса, а основные — по одному. Основные стойки шасси убираются назад, носовая — вперед. Шасси оснащено гидравлическими амортизаторами фирмы Даути. Размеры пневматиков передней стойки 5·00—4, основной стойки 6·50—10.

Силовая установка самолета состоит из двух ТВД Pratt-Уитни РТ6А-66 мощностью по 800 л. с. (ранее планировалось применение двигателей РТ6А-61 мощностью по 700 л. с.) [3]. На рис. 2 показана хвостовая секция фюзеляжа с двигателями.

Вице-президент фирмы Гейтс-Лирджет заявил, что новые ТВД позволят при сохранении ранее определенной крейсерской скорости (~740 км/ч) получить лучшие летные характеристики и скороподъемность [5]. Двигатели в гондолах из КМ установлены над крылом, что позволяет максимально снизить уровень шума в кабине самолета. Двигатели приводят четырехлопастные толкающие винты. Топливо размещено в трех баках общей емкостью 1600 л; один топливный бак расположен

в фюзеляже (емкость 700 л), два — в крыле (емкостью по 450 л). Заправочная горловина в верхней части фюзеляжа. Заправка производится под давлением.

Самолет рассчитан на перевозку 5—9 пассажиров. Экипаж состоит из двух пилотов [3]. Овальная форма окон пассажирской кабины в начале 1984 г. была заменена прямоугольной. Число окон, по сравнению с исходным вариантом, увеличено [5]. Пассажирская дверь расположена с левого борта, запасной выход — с правого борта. Багажный отсек находится за задним герметическим шпангоутом кабины, дверь багажного отсека — за крылом с левого борта.

Система кондиционирования и герметизации обеспечивает комфортабельные условия в полете на высоте более 10 000 м и максимальное избыточное давление ~0,6 кгс/см². Несущие поверхности, лобовое остекление кабины имеют противообледенительную систему.

В состав радионавигационного оборудования будет входить комплекс электронных цифровых пилотажно-навигационных приборов (EFIS) с дисплейным отображением информации (рис. 3).

Постройка самолета GP-180 будет выполняться в США и Италии. Фирма Пьяджо ответственна за проектирование, разработку и производство крыльев, задней секции фюзеляжа и гондол двига-

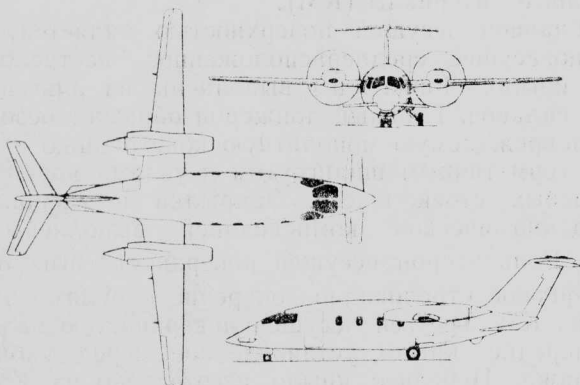


Рис. 1. Схема административного самолета Гейтс-Пьяджо GP-18 «Аванти»

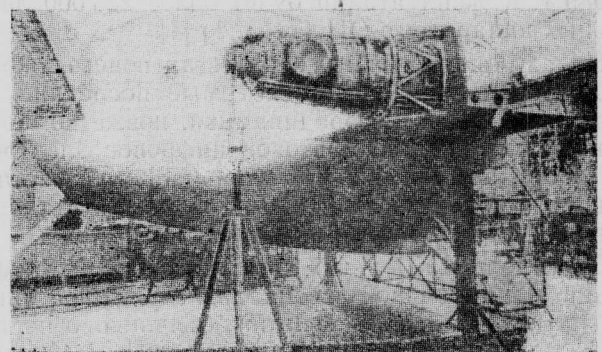


Рис. 2. Сборка хвостовой части самолета GP-180

телей; фирма Гейтс-Лирджет ответственна за переднюю и центральную секции фюзеляжа.

Части самолета, выполненные из композиционных материалов, будут поставляться обеим фирмам по контракту фирмой Сикорский.

Первый опытный самолет, собранный на заводе фирмы Пьяджо, совершит первый полет в июне 1985 г. Второй опытный самолет будет построен фирмой Гейтс-Лирджет. Он предназначен для испытания различных систем и навигационного оборудования во второй половине 1985 г. Сертификация самолета в Италии и США намечается на декабрь 1986 г., что позволит начать поставки в первом квартале 1987 г. По данным на весну 1984 г., заказано более 20 самолетов GP-180 [3]. Цена самолета ~2,7 млн. долл.

Одновременно с фирмой Гейтс-Лирджет также на конференции NBAA фирма Бичкрафт представила сведения о проекте административного самолета «Старшип» 1.

В проекте самолета сочетается использование высокоэффективной технологии, композиционных материалов и усовершенствованных цифровых электронных систем. Планер самолета, за исключением высоконагруженных узлов, изготовлен из КМ на основе стеклопластиков, волокон углерода и кевлара. В кабине экипажа установлены электронные пилотажно-навигационные приборы с индикацией на цветных ЭЛТ. В разработке первого опытного самолета принимал участие конструктор фирмы Скейлд Композите Б. Рутан, имеющий большой опыт в проектировании цельнокомпозиционных самолетов необычных компоновок [2].

Самолет «Старшип» 1 (рис. 4) представляет собой моноплан с низкорасположенным стреловидным крылом и ПГО. Рассчитан на перевозку 8—11 пассажиров. Экипаж — два человека [3]. Крыло имеет три лонжерона и излом по передней кромке. Угол стреловидности по 1/4 хорды 24° . На концах крыла установлены вертикальные аэродинамические поверхности (рис. 5). Конструкция крыла неразъемная. Под хвостовой частью фюзеляжа установлен вертикальный гребень.

В передней секции фюзеляжа находится низкорасположенное ПГО, угол стреловидности которого меняется от 90° (при взлете) до 35° (в крейсерском полете). ПГО имеет закрылки, которые служат для компенсации момента тангажа при выпущенных закрылках на крыле. На опытном само-

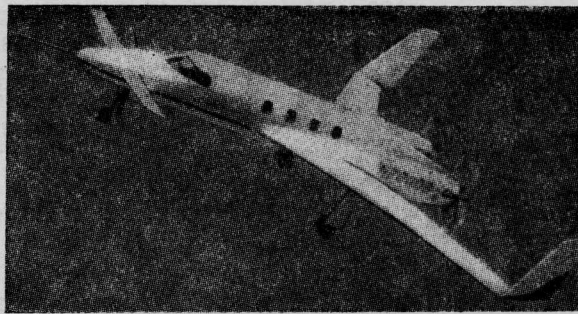


Рис. 4. Административный самолет Бичкрафт «Старшип» 1

лете «Старшип» 1 закрылки на ПГО и крыле имеют независимые системы управления. На серийных самолетах их работа будет механически взаимосвязана [2].

На крыле самолета установлены два ТВД Пратт-Уитни РТ6А-60А мощностью по 1000 л. с. с толкающими четырехлопастными винтами изменяемого шага. Плоскость вращения винтов вынесена за хвостовую часть фюзеляжа. Расстояние между вращающимися винтами 0,46 м [4]. Топливо располагается в крыльевых баках-отсеках общей емкостью 1923 л. Заправочные горловины находятся на верхней поверхности консолей крыла.

Система герметизации обеспечивает избыточное давление $0,59 \text{ кгс/см}^2$, что соответствует давлению в кабине на высоте 2440 м при полете на высоте 12495 м. На рис. 6 показана кабина экипажа, а на рис. 7 — пассажирская кабина самолета «Старшип» 1.

Крыло, оперение, воздухозаборники и лобовое стекло оснащены противообледенительными системами.

Шасси самолета трехстоечное с гидравлическим приводом. Основные стойки убираются в бок в сторону фюзеляжа, а носовая — вперед. На основных стойках установлены пневматики фирмы Гудьир размером $19 \cdot 5 \times 6 \cdot 75 - 10$, на носовой стойке — пневматик фирмы Гудрич размером $19 \cdot 5 \times 6 \cdot 75 - 8$. Многодисковые углеродные тормоза фирмы Гудьир [3].

Первый полет опытного самолета «Старшип» 1 состоялся 29 августа 1983 г. в аэропорту г. Мохаве (шт. Калифорния) [4]. К сентябрю 1984 г. этот

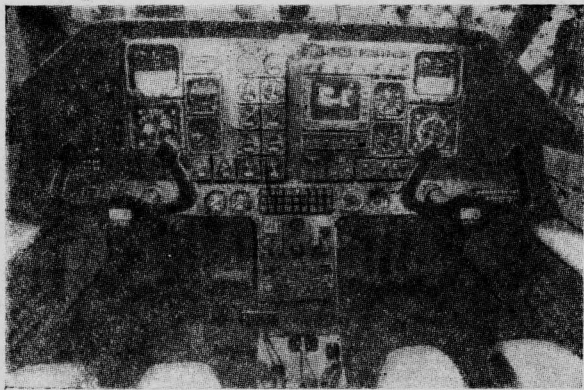


Рис. 3. Кабина экипажа административного самолета GP-180



Рис. 5. Концевая аэродинамическая поверхность крыла самолета Бичкрафт «Старшип» 1

самолет налетал 280 ч на всех режимах полета. Планируется постройка еще шести предсерийных самолетов: три для летных испытаний и три для статических, усталостных и испытаний на циклическое нагружение. Первый из этих предсерийных самолетов совершит полет в конце 1985 г. Предполагается, что самолет будет сертифицирован FAA в четвертом квартале 1986 г. (первоначально предполагалась сертификация в конце 1985 г.) [3].

В постройке самолетов будут принимать участие несколько фирм. Стоимость программы разработки самолета составит 250 млн. долл. Цена самолета 2,742 млн. долл.

Небольшая фирма Олд Мэнз Эркрафт (ОМАС), образованная в середине 1970-х годов, разработала легкий административный самолет «Лазер» 300 (рис. 8 и 9), ранее имевший обозначение ОМАС 1. Самолет ОМАС «Лазер» 300 представляет собой моноплан, выполненный по схеме «утка» с высоко-расположенным крылом и низкорасположенным ПГО.

Крыло обычной двухлонжеронной конструкции с углом стреловидности по передней кромке 65° . Крыло имеет вертикальные аэродинамические концевые поверхности (первоначально верхняя часть была отклонена вбок на 15° , нижняя — на 36°).

Переднее горизонтальное оперение двухлонжеронной конструкции с постоянной хордой. Оперение имеет рули высоты с триммерами, которые управляются при помощи электрического привода или вручную.

Самолет имеет убирающееся трехколесное шасси. Управляемая носовая стойка убирается вперед. Размеры пневматика передней стойки шасси 6·00—6, основных стоек — 17·5—6·25×6. Передняя стойка имеет гидравлический амортизатор, основные стойки шасси имеют рессорную амортизацию.

Силовая установка самолета «Лазер» 300 состоит из одного ТВД Авко Лайкоминг LTR 101-700A-1 мощностью 700 л. с. Двигатель приводит трехлопастный реверсивный воздушный винт изменяемого шага. Топливные баки общей емкостью ~1080 л расположены в крыле и задней секции фюзеляжа. Заправочные горловины находятся на верхней плоскости крыла.

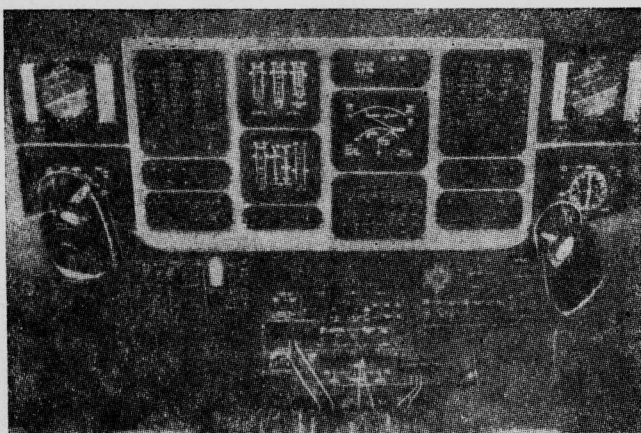


Рис. 6. Кабина экипажа административного самолета Бичкрафт «Старшип» 1

Кабина самолета рассчитана на перевозку 6—7 пассажиров. Самолет может использоваться в качестве грузопассажирского. В задней секции фюзеляжа имеется багажный отсек.

Фюзеляж герметизирован, в кабине поддерживается избыточное давление 0,38 кгс/см².

Первый опытный самолет ОМАС «Лазер» 300 совершил первый полет 11 декабря 1981 г. Первоначально предполагалось, что сертификация самолета состоится летом 1982 г. Однако весной 1982 г. в результате аварии самолета было сильно повреждено переднее горизонтальное оперение, и программа сертификации была отложена. В ходе ремонта были проведены некоторые изменения в конструкции, в частности на ~0,36 м были укорочены верхние секции аэродинамических крыльевых поверхностей, а нижние секции смещены вперед на 0,3 м. Модифицированный таким образом опытный самолет совершил полет в июне 1982 г. Но в июле 1982 г. при посадке из-за неисправности в системе выпуска шасси были серьезно повреждены ПГО и главные стойки шасси.

Первый полет второго опытного самолета состоялся 19 февраля 1983 г. Этот самолет используется для проверки возможных модификаций. В частности, оценивается замена двигателя Авко Лайкоминг LTR 101-700A-1А ТВД Гаррет TPE 331-9. Третий опытный самолет предназначен для статических испытаний, четвертый будет принимать участие в сертификационной программе. Сертификация FAA намечена на сентябрь 1985 г. [3]. Цена самолета 580 000 долл. [6]. Фирма ОМАС предполагает осуществлять постройку крыла и фюзеляжа и проводить окончательную сборку самолета и летные испытания. Все другие элементы конструкции должны изготавливаться по контрактам другими фирмами [3].

В 1982 г. американская фирма Автек Корпорейшн (основана в 1981 г. Р. Адиксом, бывшим пилотом авиакомпании TWA) разработала проект цельнокомпозиционного административного самолета «Автек» 400.

Самолет «Автек» 400 (рис. 10) имеет низкорасположенное крыло и ПГО. Подъемная сила между основным крылом и горизонтальным оперением распределяется в отношении 76% к 24%. Крыло

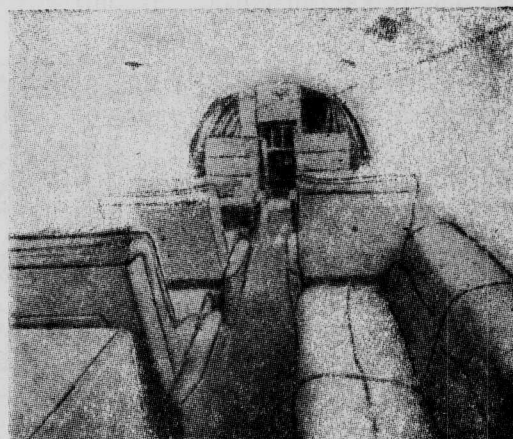


Рис. 7. Пассажирская кабина административного самолета Бичкрафт «Старшип» 1

имеет угол поперечного V, равный 4° . Горизонтальное оперение выполняет также функцию управления по тангажу [8]. ПГО установлено над фюзеляжем за кабиной экипажа [7], закрылки и триммеры отсутствуют.

Хвостовое оперение состоит из одной стреловидной вертикальной поверхности.

Самолет полностью изготовлен из композиционных материалов на основе волокон кевлара и сотового материала номекс фирмы Дюпон [3].

Силовая установка состоит из двух ТВД Pratt-Уитни РТ6А-28 мощностью по 680 л. с., приводящих толкающие трехлопастные воздушные винты [7]. Двигатели расположены в гондолах над основным крылом. Топливные баки расположены в крыле самолета (общая емкость 910 л) и в горизонтальном оперении (емкость 182 л). Заправочные горловины находятся на верхней поверхности крыла и горизонтального оперения [3]. По заявлению руководителя фирмы, расход топлива на одно место составит ~ 33 л при полете на расстояние ~ 1610 км [9].

Пассажирская кабина рассчитана на 6—9 человек. Возможны другие компоновки самолета: использование в качестве санитарного для перевозки трех больных, для грузовых перевозок, в качестве воздушного такси. Багажные отсеки расположены в хвостовой и носовой частях самолета [3].

Первый полет опытного самолета «Автек» 400 состоялся 17 сентября 1984 г. Полет продолжался 35 мин. За время полета самолет поднимался на высоту 1370 м и достиг скорости ~ 410 км/ч [10].

По данным на февраль 1984 г., фирма имеет заказы на 112 самолетов [3]. Цена самолета 1,65 млн. долл.

Для сертификационных испытаний будет построено еще два серийных самолета; программа испытаний рассчитана на 18 месяцев. Ожидается, что самолет будет сертифицирован FAA во втором квартале 1986 г.; в это же время начнутся поставки. В разработке самолета и финансировании программы принимают участие американские фирмы Дюпон и Доу Кемикл, а также группа японских фирм. Стоимость разработки самолета оценивается в 20 млн. долл. [11]. За первый год серийного производства фирма надеется построить 100 самолетов [3].

Фирма сообщила, что серийные самолеты «Автек» 400 будут отличаться от опытных. Намечено удлинить фюзеляж на 0,96 м за счет двух вставок перед и за крылом. Ширина кабины будет увеличена с 1,46 до 1,55 м. В конструкции крыла будет

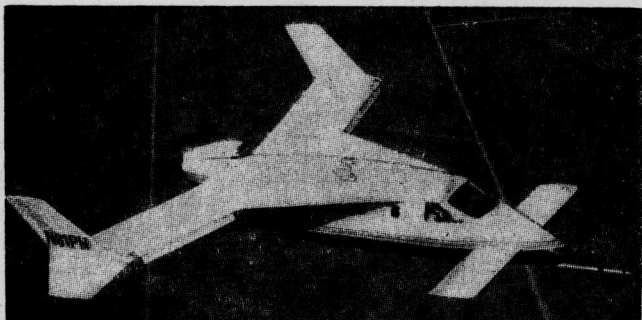


Рис. 8. Административный самолета ОМАС «Лазер» 300

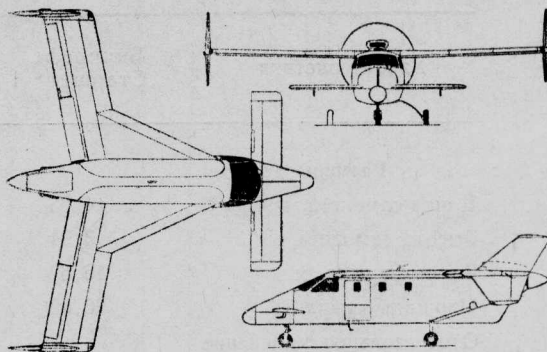


Рис. 9. Схема административного самолета ОМАС «Лазер» 300

использован аэродинамический профиль Автек 12 (вместо профиля NACA 63—215 мод. В), разработанный фирмой с помощью NASA. Удлинение крыла увеличится; угол стреловидности крыла по передней кромке в корневой части составит 50° , а на остальных секциях крыла — 10° — 12° . Увеличение угла стреловидности в корневой части вызвано установкой больших обтекателей стыка крыла с фюзеляжем для использования внутреннего объема под дополнительные топливные баки.

В качестве силовой установки должны использоваться ТВД Pratt-Уитни РТ6А-135 большей мощности. Трехлопастные воздушные винты будут заменены четырехлопастными винтами, лопасти которых будут иметь законцовку типа Q (у таких лопастей законцовка отогнута внутрь под углом 75° — 90°). Вес пустого самолета составит ~ 1495 кгс [7, 16].

Президент фирмы Р. Адикс оценивает потенциальный рынок сбыта для самолета «Автек» 400 в 1600 самолетов на период с 1984 г. по 1992 г. [12].

В табл. 2 приведены основные характеристики административных самолетов GP-180 «Аванти», «Старшип» 1, «Лазер» 300 и «Автек» 400.

В апреле 1982 г. фирма Гольфстрим Аэроспейс начала исследование по проекту административного самолета G1159С «Гольфстрим» IV (рис. 11 и 12). Самолет разрабатывается на основе серийного самолета «Гольфстрим» III, сертифицированного в США осенью 1980 г.

Самолет «Гольфстрим» IV имеет удлиненный на 1,37 м фюзеляж, новое усиленное крыло, руль направления, изготовленный из углепластика. Си-

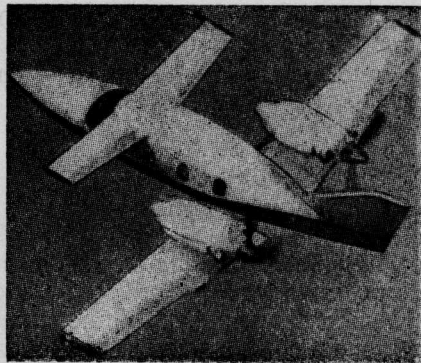


Рис. 10. Административный самолет «Автек» 400

Таблица 2

Характеристики	Бичкрафт „Старшип“ 1	Гейтс-Пьяджо GP-180 „Аванти“	Автек Корпо- рейшн „Автек“ 400	ОМАС „Лазер“ 300
Размеры				
Длина самолета, м	14,05	14,17	10,36	9,14
Высота самолета, м	3,94	3,9	3,08	3,2
Размах крыла, м	16,62	13,64	10,36	10,67
Площадь крыла, м ²	26,09	15,76	—	—
Относительное удлинение крыла	—	4,9	8,2	—
Размах переднего крыла (ПГО), м	7,54	~3,3	5,49	5,23
База шасси, м	6,9	5,8	4,37	4,3
Колея шасси, м	5	2,84	3,2	2,84
Длина кабины, м	4,88	6	4,19	4,45
	(без учета кабины экипажа)			
Ширина кабины, м	1,68	1,85	1,45	1,42
Высота кабины, м	1,65	1,75	1,32	1,3
Объем багажного отсе- ка, м ³	1,55	1,19	2,03	—
Число мест				
Экипаж	1	1—2	1	1
Пассажиры	8—11	5—9	6—9	5—7
Двигатели				
Число и тип	2 ТВД Пратт- Уитни РТ6А-60А	2 ТВД Пратт- Уитни РТ6А-66	2 ТВД Пратт- Уитни РТ6А-28	1 ТВД Гаррет ТРЕ331-9
Взлетная мощность, л. с.	2×1000	2×900	2×680	1×865
Веса и нагрузки (максимальные)				
Вес пустого снаряженно- го, кгс	3489	2812	1368	1587
Вес платной нагрузки, кгс	1409	907	397	115
Вес топлива, кгс	1542	1215	730	790
Взлетный вес, кгс	5670	4445	2495	2948
Нагрузка на крыло, кгс/м ²	217,3	282	145,5	107,9
Летные данные				
Максимальная крейсер- ская скорость, км/ч	676	740	668	478
Максимальная даль- ность полета:				
с максимальной плат- ной нагрузкой, км	2089	1630	—	—
с максимальным запа- сом топлива, км	4980	4000	4185	5050

ловая установка будет состоять из двух ТРДД Роллс-Ройс RB.183-03 «Тэй» Mk.610-8 с тягой по ~5630 кгс. Двигатели оснащаются реверсерами тяги. В кабине экипажа будут установлены комплекс электронных цифровых пилотажно-навигационных приборов с дисплейным выводом информации и лазерная система навигации [3].

Крыло самолета разработано фирмой Авко с использованием САПР. По сравнению с крылом

самолета «Гольфстрим» III новое крыло имеет на конце усовершенствованный аэродинамический профиль, увеличенную на 2° аэродинамическую крутку и уменьшенный на ~390 кгс вес за счет модифицированной конструкции кессона. В результате аэродинамическое качество в крейсерском полете должно возрасти с 12 до 14, а объем топливных баков-отсеков стал больше на ~550 л.

Таблица 3

Характеристика самолетов Гольфстрим Аэроспейс
„Гольфстрим“ III и IV [3]

	„Гольфстрим“ III	„Гольфстрим“ IV
Длина самолета, м	25,32	25,93
Высота самолета, м	7,43	7,42
Размах крыла, м	23,72	23,72
Площадь крыла, м ²	86,83	88,29
Относительное удлинение крыла	6	5,92
Угол стреловидности по 1/4 хорд	27°40'	27°40'
Размах стабилизатора, м	8,23	8,23
Размеры пассажирской кабины:		
длина, м	12,6	13,74
ширина, м	2,24	2,24
высота, м	1,85	1,85
объем, м ³	42,53	47,77
объем хвостового багажного отсека, м ³	4,44	4,81
Колея шасси, м	—	4,17
База шасси, м	10,72	11,61
Число мест:		
экипажа	2—3	2—3
пассажиров	19	19
Число и тип двигателей	2 ТРДД Роллс-Ройс „Спей“ Mk. 511-8	2 ТРДД Роллс-Ройс RB. 183-03 „Тэй“ Mk. 610-8
Взлетная тяга, кгс	2×5170	2×5630
Максимальный взлетный вес, кгс	31 615	31 615
Вес пустого снаряженного, кгс	17 235	~18 100
Максимальный вес самолета без топлива, кгс	19 960	19 960
Максимальный вес топлива, кгс	12 836 (15 870 л)	13 290
Максимальный посадочный вес, кгс	26 535	26 535
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	~930	~910
Эксплуатационный потолок, м	13 270	13 715
Сбалансированная длина ВПП, м	~1560	1555
Дальность полета, км:		
с восемью пассажирами и резервами топлива для полета по приборам IFR	6760	~7970
с максимальной платной нагрузкой	—	6575
Уровень шума, EPN дБ:		
при взлете	91	81
при заходе на посадку	97	95
сбоку от ВПП	103	91

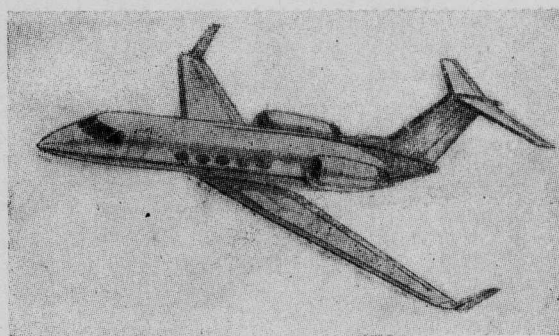


Рис. 11. Рисунок административного самолета Гольфстрим Аэроспейс «Гольфстрим» IV

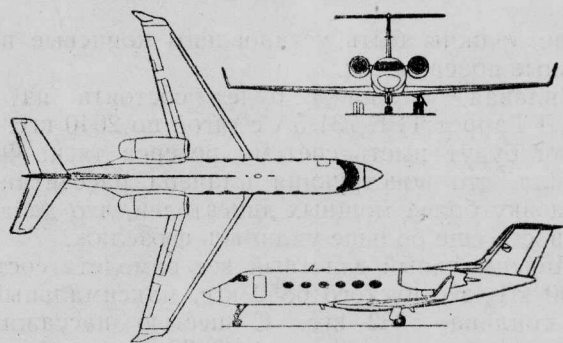


Рис. 12. Схема самолета Гольфстрим Аэроспейс «Гольфстрим» IV

За счет применения нового стального сплава на ~70 кгс уменьшен вес шасси [13].

Экипаж будет состоять из 2—3 человек. В герметичной кабине возможно размещение до 19 пассажиров. Самолет будет иметь буфет, туалет и багажный отсек в хвостовой части фюзеляжа размещения грузов весом до ~910 кгс. С левой стороны имеется дверь-трап. Система наддува обеспечивает максимальную разницу давлений ~0,69 кгс/см².

В первом квартале 1985 г. предполагалось начать постройку опытного самолета «Гольфстрим» IV, первый полет которого намечен на осень 1985 г. Поставки должны начаться в конце 1986 г. [3]. К началу 1985 г. фирма Гольфстрим Аэроспейс имеет твердые заказы на 67 самолетов [13]. Расчетная цена полностью оборудованного самолета 13,75 млн. долл. [14].

Фирма Сейбрайнер* разработала проект нового административного самолета «Сейбрайнер» 85 (рис. 13), рассчитанного на перевозку 10 пассажиров. Самолет является развитием находящегося в эксплуатации самолета «Сейбрайнер» 75. Он будет отличаться от прежней модели большей на 0,91 м длиной пассажирской кабины и увеличенной на 0,61 м длиной хвостовой части фюзеляжа за задним герметическим шпангоутом, что позволит увеличить объем багажного отсека или разместить дополнительный топливный бак.

Крыло самолета «Сейбрайнер» 85 будет иметь суперкритический профиль. Размах 15,98 м. На

* До середины 1983 г. являлась отделением фирмы Роквелл Интернейшнл. Прим. ред.

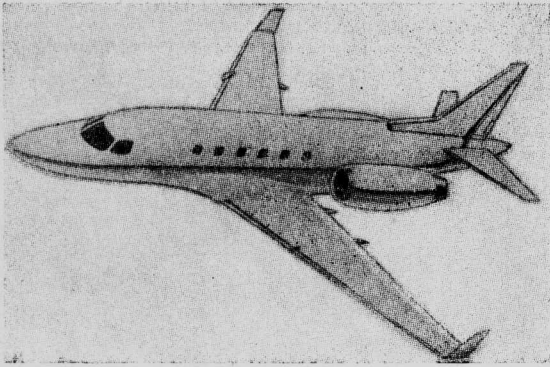


Рис. 13. Рисунок административного самолета Сейбрлайнер «Сейбрлайнер» 85

крыле должны быть установлены концевые вертикальные поверхности.

Силовая установка будет состоять из двух ТРДД Гаррет TFE 731-5А с тягой по 2040 кгс. Двигатели будут иметь систему реверса тяги. Фирма заявила, что конструкция планера рассчитана на установку более мощных двигателей, что даст возможность еще больше удлинить фюзеляж.

Максимальный взлетный вес самолета составит 12700 кгс, вес пустого 6850 кгс, максимальный запас топлива 5352 кгс. С шестью пассажирами дальность полета составит ~6400 км (крейсерское число $M=0,725$, с резервами топлива для полета в визуальных условиях). Сбалансированная длина ВПП составит ~1710 м.

Фирма Сейбрлайнер намечает в 1985 г. провести летные испытания самолета «Сейбрлай-

УДК 629.782(73)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МНОГОРАЗОВЫХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ*

Специалисты научно-исследовательского центра (НИЦ) им. Лэнгли исследуют концепции перспективных многоразовых воздушно-космических аппаратов (МВКА), которые могут найти применение в XXI веке. Эксплуатируемый в настоящее время МВКА «Спейс Шаттл» отвечает требованиям ближайшей перспективы, однако реализация дальнейших гражданских и военных задач в области космоса требует увеличения грузопотока на околоземные орбиты.

Начиная с конца 1980-х и в течение 1990-х годов, вероятно, потребуется увеличение грузопотока минимум на 7%, т. е. ежегодный темп эксплуатации МВКА должен превысить 20 полетов (см. рисунок). Предельный ежегодный темп эксплуатации современного МВКА «Спейс Шаттл» и имеющегося оборудования составляет 30 полетов. Дополнительного увеличения грузопотока при предельном темпе эксплуатации транспортной космической системы можно достигнуть за счет исполь-

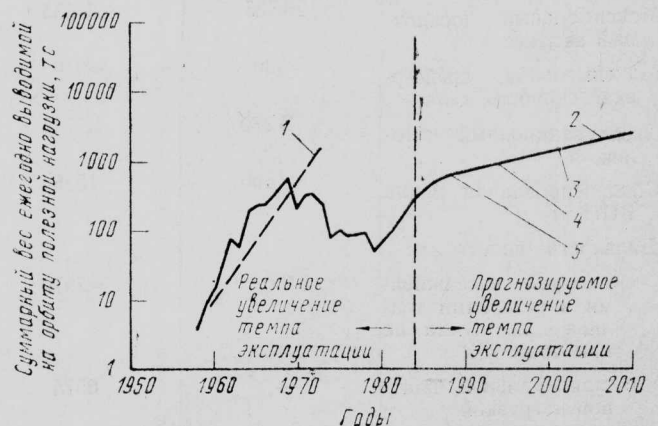
* E l d r e d C. H. Shuttle for the 21 st century. Aerospace America, 1984, v. 22, N 4, p. 82—86.

нер» 75/80, который будет иметь крыло и двигатели самолета «Сейбрлайнер» 85. Первый полет опытного самолета «Сейбрлайнер» 85 запланирован на конец 1986 г. Сертификация самолета и начало поставок намечены на начало 1988 г. Цена самолета 7 млн. долл. (в ценах 1984 г.).

Фирма Сейбрлайнер сообщила, что в настоящее время в эксплуатации находятся ~600 самолетов «Сейбрлайнер» различных моделей. Она ведет переговоры с итальянской фирмой Агуста о постройке нового самолета «Сейбрлайнер» 85 в Западной Европе [13].

1. Flight International, 1984, v. 126, 6/X, N 3928, p. 854.
2. Interavia Air Letter, 1983, 12/X, N 10359, p. 5—6.
3. Jane's All the World's Aircraft, 1984—1985, p. 112—113, 303, 320—321, 412—413, 464.
4. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 5/IX, N 10, p. 19.
5. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 2/IV, N 14, p. 48—49.
6. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 24/X, N 17, p. 63.
7. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 1/X, N 14, p. 19.
8. Flight International, 1984, v. 126, 22/IX, N 3926, p. 739.
9. Flight International, 1984, v. 126, 6/X, N 3928, p. 850.
10. Flight International, 1984, v. 126, 29/IX, N 3927, p. 781.
11. Interavia Air Letter, 1984, 28/IX, N 10598, p. 8.
12. Interavia Aerospace Review, 1983, v. 38, XII, N 12, p. 1323.
13. Interavia Aerospace Review, 1985, v. 40, I, N 1, p. 73—75.
14. Air et Cosmos, 1984, 26/V, N 1003, p. 18.
15. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 1/X, N 14, p. 18.
16. Flight International, 1985, v. 127, 30/III, N 3953, p. 12.

Референты В. В. Беляев, Е. А. Шорникова.
Редактор В. В. Беляев



1—ежегодное увеличение темпа эксплуатации парка ракет-носителей одноразового применения на 50%; 2—ежегодное увеличение темпа эксплуатации парка МВКА на 7%; 3—30 ежегодных полетов смешанного парка носителей (МВКА «Спейс Шаттл» и перспективные носители на основе его компонентов); 4—30 ежегодных полетов МВКА «Спейс Шаттл»; 5—20 ежегодных полетов МВКА «Спейс Шаттл»

График увеличения ежегодного темпа эксплуатации МВКА «Спейс Шаттл» и перспективных МВКА на основе его компонентов

зования смешанного парка носителей, включающего МВКА «Спейс Шаттл» и носители на основе его компонентов. Однако после 2000 г. потребуются более эффективные транспортные аппараты.

Выбор этих аппаратов будет определяться экономическими факторами. Любой перспективный носитель должен обеспечивать значительное сокращение расходов на эксплуатацию по сравнению с системой «Спейс Шаттл», что является основным аргументом необходимости его создания.

Стоимость внешнего топливного бака одноразового применения для МВКА «Спейс Шаттл» составляет около 20% прямых эксплуатационных расходов этого аппарата, столько же может быть отнесено на стартовые РДТТ. Поэтому более оптимальным является создание полностью возвращаемых МВКА с жидкостными ракетными двигателями.

Примерно 50% прямых эксплуатационных расходов связано с содержанием специалистов, обеспечивающих пуск и выполнение полетного задания. При эксплуатации МВКА «Спейс Шаттл» и в дальнейшем необходимо широкое использование обслуживающего персонала, в то время как для перспективных систем персонал будет значительно сокращен.

Прямые эксплуатационные расходы на несохраняемые и расходоуемые компоненты МВКА «Спейс Шаттл», а также на обслуживающий персонал соответствуют трудозатратам в 650 эквивалентных человеко-лет. Амортизация производства ВКС, не входящая сейчас в оплату запуска, должна учитываться в случае приобретения дополнительных орбитальных ступеней, которые будут эксплуатироваться коммерческой фирмой.

Потенциальные эксплуатационные расходы на перспективные носители значительно отличаются от эксплуатационных расходов на систему «Спейс Шаттл». Наименее существенными будут расходы на запчасти, восстановительный ремонт, подготовку к очередному полету и обслуживающий персонал. Это связано с упрощением конструкции, применением систем с более длительным сроком службы и небольшой стоимостью заменяемых компонентов. Основными факторами стоимости становятся расходы на разработку и производство. Следовательно, проекты и техника, снижающие неперiodические издержки, становятся определяющими факторами при создании перспективных МВКА.

Характеристики и экономическая эффективность носителя в общем повышаются в соответствии с его габаритами. Однако при правильном учете затрат на разработку и производство оказывается, что расходы будут минимальными при полезной нагрузке 30 тс (соответствует полезной нагрузке МВКА «Спейс Шаттл») независимо от общих темпов эксплуатации. Экономическая эффективность носителей меньшей грузоподъемности снижается, в связи с чем для поддержания необходимых темпов эксплуатации требуется больший парк перспективных аппаратов.

Разработка и производство носителей большой грузоподъемности стоят дороже. Стоимость эксплуатационного оборудования растет с увеличением габаритов носителя. В соответствии с требованиями потребителей полезная нагрузка должна выводиться на расчетные орбиты в строго опреде-

ленное время. Применение больших носителей, совершающих меньшее число полетов, возможно, приведет к неполной загрузке грузового отсека или неудобным для потребителей компромиссным решениям.

Для обеспечения надежности и гибкости применения парк перспективных носителей независимо от их габаритов должен состоять не менее чем из четырех аппаратов. В то же время при минимальной потребности доставки полезной нагрузки в космос парк из четырех перспективных МВКА большой грузоподъемности некоторое время будет простаивать.

Амортизационные сборы могут обеспечить возмещение неперiodических расходов, при этом эксплуатация перспективных МВКА будет более дешевой, чем существующей системы «Спейс Шаттл». Специалисты считают, что это могло бы открыть путь для извлечения прибыли из всего цикла разработки, производства и эксплуатации перспективных носителей.

Почти сразу же после развертывания исследований по многоразовым воздушно-космическим аппаратам специалисты приступили к анализу большого числа схем и компоновок МВКА, двигательных установок и оптимальных методов эксплуатации. В настоящее время предлагаются самые различные современные (1-го типа) и перспективные (2-го типа) концепции МВКА нового поколения.

Концепции 1-го типа предусматривают разработку новых МВКА на основе опыта эксплуатации ракет-носителей одноразового применения и МВКА «Спейс Шаттл». Эти аппараты имеют ЖРД и могут осуществлять вертикальный старт и горизонтальную посадку. Для получения летно-технических и эксплуатационных характеристик МВКА 1-го типа предусматривается использование новых технических достижений и имеющейся техники.

Концепции 2-го типа предусматривают создание перспективных МВКА с горизонтальными стартом и посадкой, силовые установки которых имеют воздушно-реактивные двигатели.

Сравнительный анализ концепций аппаратов 1-го и 2-го типов показал, что при одинаковых уровнях техники современные концепции предусматривают создание МВКА с меньшими габаритами, сухим весом, сложностью конструкции, стоимостью разработки, производства и эксплуатации, а также техническим риском. По мнению зарубежных специалистов, эволюционный путь развития соответствующей авиационно-космической техники будет основой для МВКА следующего поколения.

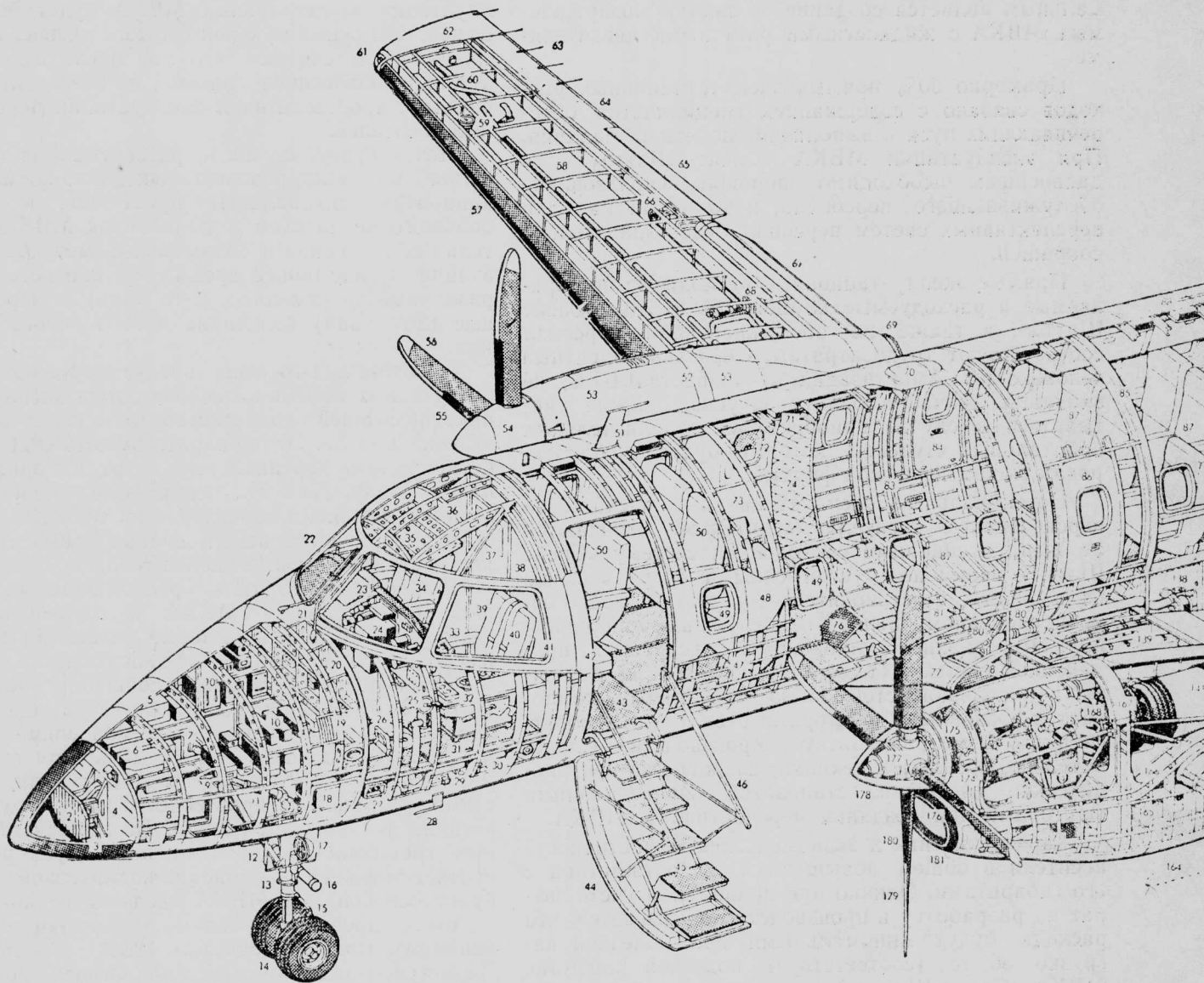
Были проанализированы концепции двухступенчатого и одноступенчатого МВКА (см. таблицу). Двухступенчатый аппарат аналогичен концепции МВКА «Спейс Шаттл», рассмотренной на этапе В в ходе реализации этой программы. Оба аппарата предназначены для выведения на орбиту полезной нагрузки 30 тс при использовании технических достижений 1990-х годов. Их длина практически соответствует длине собранного МВКА «Спейс Шаттл» и самолета DC-10*. Сухой вес аппаратов примерно соответствует весу этого самолета.

По сравнению с концепцией МВКА «Спейс Шаттл», разработанной на этапе В, отношение ве-

* Длина собранного МВКА «Спейс Шаттл» составляет 56 м, а самолета DC-10 — 55,5 м. Прим. реф.

1—обтекатель метеорологической РЛС; 2—антенна метеорологической РЛС; 3—антенна автоматической системы посадки ИЛС; 4—шпангоут крепления антенны РЛС; 5—носовой обтекатель; 6—отсек радионавигационного оборудования; 7—съемные панели отсека; 8—ниша передней стойки шасси; 9—воздухозаборник системы охлаждения; 10—радиоэлектронное оборудование; 11—гидроцилиндр уборки передней стойки шасси; 12—створки ниши передней стойки шасси; 13—стойка шасси; 14—спаренные колеса передней стойки шасси; 15—шлиц-шарнир; 16—управляющий силовой цилиндр шасси; 17—рулевые фары; 18—аккумуляторные батареи; 19—жалюзи для отвода воздуха; 20—передний герметичный шпангоут; 21—стеклоочистители; 22—панели лобового остекления одинарной кривизны; 23—корпус приборной доски; 24—приборная доска с цветными многофункциональными дисплеями; 25—датчик угла атаки; 26—педали путевого управления; 27—разъем для подключения наземного источника питания; 28—ПВД; 29—температурный датчик; 30—тяги системы управления; 31—пол кабины экипажа; 32—штурвал управления передней стойкой шасси; 33—колонка управления; 34—сиденье второго пилота; 35—верхняя приборная доска; 36—потолок кабины экипажа; 37—дверь между пассажирской кабиной и кабиной экипажа; 38—задняя стенка кабины экипажа; 39—сиденье пилота; 40—ремни безопасности; 41—открывающаяся панель бокового остекления кабины; 42—откидное сиденье бортировщика; 43—вестибюль пассажирской кабины; 44—входная дверь-трап; 45—встроенные ступени; 46—складные поручни; 47—полумонокорковая кон-

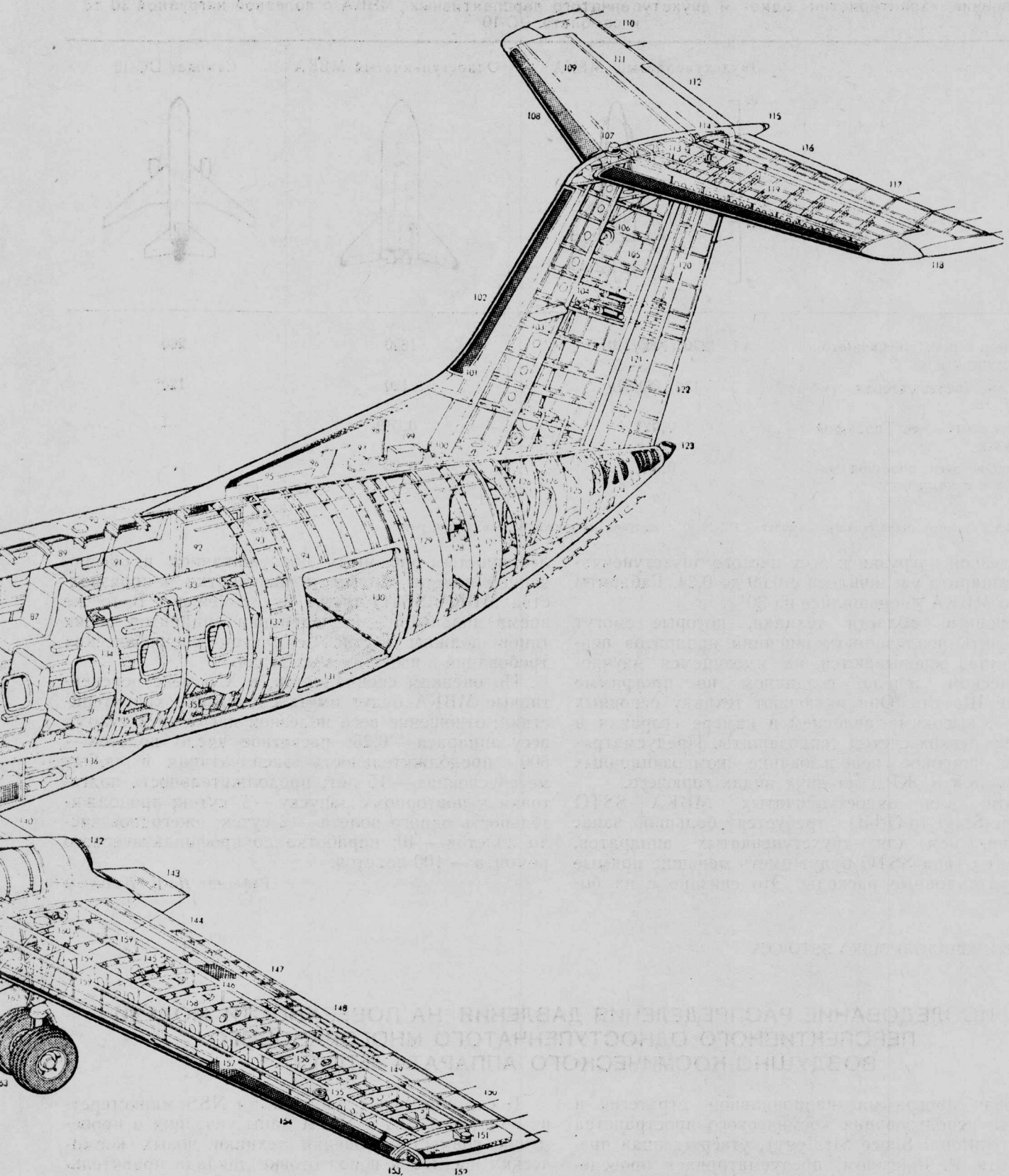
теля; 80—узлы крепления крыла; 81—трубопровод системы кондиционирования; 82—центроплан крыла; 83—центральная секция фюзеляжа; 84—правый аварийный выход; 85—силовые шпангоуты с узлами крепления крыла; 86—левый аварийный выход; 87—пассажирские сиденья; 88—правая аварийная дверь; 89—багажные полки (только с правой стороны); 90—антенна радионавигационной системы «Омега»; 91—задний ряд пассажирских сидений; 92—туалет; 93—задняя перегородка пассажирской кабины; 94—откидывающаяся вверх дверь багажного отсека; 95—форкиль из стеклопластика; 96—антенна ВЧ; 97—аварийный передатчик радиоконюпас; 98—аварийная антенна радиоконюпас; 99—блок связи ВЧ; 100—узел крепления лонжерона вертикального оперения; 101—антенна ВЧ в передней кромке вертикального оперения; 102—надувной протектор противообледенительной системы передней кромки киля; 103—антенна всенаправленного УКВ-радиомаяка (VOR); 104—гидроцилиндры руля направления; 105—вертикальное оперение; 106—трос системы управления рулем высоты; 107—АНО предотвращающего столкновений; 108—надувной протектор противообледенительной системы передней кромки горизонтального оперения; 109—правая консоль стабилизатора; 110—разрядники статического электричества; 111—правый руль высоты; 112—триммер руля высоты; 113—узел крепления стабилизатора к вертикальному оперению; 114—шарнир руля высоты; 115—хвостовой АНО; 116—триммер руля высоты; 117—левый руль высоты; 118—аэродинамический компенсатор; 119—конструкция горизонтального оперения; 120—двух-



секционная конструкция фюзеляжа; 48—панели обшивки фюзеляжа; 49—окна пассажирской кабины; 50—передние пассажирские сиденья; 51—антенна УКВ; 52—гондola правого ТВД; 53—съемные панели гондолы; 54—кок воздушного винта; 55—противообледенительная система корневых секций лопастей воздушного винта; 56—четырёхлопастный воздушный винт (ВИШ); 57—надувной протектор противообледенительной системы передней кромки крыла; 58—правый крыльевой топливный бак-отсек; 59—горловина заправки топливом; 60—трубопроводы топливной системы; 61—правый АНО; 62—защелка крыла; 63—разрядники статического электричества; 64—правый элерон; 65—триммер элерона; 66—тяги системы управления элеронам; 67—правый двухщелевой закрылок; 68—гидроцилиндр закрылка; 69—выхлопное сопло правого двигателя; 70—антенна радиоконюпас; 71—агрегаты системы подачи кислорода к пассажирским сиденьям; 72—шторки окон; 73—панели внутренней отделки пассажирской кабины; 74—звукопоглощающая обивка; 75—продольные балки пола; 76—пол кабины сотовой конструкции; 77—зализ стыка крыла с фюзеляжем; 78—корневая нервюра крыла; 79—трубопровод для отбора воздуха от компрессора двига-

секционный руль направления; 121—передняя секция руля направления; 122—триммер руля; 123—выхлопное сопло ВСУ; 124—ВСУ Garrett GTCP-36-150(A), устанавливаемая по желанию заказчика; 125—противопожарная перегородка отсека ВСУ; 126—наклонные шпангоуты с узлами крепления вертикального оперения; 127—хвостовая герметичная перегородка; 128—клапаны регулирования перепада давлений; 129—багажный отсек; 130—пол багажного отсека; 131—рама двери багажного отсека; 132—буфет; 133—панели индивидуального обслуживания пассажиров; 134—трубопроводы системы кондиционирования; 135—вентиляционные отверстия на уровне пола пассажирской кабины; 136—задняя секция зала крыла; 137—теплообменник; 138—левый кондиционер; 139—левый внутренний крыльевой топливный бак-отсек; 140—внутрен-

Рис. 3. Компоновочная схема пассажирского

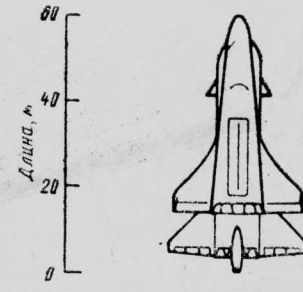
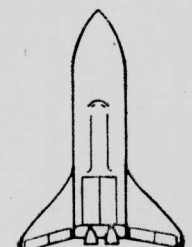



ная секция двухщелевого закрылка; 141—сопловая труба двигателя; 142—сопло двигателя; 143—плоская секция гондолы ТВД, выполняющая роль закрылка; 144—внешняя секция левого двухщелевого закрылка; 145—гидроцилиндр закрылка; 146—обтекатель закрылка из сотового материала; 147—конструкция закрылка; 148—триммер элерона; 149—конструкция элерона; 150—разрядники статического электричества; 151—индукционный магнитный датчик компаса; 152—законцовка крыла из стеклопластика; 153—левый АНО; 154—надувной протектор противообледенительной системы передней кромки крыла; 155—горловина заправки топлива самотеком; 156—нервюры крыла; 157—носик крыла сотовой конструкции; 158—внешний крыльевой топливный бак-отсек; 159—трехлонжеронный кессон крыла; 160—узел крепления главной стойки шас-

си; 161—посадочная фара (на обеих консолях крыла); 162—подкос главной стойки шасси; 163—спаренные колеса главной стойки шасси; 164—створки ниши главной стойки шасси; 165—ниша главной стойки шасси; 166—конструкция гондолы двигателя; 167—рама крепления двигателя; 168—ТВД Pratt-Уитни PW 115; 169—встроенный масляный бак двигателя; 170—сепаратор воздухозаборника; 171—масляный радиатор; 172—блок электронной системы управления двигателя; 173—вспомогательные агрегаты двигателя; 174—узел крепления редуктора; 175—редуктор воздушного винта; 176—воздухозаборник; 177—механизм управления шагом воздушного винта; 178—кок воздушного винта; 179—левый воздушный винт; 180—противообледенительная система лопасти воздушного винта; 181—надувные протекторы противообледенительной системы воздухозаборников двигателей

самолета Эмбраер EMB-120 «Бразилия»

Сравнение характеристик одно- и двухступенчатого перспективных МВКА с полезной нагрузкой 30 тс и самолета DC-10

	Двухступенчатый МВКА	Одноступенчатый МВКА	Самолет DC-10
			
Стартовый вес (первая/вторая ступени), тс	1270 (1060/210)	1620	260
Сухой вес (первая/вторая ступени), тс	130 (80/50)	120	120*
Относительный вес полезной нагрузки	0,024	0,019	—
Отношение веса полезной нагрузки к сухому весу	0,24	0,26	—

* Вес пустого снаряженного самолета DC-10-40 с платной нагрузкой 45,9 тс. Прим. реф.

са полезной нагрузки к весу пустого двухступенчатого аппарата увеличилось с 0,09 до 0,24. Габариты нового МВКА уменьшились на 30%.

Основные области техники, которые смогут обеспечить реализацию концепций аппаратов первого типа, основываются на имеющемся научно-техническом заделе, созданном по программе «Спейс Шаттл». Они включают технику основных ЖРД с высоким давлением в камере сгорания и технику легких систем теплозащиты. Предусматривается широкое использование композиционных материалов и ЖРД на двух видах горючего.

Хотя для одноступенчатых МВКА SSTO (Single-Stage-to-Orbit) требуется больший запас топлива, чем для двухступенчатых аппаратов, аппараты типа SSTO будут иметь меньшие прямые эксплуатационные расходы. Это связано с их бо-

лее простым наземным обслуживанием и обеспечением полета. Стоимость разработки и производства МВКА SSTO также будет меньше. В то же время дальнейшие исследования аппаратов обоих типов должны вестись с учетом специфических требований и выполняемых задач.

По оценкам специалистов, в XXI веке перспективные МВКА будут иметь следующие характеристики: отношение веса полезной нагрузки к сухому весу аппарата — 0,25; расчетное число полетов — 500; продолжительность эксплуатации в любых метеоусловиях — 15 лет; продолжительность подготовки к повторному запуску — 7 суток; продолжительность одного полета — 2 суток; ежегодное число полетов — 40; наработка до профилактического ремонта — 100 полетов.

Референт Н. Н. Новичков

УДК 629.78.015.3(73) МВКА SSTO-CCV

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ОДНОСТУПЕНЧАТОГО МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА SSTO-CCV*

Новая программа национальной стратегии в области использования космического пространства NSS (National Space Strategy), утвержденная президентом Р. Рейганом, предусматривает проведение исследований в области новых военных и гражданских космических аппаратов и работ, связанных с возможным возобновлением полетов на Луну и осуществлением пилотируемых полетов на Марс.

* Wurster K. E. and Zoby E. V. An experimental investigation of surface pressure measurements on an advanced winged entry vehicle at Mach 10.

AIAA Paper N 84-0308.

В соответствии с программой NSS министерству обороны США и NASA даны указания о проведении совместной оценки техники новых космических носителей и подготовке доклада правительству по этому вопросу в начале 1985 г.

Программа не ограничивается разработками перспективных изделий, она позволяет министерству обороны и ВВС США планировать перспективные пилотируемые военные космические полеты, являющиеся одним из элементов американских разработок в области космической техники, которые осуществлялись медленными темпами с тех пор, как 15 лет назад была закрыта разработка

орбитальной пилотируемой лаборатории MOL военного назначения.

В рамках работ по технике ракет-носителей NASA и министерство обороны будут изучать требования к носителям большой грузоподъемности, способным выводить на орбиту полезную нагрузку весом до 136 тс. От достижения такой возможности США отказались 11 лет назад после создания последней ракеты-носителя «Сатурн» 5.

Поскольку, исходя из перспективных совместных требований NASA и министерства обороны, программа NSS направлена на оценку долговременных потребностей США в космических системах, основным пунктом этой программы является создание космического аппарата, предназначенного для замены МВКА «Спейс Шаттл». Он будет представлять собой крылатый аппарат многократного применения, обладающий более высокими летно-техническими и экономическими характеристиками, чем МВКА «Спейс Шаттл».

В директиве президента особо указывается на то, что предполагаемые к изучению техника и концепции должны охватывать период после 1995 г. По мнению директора NASA Беггса, система «Спейс Шаттл» будет эксплуатироваться до 2005 г., а затем ее заменит МВКА нового поколения.

Для обеспечения полностью многократного применения и увеличения веса полезной нагрузки в конструкции перспективных МВКА должны использоваться крупногабаритные внутренние топливные баки. Поэтому эти аппараты будут иметь значительно большие, чем МВКА «Спейс Шаттл», габариты и меньшие удельные нагрузки на крыло при входе в атмосферу. Аэродинамические и тепловые характеристики перспективных аппаратов также могут значительно отличаться от аналогичных параметров ВКС системы «Спейс Шаттл». В связи с этим большое внимание уделяется определению и сравнению экспериментальных и расчетных распределений характеристик давления и нагрева перспективных МВКА. Экспериментальные данные помогут специалистам оценить характер обтекания отклоненных поверхностей управления новых аппаратов, что нельзя проанализировать с помощью традиционных инженерных методов расчета.

Специалисты научно-исследовательского центра (НИЦ) им. Лэнгли провели экспериментальное исследование концепции полностью сохраняемого одноступенчатого МВКА SSTO-CCV (Single-Stage-to-Orbit, Control-Configured Vehicle) с горизонтальными стартом и посадкой, оснащенного системой активного управления и треугольным крылом.

Большое внимание уделялось экспериментальному определению давлений в различных зонах аппарата в зависимости от углов атаки и бокового скольжения, изменения числа Re и отклонений фюзеляжного балансировочного щитка. Результаты экспериментального исследования нагрева модели перспективного МВКА SSTO-CCV были опубликованы специалистами НИЦ им. Лэнгли ранее, в 1983 г.

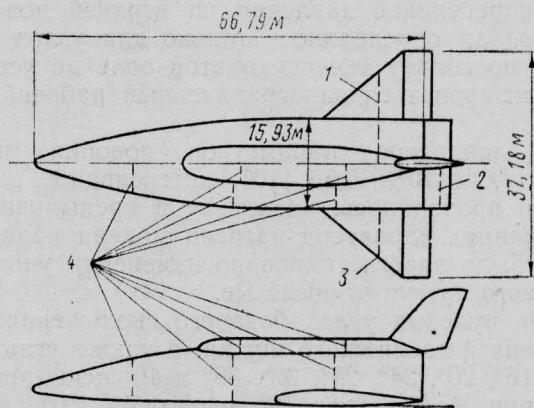
Исследования распределения давлений при числе $M=10$ проводились в гиперзвуковой аэродинамической трубе (АДТ) CFHT (Continuous Flow Hypersonic Tunnel) НИЦ им. Лэнгли на малоразмерной модели МВКА. Производилось сравнение

расчетных и экспериментальных распределений давлений по нижнему контуру симметричного меридионального сечения аппарата.

Испытательное оборудование. При проведении испытаний модели аппарата АДТ работала в периодическом режиме с использованием сухого воздуха в качестве рабочего газа. Максимальная продолжительность одного испытания составляла около 60 с. Этого времени было достаточно для стабилизации давления на нижней поверхности модели, но недостаточно для стабилизации давления на ее верхней поверхности, за исключением положений с небольшими углами атаки. Однако основное внимание специалистов было направлено на определение обтекания нижней поверхности модели и ее отклоненных поверхностей управления.

Для предотвращения конденсации перед каждым испытанием воздух предварительно нагревался электрообогревателем мощностью 15 МВт и закачивался в резервуар до давления, соответствующего критическому значению (154 кг/см^2) и обеспечивающего при продувке заданное число Re . Расчетное число $M=10$ обеспечивалось использованием профилированного гиперзвукового сопла неизменяемой геометрии с диаметром критического сечения 25 мм и рабочей части АДТ площадью 200 см^2 . Площадь ядра потока увеличивалась с $77,4 \text{ см}^2$ ($Re/m=1,3 \times 10^6$) до $93,5 \text{ см}^2$ ($Re/m=7,9 \times 10^6$). Между рабочими циклами модель находилась в специальной камере на боковой стенке АДТ, обеспечивающей доступ к модели без открытия рабочей части трубы, и выдвигалась в стабилизированный поток с помощью системы ввода.

Модель МВКА и измерительное оборудование. Модель перспективного МВКА SSTO-CCV, изготовленная из алюминия в масштабе 0,006, показана на рис. 1. Длина модели, на которой было установлено 83 датчика давления, составила 419 мм. Датчики располагались вдоль нижнего и верхнего контуров симметричного меридионального сечения, на нижней поверхности правой и верхней поверхности левой консолей крыла, на левой половине нижней поверхности подфюзеляжного щитка и



1—расположение датчиков давления на нижней поверхности крыла модели; 2—расположение датчиков давления на нижней поверхности фюзеляжного щитка; 3—расположение датчиков давления на верхней поверхности крыла; 4—расположение датчиков давления вдоль контуров поперечных сечений левой половины фюзеляжа Рис. 1. Концепция полностью сохраняемого одноступенчатого МВКА SSTO-CCV с указанием расположения датчиков давления на модели аппарата

вдоль трех контуров поперечных сечений левой половины фюзеляжа. Подфюзеляжный щиток был изготовлен отдельно от модели и после стыковки с ней обеспечивал отклонение на различные балансировочные углы.

Во время испытаний система регистрации аналого-цифровых данных Бекман 210 была соединена с ЭВМ серии 6000, что обеспечивало одновременную запись на магнитной ленте выходных сигналов от 23 датчиков. Съем данных от всех 83 датчиков модели осуществлялся за четыре рабочих пуска АДТ. Выходные сигналы от датчиков давлений регистрировались при различных углах атаки и скольжения модели при установленном обтекании.

Методика испытаний. До начала испытаний для выбранной концепции МВКА SSTO-CCV был определен диапазон наиболее характерных летно-технических характеристик. Поэтому программа испытаний для уточнения и сравнения характера распределений экспериментальных и расчетных давлений была сконцентрирована в границах заранее установленных параметров. Проводилось также исследование некоторых характеристик, находящихся вне границ установленного диапазона. Это было связано с необходимостью расширения базы экспериментальных данных и более детальной проверкой влияния бокового скольжения.

Экспериментальные данные при гиперзвуковых числах M определялись для углов атаки от 20° до 40° . Предполагается, что полет МВКА SSTO-CCV в атмосфере при гиперзвуковых скоростях будет происходить в этом диапазоне углов атаки при углах скольжения менее 2° и отклонениях фюзеляжного щитка не более 20° .

К некоторым концепциям перспективных МВКА предъявляются требования по достижению большой боковой дальности, что требует входа в атмосферу при небольших углах атаки.

Основное внимание было уделено тем зонам нижней поверхности крыла модели, на которых в ранее проведенных тепловых испытаниях было зарегистрировано изменение нагрева при боковом скольжении на небольших углах атаки и отклонении поверхностей управления.

Распределение давления на верхней поверхности модели определялось только для углов атаки $\leq 20^\circ$, поскольку течение в этой зоне не успевало стабилизироваться за ограниченный рабочий цикл АДТ.

В диапазоне параметров подобия потока $Re/m = 1,64 \times 10^6 - 6,56 \times 10^6$ интенсивных испытаний не проводилось, поскольку в предыдущих исследованиях характера нагрева модели практически не было зарегистрировано изменений удельного теплового потока от числа Re .

При нулевых углах бокового скольжения и отклонения фюзеляжного щитка, а также углах атаки $0, 10^\circ, 20^\circ, 24^\circ, 28^\circ, 32^\circ, 36^\circ$ и 40° испытания велись при $Re/m = 3,28 \times 10^6$, числе $M = 10,02$ и полном давлении $50,7 \text{ кгс/см}^2$. Оценка влияния углов бокового скольжения $\pm 2^\circ$ проводилась при углах атаки модели $0, 10^\circ, 20^\circ, 24^\circ, 28^\circ$ и 36° с неотклоненным фюзеляжным щитком. Влияние углов бокового скольжения до $+5^\circ$ оценивалось при углах атаки модели 20° и 24° .

Определение влияния отклонений фюзеляжного щитка на 10° и 20° производилось при углах атаки

$10^\circ, 20^\circ, 28^\circ, 32^\circ$ и 36° и углах бокового скольжения $\pm 2^\circ$. Всего было проведено 59 рабочих пусков АДТ. При больших углах атаки за один пуск трубы регистрировались давления на нижней поверхности модели для трех ее положений. При углах атаки свыше 40° исследований модели не проводилось.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Было установлено, что изменение числа Рейнольдса в исследуемом диапазоне параметров подобия потока ($1,64 \times 10^6 \leq Re/m \leq 6,56 \times 10^6$) оказывает незначительное влияние на распределение

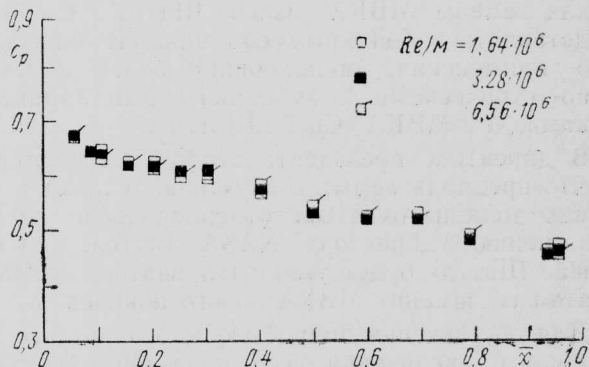


Рис. 2. Влияние числа Re на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV ($M = 10, \alpha = 28^\circ, \beta = 0, \delta_{ф. щ} = 0$)

давления на поверхности модели МВКА SSTO-CCV. Это подтверждается хорошей повторяемостью результатов испытаний (рис. 2).

Влияние угла атаки на распределение давления вдоль контура симметричного меридионального сечения модели. На рис. 3 показано влияние угла атаки на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения. С увеличением угла атаки зарегистрировано повышение коэффициента давления C_p .

Сравнение расчетных и экспериментальных величин давлений показало на их определенное расхождение. В точке, соответствующей относительной длине фюзеляжа $0,35x$, было зарегистрировано резкое изменение C_p для углов атаки 28° и 40° (рис. 3). Такого резкого снижения давления на поверхности реального аппарата не ожидается.

Влияние угла атаки на распределение нагрева вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV показано на рис. 4. После анализа результатов экспериментальных исследований нагрева модели МВКА SSTO-CCV было высказано предположение, что определенное расхождение расчетных и экспериментальных данных заключается в шероховатости поверхности модели, поскольку результаты исследований с визуализацией течения методом масляной пленки не показали на влияние каких-либо значительных пространственных эффектов. Обе модели для оценки распределений теплопередачи и давления были тщательно измерены, а результаты сравнения нижних контуров симметричных меридиональных сечений этих моделей показаны на рис. 5.

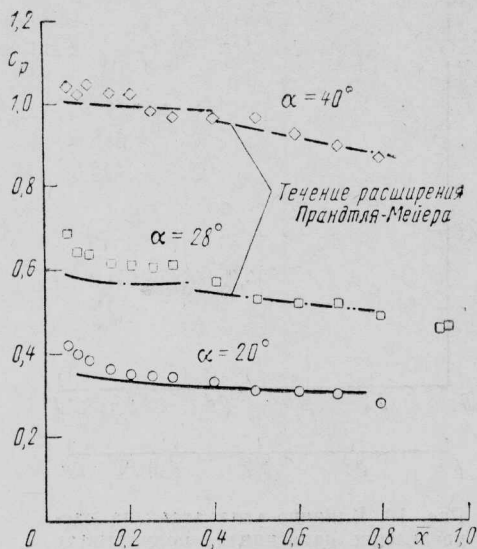


Рис. 3. Влияние угла атаки на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели MBKA SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\beta=0$, $\delta_{ф.ш}=0$)

Влияние небольших углов атаки на распределение давления вдоль верхнего контура симметричного меридионального сечения модели показано на рис. 6. В общем случае давление на верхней поверхности модели на порядок меньше, чем вдоль нижнего контура меридионального сечения. При увеличении угла атаки с 10° до 20° наблюдается резкое уменьшение значений c_p до зоны, соответствующей относительной длине фюзеляжа $0,15 \bar{x}$. На остальной длине фюзеляжа разброс величин c_p при $\alpha=10^\circ$ и $\alpha=20^\circ$ незначителен.

Распределение давления вдоль верхнего контура симметричного меридионального сечения модели показывает, что фонарь кабины экипажа, расположенный в точке $0,25 \bar{x}$, при небольших углах атаки существенно влияет на сжатие потока. При увеличении α сжатие потока у фонаря кабины уменьшается, что приводит к снижению значений c_p .

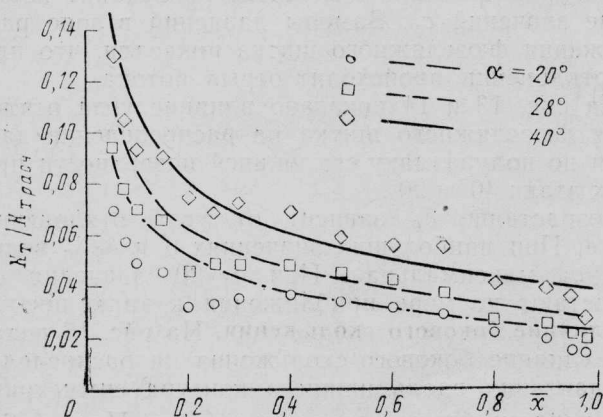
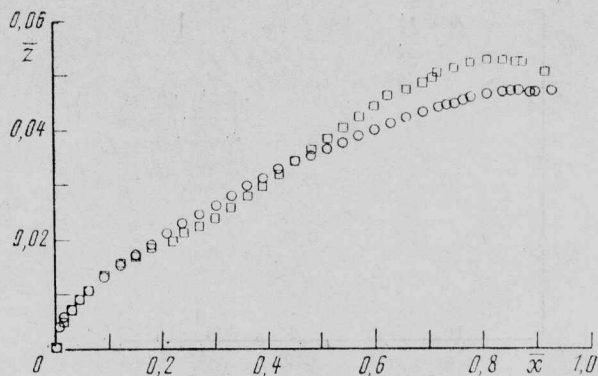


Рис. 4. Влияние угла атаки на распределение нагрева вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели MBKA SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=1,64 \times 10^6$, $\beta=0$, $\delta_{ф.ш}=0$, $K_T/K_{T,расч}$ — относительный коэффициент теплопередачи)



□ — модель MBKA для измерений распределения теплопередачи; ○ — модель MBKA для измерений распределения давления

Рис. 5. Сравнение нижних контуров симметричного меридионального сечения моделей MBKA SSTO-CCV для измерений распределения теплопередачи и давления ($x=423$ мм, $\delta_{ф.ш}=0$)

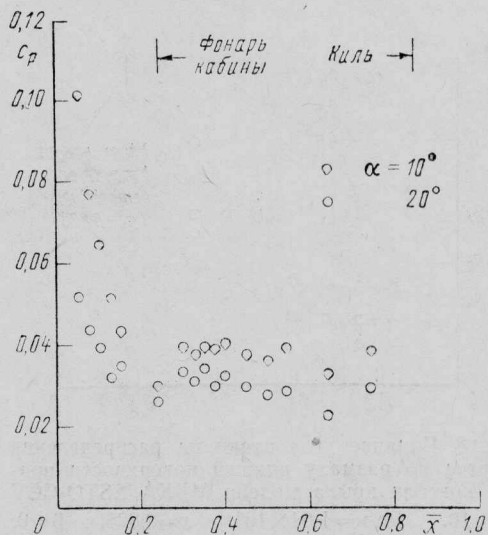


Рис. 6. Влияние угла атаки на распределение давления вдоль верхнего контура симметричного меридионального сечения модели MBKA SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\beta=0$, $\delta_{ф.ш}=0$)

Распределение давлений на крыле и фюзеляжном щитке. Обычно коэффициенты давления на нижней поверхности крыла возрастают с увеличением угла атаки, поэтому при $\alpha=40^\circ$ значения c_p в 2,5 раза превышают величины коэффициентов давления, зарегистрированных при $\alpha=20^\circ$. На рис. 7 показано влияние угла атаки на распределение давления по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели MBKA. Из графика видно, что до точки, соответствующей относительной длине консоли крыла $0,3 \bar{y}$, значения c_p постоянны при углах атаки 20° , 28° и 40° .

В диапазоне $0,3-0,6 \bar{y}$ происходит возрастание c_p и затем его резкое уменьшение в районе передней кромки крыла, соответствующем относительной длине фюзеляжа $0,822 \bar{x}$.

Эта зависимость отличается от данных распределения нагрева по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели MBKA (рис. 8). Резкое увеличение нагрева происходит в зоне, находящейся в районе точки $0,5 \bar{y}$, и не наблюдается

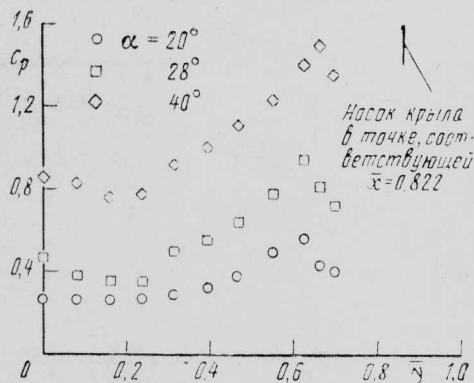


Рис. 7. Влияние угла атаки на распределение давления по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,822$ — относительная длина фюзеляжа, $\beta=0$, $\delta_{ф.щ}=0$, \bar{y} — относительная длина консоли крыла)

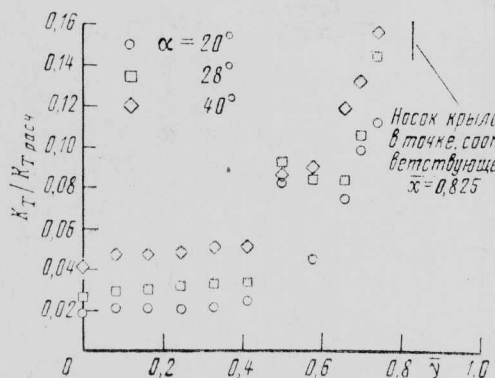


Рис. 8. Влияние угла атаки на распределение нагрева по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=1,64 \times 10^6$, $\bar{x}=0,825$, $\beta=0$, $\delta_{ф.щ}=0$; $K_T/K_{T,расч}$ — относительный коэффициент теплопередачи)

при увеличении угла атаки. Зоны максимального нагрева нижней поверхности модели МВКА SSTO-CCV показаны на рис. 9.

На рис. 10 представлена зависимость распределения давления по полуразмаху нижней поверхности фюзеляжного щитка модели от угла атаки.

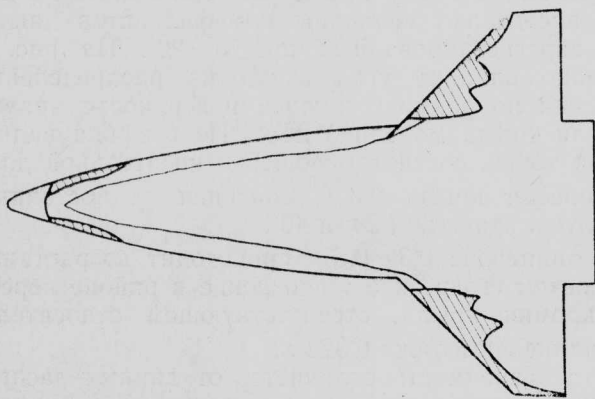


Рис. 9. Зоны максимального нагрева на нижней поверхности модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\alpha=35^\circ$, $\beta=0$, $\delta_{ф.щ}=0$; зоны максимального нагрева заштрихованы)

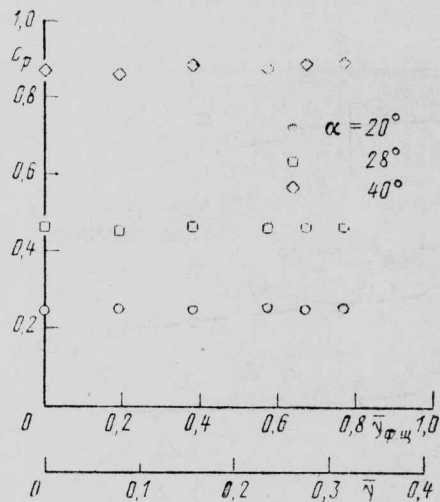


Рис. 10. Влияние угла атаки на распределение давления по полуразмаху нижней поверхности фюзеляжного щитка модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,958$, $\beta=0$, $\delta_{ф.щ}=0$, $y_{ф.щ}$ — относительный полуразмах фюзеляжного щитка)

При увеличении α давление на нижней поверхности фюзеляжного щитка существенно увеличивается. При изменении угла атаки от 20° до 40° значения c_p возрастают в 3,5 раза. В исследованном диапазоне углов атаки по всему полуразмаху фюзеляжного щитка для каждого соответствующего значения α было зарегистрировано постоянное давление. В то же время величины удельных тепловых потоков значительно возрастали у кромки щитка, особенно при больших α .

Распределение давлений при отклонении фюзеляжного щитка. На рис. 11 и 12 показано влияние угла отклонения фюзеляжного щитка на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV при углах атаки 40° и 20° . На нижней поверхности фюзеляжа до зоны, соответствующей относительной длине $0,7 \bar{x}$, значения c_p при различных углах отклонения фюзеляжного щитка ($\delta_{ф.щ}$) практически совпадают. При увеличении α и $\delta_{ф.щ}$ на фюзеляжном щитке происходит повышение значений c_p . Замеры давлений в зоне расположения фюзеляжного щитка показали, что при его отклонении происходит отрыв потока.

На рис. 13 и 14 показано влияние угла отклонения фюзеляжного щитка на распределение давления по полуразмаху его нижней поверхности при углах атаки 40° и 20° .

Возрастание c_p зависит от угла отклонения щитка. При наибольших значениях α и $\delta_{ф.щ}$ величина c_p максимальная. При $\alpha=20^\circ$ значения c_p возрастают по мере приближения к краю щитка.

Влияние бокового скольжения. На рис. 15 показано влияние бокового скольжения на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели. При $\alpha=36^\circ$ изменение угла бокового скольжения в пределах $\pm 2^\circ$ не влияет на распределение c_p .

На рис. 16 и 17 показано влияние бокового скольжения на распределение давления по разма-

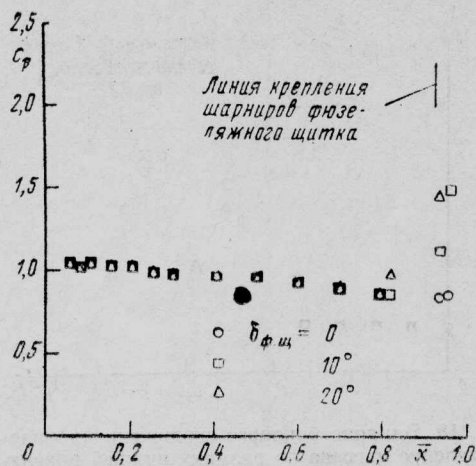


Рис. 11. Влияние угла отклонения фюзеляжного щитка на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=0$)

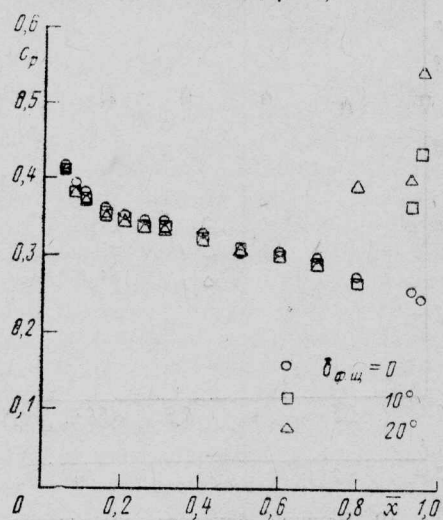


Рис. 12. Влияние угла отклонения фюзеляжного щитка на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=0$)

ху нижней поверхности правой консоли крыла модели при углах атаки 36° и 20° . При $\alpha=36^\circ$ давление увеличивается при положительном угле скольжения (т. е. когда консоль крыла с датчиками развернута по направлению к потоку) и достигает своего максимального значения в точке $0,65 y$ (ближе к корневой части крыла).

Влияние бокового скольжения на распределение нагрева по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели показано на рис. 18. При $\alpha=36^\circ$ боковое скольжение оказывает незначительное влияние на распределение давления по полуразмаху нижней поверхности неотклоненного фюзеляжного щитка (рис. 19). При уменьшении угла атаки величина β практически не влияет на распределение c_p вдоль нижней поверхности неотклоненного щитка.

При отклоненном щитке боковое скольжение оказывает существенное влияние на распределение

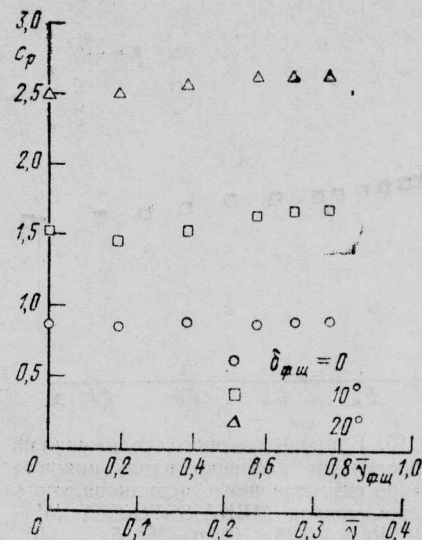


Рис. 13. Влияние угла отклонения фюзеляжного щитка на распределение давления по полуразмаху его нижней поверхности для модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,958$, $\alpha=40^\circ$, $\beta=0$)

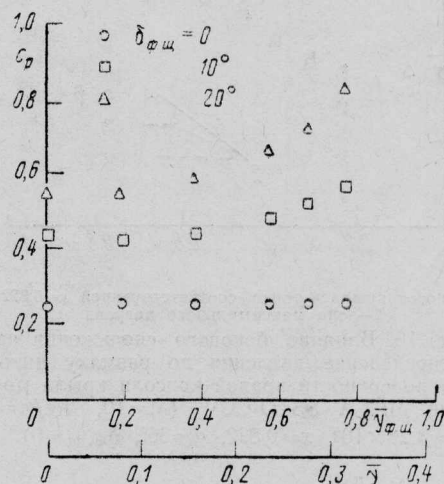


Рис. 14. Влияние угла отклонения фюзеляжного щитка на распределение давления по полуразмаху его нижней поверхности для модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,958$, $\alpha=20^\circ$, $\beta=0$)

давления по нижней поверхности модели. На рис. 20 представлено распределение коэффициентов давления c_p вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели при $\delta_{ф.щ}=10^\circ$ и $\alpha=36^\circ$. Сравнение данных на рис. 20 и 15 ($\delta_{ф.щ}=0$) показывает, что при отклонении щитка происходит возрастание c_p в зоне нижней поверхности хвостовой части модели.

На рис. 21 показано влияние бокового скольжения на распределение давления по полуразмаху нижней поверхности фюзеляжного щитка модели при $\alpha=36^\circ$, $\beta=\pm 2^\circ$, $\delta_{ф.щ}=10^\circ$ и $\delta_{ф.щ}=20^\circ$. При $\delta_{ф.щ}=20^\circ$ значения коэффициента давления c_p выше, чем при $\delta_{ф.щ}=10^\circ$.

Анализ влияния бокового скольжения на распределение нагрева по полуразмаху нижней поверхности отклоненного фюзеляжного щитка

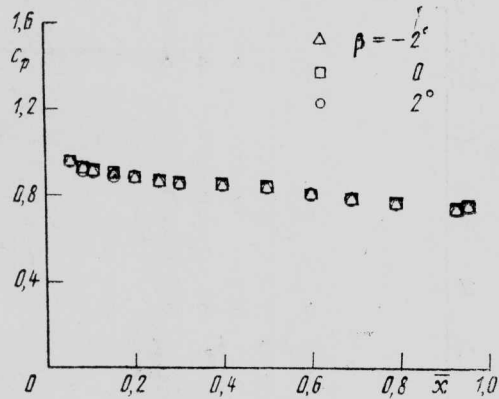


Рис. 15. Влияние бокового скольжения на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\alpha=36^\circ$, $\delta_{ф. ш}=0$)

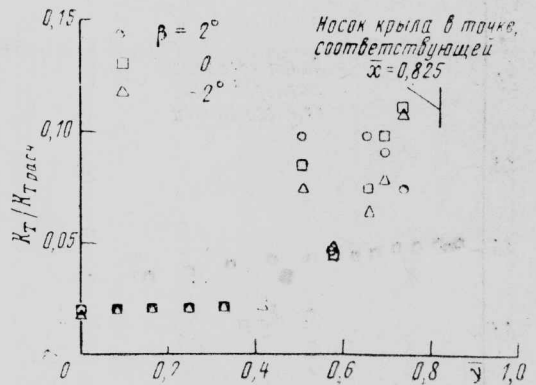
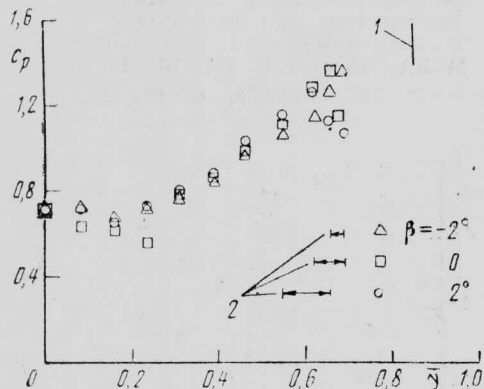


Рис. 18. Влияние бокового скольжения на распределение нагрева по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=1,64 \times 10^6$, $\bar{x}=0,825$, $\alpha=20^\circ$, $\delta_{ф. ш}=0$; $K_t/K_{t, \text{расч}}$ — относительный коэффициент теплопередачи)



1—носик крыла в точке, соответствующей $\bar{x}=0,822$; 2—зона максимального нагрева

Рис. 16. Влияние бокового скольжения на распределение давления по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,822$, $\alpha=36^\circ$, $\delta_{ф. ш}=0$)

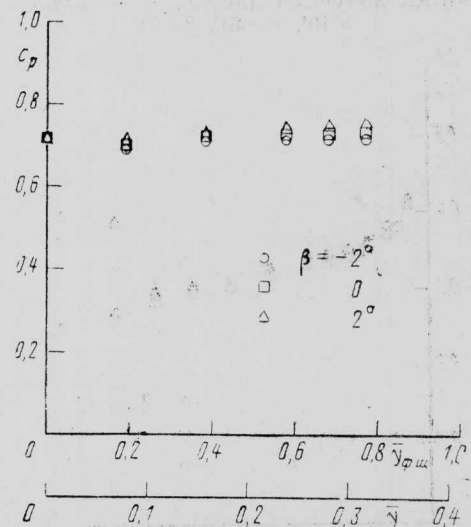
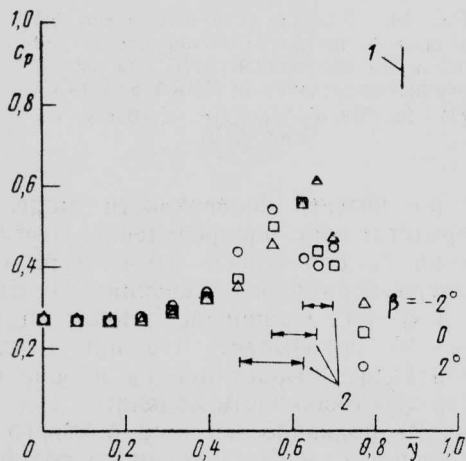


Рис. 19. Влияние бокового скольжения на распределение давления по полуразмаху нижней поверхности фюзеляжного щитка модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,958$, $\alpha=36^\circ$, $\delta_{ф. ш}=0$)



1—носик крыла в точке, соответствующей $\bar{x}=0,822$; 2—зона максимального нагрева

Рис. 17. Влияние бокового скольжения на распределение давления по размаху нижней поверхности правой консоли крыла модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,822$, $\alpha=20^\circ$, $\delta_{ф. ш}=0$)

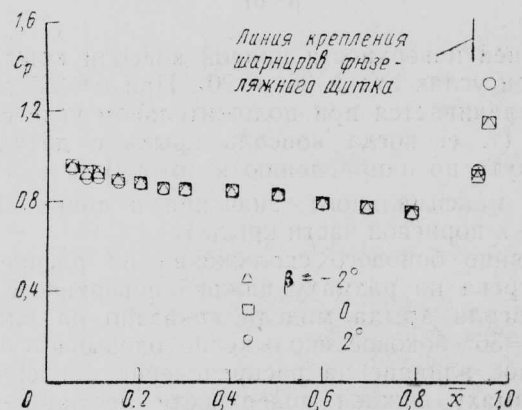


Рис. 20. Влияние бокового скольжения на распределение давления вдоль нижнего контура симметричного меридионального сечения модели МВКА SSTO-CCV при отклонении фюзеляжного щитка ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\alpha=36^\circ$, $\delta_{ф. ш}=10^\circ$)

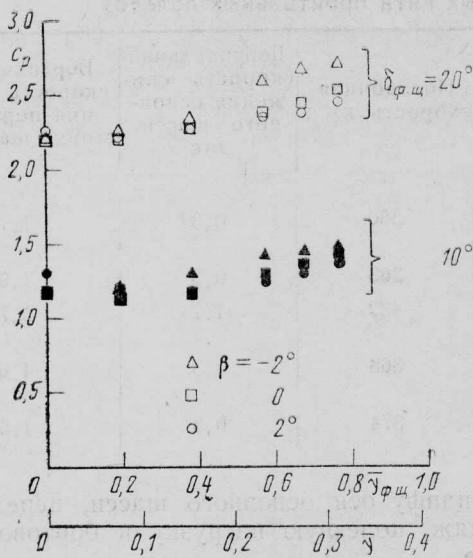


Рис. 21. Влияние бокового скольжения на распределение давления по полуразмаху нижней поверхности отклоненного фюзеляжного щитка модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=3,28 \times 10^6$, $\bar{x}=0,958$, $\alpha=36^\circ$)

(рис. 22) показал, что относительный коэффициент теплопередачи при $\delta_{ф.щ.}=20^\circ$ почти в три раза выше, чем при $\delta_{ф.щ.}=10^\circ$. Поэтому основные тепловые проблемы будут возникать при увеличении углов отклонения фюзеляжного щитка.

Заключение. Специалисты НИЦ им. Лэнгли провели испытание в АДТ модели перспективного одноступенчатого МВКА SSTO-CCV и исследовали распределение давления на поверхности аппарата при числе $M=10$, $\alpha=0-40^\circ$, $\beta=-2^\circ-+5^\circ$, $\delta_{ф.щ.}=0, 10^\circ$ и 20° , $Re/m=1,64 \times 10^6-6,56 \times 10^6$.

Установлено, что давление на нижней поверхности модели повышается с увеличением угла атаки. Давление на верхней поверхности было в основном на порядок меньше, чем на нижней поверхности. На нижней поверхности крыла определены отдельные зоны высокого давления, образующиеся при небольших углах атаки в результате

УДК 629.782(73)

ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА*

Посадка воздушно-космического самолета (ВКС) многоразового воздушно-космического аппарата включает следующие этапы: заход на посадку с планирования на режиме балансировки с единичной перегрузкой, касание ВПП основным шасси, плавное уменьшение угла тангажа и касание ВПП носовым шасси, послепосадочный пробег и торможение. Управление полетом ВКС и его энергетическим состоянием обеспечивается с помощью аэродинамических поверхностей: разрезных элеронов, руля направления, подфюзеляжного щит-

* Gatto R. E. The effects of environmental parameters on shuttle orbiter landing dynamic loads. AIAA Paper N 83-2579.

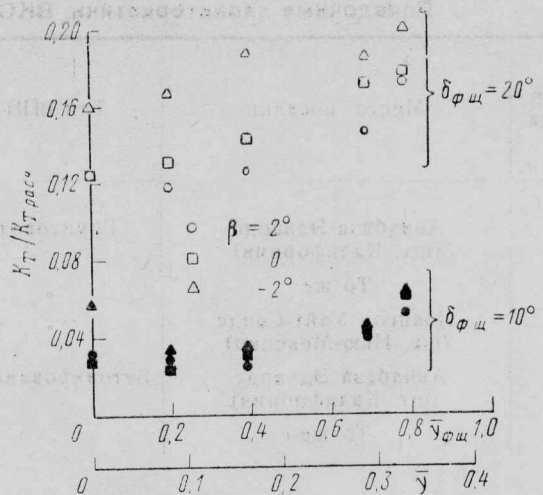


Рис. 22. Влияние бокового скольжения на распределение нагрева по полуразмаху нижней поверхности отклоненного фюзеляжного щитка модели МВКА SSTO-CCV ($M=10$, $Re/m=1,64 \times 10^6$, $\bar{x}=0,975$, $\alpha=36^\circ$; $K_T/K_{T, \text{расч}}$ — относительный коэффициент теплопередачи)

пересечения вихрей или скачков уплотнения. Данное явление может возникать в результате взаимодействия потока со стыком крыла и фюзеляжа или пересечения головных ударных волн. Его необходимо будет учитывать в конструкциях перспективных МВКА, которым для достижения большой боковой дальности полета потребуется осуществлять вход в атмосферу с небольшими углами атаки.

Значительные давления возникают на отклоненном фюзеляжном щитке, особенно при увеличении углов скольжения и атаки. Боковое скольжение оказывает незначительное влияние на распределение давлений, за исключением отклоненного щитка и нижней поверхности крыла, где расположены зоны максимального давления и удельного теплового потока.

Референт П. И. Качур.

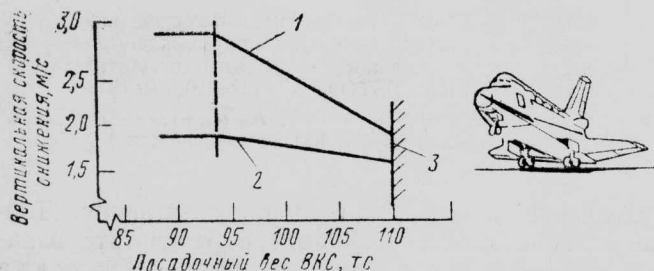
Редактор Н. Н. Новичков.

ка и воздушного тормоза. ВКС рассчитан на посадку при малом или большом посадочном весе, передней или задней центровке, различных углах атаки, любом направлении ветра со скоростью до 10,3 м/с и вертикальной скорости снижения до 3 м/с.

Максимальный посадочный вес ВКС: без полезной нагрузки составляет ~ 80 тс, с полезной нагрузкой 14,5 тс — ~ 94 тс, при аварийном прекращении полета на участке выведения ~ 109 тс. Аппарат может осуществлять посадку в диапазоне скоростей 276—396 км/ч. Диапазон допустимых посадочных характеристик ВКС представлен на рис. 1.

Посадочные характеристики ВКС «Колумбия» первых пяти орбитальных полетов

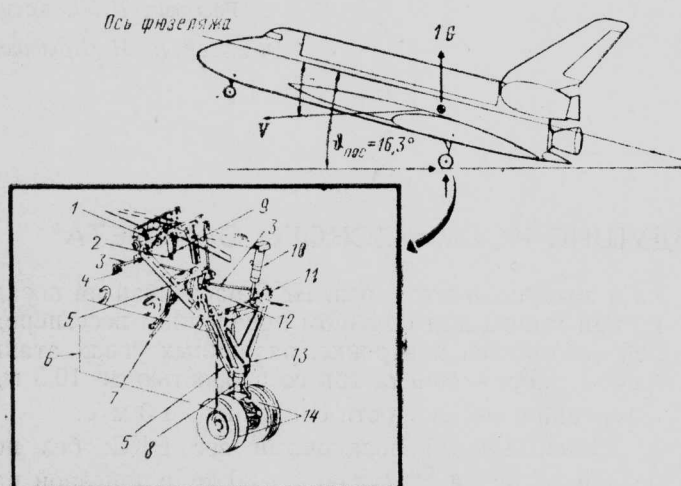
Номер полета	Место посадки	Тип ВПП	Скорость бокового ветра, м/с	Посадочная скорость, км/ч	Вертикальная скорость снижения основного шасси, м/с	Вертикальная скорость снижения передней стойки шасси, м/с
1	Авиабазы Эдвардс (шт. Калифорния)	Грунтовая	<10,3	350	0,3	1,7
2	То же	„	<10,3	363	0,3	1,5
3	Полигон Уайт-Сэндс (шт. Нью-Мексико)	„	3,6–5,1	432	1,7	2,7
4	Авиабазы Эдвардс (шт. Калифорния)	Бетонированная	<10,3	368	0,3	1,6
5	То же	„	<10,3	374	0,3	1,5



1—скорость бокового ветра 0 м/с; 2—скорость бокового ветра 10 м/с; 3—предельно допустимый посадочный вес ВКС 109 т
Рис. 1. Диапазон допустимых посадочных характеристик ВКС

Условия полета на всех этапах посадки ВКС повлияли на расчетные требования к различным конструктивным компонентам аппарата, особенно к трехстоечному шасси. Штатное положение аппарата при касании ВПП и основные узлы его основного шасси показаны на рис. 2.

Максимальный посадочный угол тангажа ВКС составляет 16,3°. Нагрузки при касании ВПП действуют на амортизационную стойку, узел заднего



1—фиксатор шасси в убранном положении; 2—замок убранного шасси; 3—рычажный механизм управления створками шасси; 4—замок створки шасси; 5—узел заднего подкоса шасси; 6—створка шасси; 7—натяжное устройство створки шасси; 8—амортизационная стойка; 9—силовой привод замка убранного шасси; 10—механизм уборки и выпуска шасси; 11—узел крепления цапфы стойки шасси; 12—гидроусилитель механизма открывания створок шасси; 13—трубопроводы гидравлических тормозов; 14—колеса шасси

Рис. 2. Штатное положение ВКС при касании ВПП и узлы основного шасси

подкоса, цапфу оси основного шасси, передаются на фюзеляж, полезную нагрузку и бортовое оборудование.

Приземление производится на стойки основного шасси и первая фаза пробега ВКС происходит на них. При замедлении аппарата до определенной скорости командир корабля опускает переднюю стойку, и далее пробег происходит в трехстоечном положении (на всех стойках шасси). В процессе пробега на конструкцию колес, пневматиков, осей и тормозов действуют дополнительные силы: сила реакции Земли, включающая нормальную силу (нормальную реакцию Земли), и тангенциальные силы (силы трения опорных устройств о поверхность ВПП).

При касании ВПП шасси и конструкция поглощают энергию аппарата. Для расчета возникающих при посадке перегрузок были разработаны специальные программы для ЭВМ. С помощью этих программ определялись вертикальные и боковые нагрузки, сила лобового сопротивления и нестационарные динамические реакции, действующие на каждую стойку шасси.

Полученные данные проверялись при проведении программы испытаний ВКС «Энтерпрайз» по отработке захода на посадку и посадки (программа ALT). Результаты испытаний использовались для корреляции расчетных данных и совершенствования программ для ЭВМ.

На посадочные нагрузки особенно сильно влияет величина посадочной скорости. Было установлено, что при штатном завершении полета ВКС с максимальным посадочным весом ~94 тс (включая 14,5 тс полезной нагрузки) максимальная вертикальная скорость снижения при касании ВПП основным шасси составляет 2,9 м/с. Предельно допустимая скорость снижения носовой стойки шасси 3,5 м/с. При аварийном прекращении полета ВКС имеет больший посадочный вес, поэтому для обеспечения безопасной посадки, как и в случае приземления при боковом ветре, максимальная вертикальная скорость снижения не должна превышать 1,8 м/с.

В ходе проведения первых испытательных полетов ВКС и выполнения посадок на грунтовые и бетонированные ВПП расчетные результаты полностью подтвердились. В таблице представлены некоторые посадочные характеристики ВКС «Колумбия» первых пяти орбитальных полетов по программе «Спейс Шаттл».

За исключением третьего полета, первые посадки осуществлялись на авиабазе Эдвардс со скоростями, не превышающими допустимых значений, и очень небольшими динамическими нагрузками.

Только при завершении третьего полета посадочная скорость составила 432 км/ч.

Референт *О. Н. Пешков*.
Редактор *Н. Н. Новичков*.

УДК 061.6(73) WTR

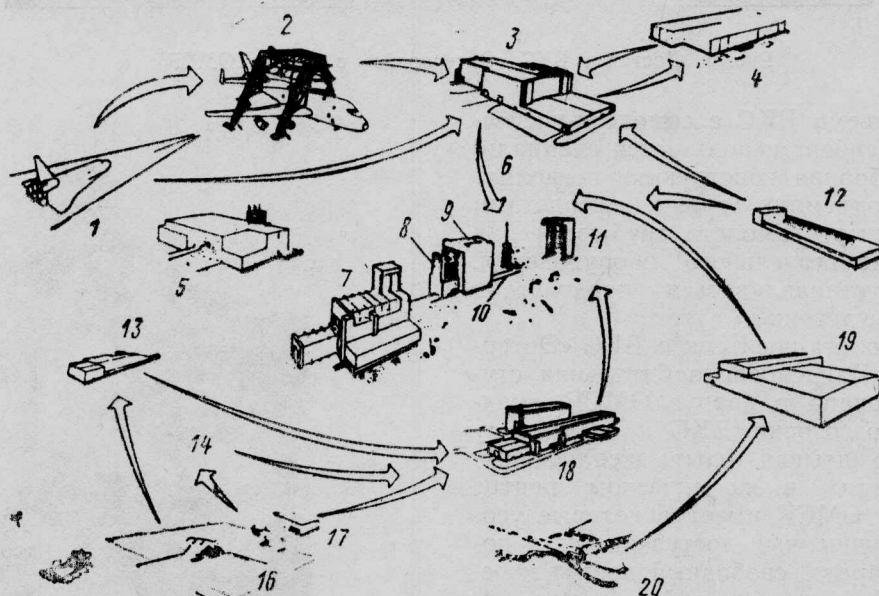
КОСМОДРОМ ДЛЯ МВКА «СПЕЙС ШАТТЛ» НА АВИАБАЗЕ ВАНДЕНБЕРГ

На авиабазе Ванденберг (шт. Калифорния) завершается строительство космодрома для выполнения полетов многоэтажного воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» военного назначения. В состав космодрома входят стартовый и посадочный комплексы (СПК). Расходы министерства обороны США на подготовку СПК космодрома Ванденберг с 1975 г. до первого запуска аппарата составят 2,8 млрд. долл. [1].

Основные объекты космодрома Ванденберг были описаны в «ТИ» № 4, 1982 г. В настоящее время на его территории проводятся контрольные испытания стартового оборудования и компонентов орбитальной ступени МВКА — воздушно-космического самолета (ВКС) «Энтерпрайз». Этот аппарат был создан для испытаний по отработке захода на посадку и приземления, различных стыковочных операций по проверке вспомогательного оборудования, демонстраций на выставках и не используется для полетов в космос. Испытания на

космодроме Ванденберг с использованием ВКС «Энтерпрайз» продлятся в течение нескольких месяцев.

Первый запуск МВКА «Спейс Шаттл» с ВКС «Дискавери» должен состояться на космодроме Ванденберг не 15 сентября 1985 г., как планировалось ранее, а в феврале—марте 1986 г. [2, 3]. Основной причиной отсрочки первого запуска является отставание в подготовке стартового оборудования и систем космодрома. Вторая причина отсрочки связана с обнаружением размягчения плитки под теплозащитными плитками на ВКС «Челленджер» после выполнения шести орбитальных полетов и необходимостью проведения соответствующих доработок теплозащитного покрытия ВКС «Дискавери». По мнению специалистов, задержка первого полета не изменит срока второго запуска МВКА с космодрома Ванденберг, намеченного на начало сентября 1986 г. [1]. Цикл операций по подготовке МВКА «Спейс Шаттл» к запуску на космодроме Ванденберг показан на рис. 1.



1—посадочная полоса в северной части авиабазы Ванденберг; 2—оборудование для стыковки или расстыковки ВКС с самолетом-носителем Боинг 747; 3—корпус ОМСФ для подготовки ВКС к очередному запуску; 4—корпус НМСФ для технического обслуживания и проверки двигателей на самовоспламеняющихся компонентах топлива; 5—центр управления запуском ЛСС в южной части авиабазы Ванденберг; 6—стартовый комплекс в южной части авиабазы Ванденберг; 7—корпус подготовки полезной нагрузки РРР; 8—подвижная башня с камерой установки полезной нагрузки РСР; 9—подвижный ветрозащитный янгар; 10—неподвижная кабель-заправочная мачта; 11—подвижная башня MST на рельсовых направляющих; 12—корпус подготовки экипажей FCS в северной части авиабазы Ванденберг; 13—корпус РРФ для ремонта парашютов стартовых РДТТ; 14—отправка секций стартовых РДТТ на завод фирмы для восстановления и доставки на космодром; 15—спасение и доставка стартовых РДТТ; 16—г. Порт-Уайнми; 17—корпус РВІГ для разборки стартовых РДТТ после спасения; 18—корпус SRSF для ремонта и сборки секций стартовых РДТТ в южной части авиабазы Ванденберг; 19—корпус для обслуживания и хранения внешних топливных баков в южной части авиабазы Ванденберг; 20—доставка внешних топливных баков на баржах с завода фирмы Мартин-Мариетта (г. Мичуд, шт. Луизиана)

Рис. 1. Цикл операций по подготовке МВКА «Спейс Шаттл» к запуску с космодрома на авиабазе Ванденберг

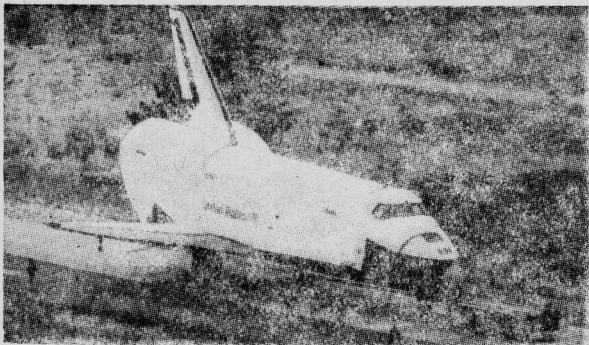


Рис. 2. Буксировка ВКС «Энтерпрайз» в корпус ОМСФ после снятия с самолета-носителя Боинг 747

ВКС «Энтерпрайз» был размещен в корпусе ОМСФ для проверки доступа к нему с рабочих платформ (рис. 3). На аппарате были установлены макеты дистанционного манипулятора, антенн сантиметрового диапазона и поддоны для полезной нагрузки.

Внешний топливный бак МВКА «Спейс Шаттл» был доставлен на авиабазу Ванденберг в октябре 1984 г. по морю через Панамский канал. После размещения в корпусе обслуживания и хранения баков этот компонент МВКА был подготовлен в качестве макета к стыковке с ВКС. Штатное использование в испытаниях бака будет произведено в третьем полете МВКА с авиабазы Ванденберг.

Транспортировка секций ускорителей МВКА из корпуса SRSF на стартовую площадку осуществля-

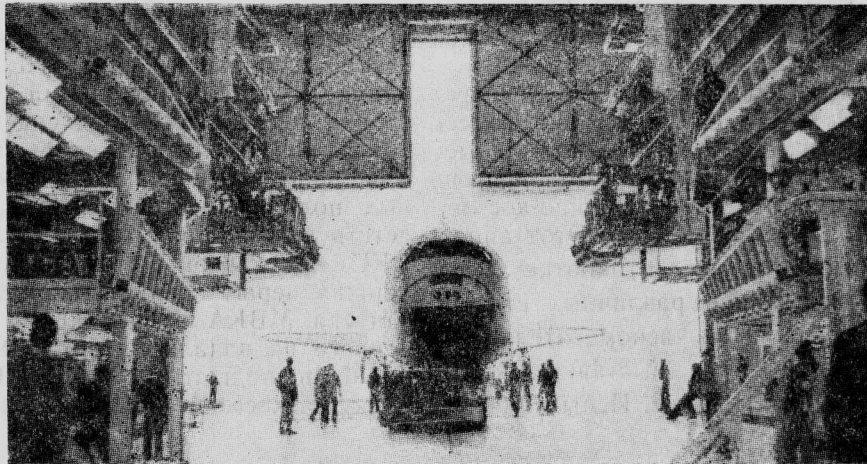


Рис. 3. Доставка ВКС «Энтерпрайз» в корпус ОМСФ

Для установки и съема ВКС с самолета-носителя на авиабазе Ванденберг используется специальный подъемник. Разборная конструкция позволяет транспортировать подъемник тремя самолетами Локхид С-5. Еще четыре самолета требуются для транспортировки вспомогательного оборудования. Подъемник может устанавливаться практически на любом аэродроме в течение 7 суток.

По прибытии самолета-носителя с ВКС «Энтерпрайз» на авиабазу Ванденберг орбитальная ступень была отбуксирована в корпус ОМСФ, предназначенный для подготовки ВКС к очередному запуску (рис. 2). Учитывая опыт эксплуатации МВКА «Спейс Шаттл» в космическом центре им. Кеннеди, корпус ОМСФ имеет некоторые усовершенствования: улучшенный доступ к отсеку полезной нагрузки аппарата, свободный доступ к основным ЖРД SSME и системе орбитального маневрирования, улучшенное освещение и увеличенную полезную площадь на всех уровнях, а также оборудование для извлечения и хранения возвращенных с орбиты спутников.

Корпус ОМСФ, как и все остальные здания на авиабазе Ванденберг, является антисейсмическим. Любое оборудование, находящееся более 8 часов около ВКС, должно обладать антисейсмическими качествами. Например, домкраты под шасси ВКС установлены на специальных стальных плитах и выдерживают землетрясение до 7 баллов по шкале Рихтера.

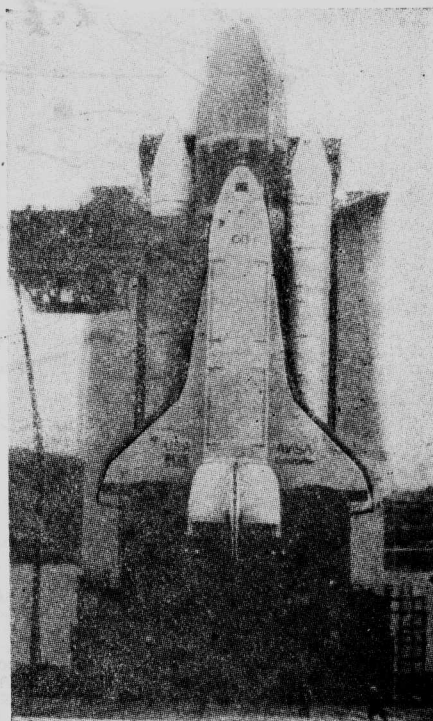


Рис. 4. Собранный МВКА «Спейс Шаттл» с ВКС «Энтерпрайз» на стартовой площадке космодрома Ванденберг

лась при помощи специальных транспортеров весом 92 тс и длиной 15,5 м. Все макеты стартовых РДТТ с инертным снаряжением были доставлены на авиабазу Ванденберг по морю из космического центра им. Кеннеди. Одна из секций ускорителя была транспортирована по железной дороге через штат Юта для проверки этого маршрута.

В первых трех полетах МВКА с космодрома Ванденберг хвостовые юбки и носовые конуса стартовых РДТТ предполагается доставлять самолетами Локхид С-5 и восстанавливать силами NASA.

Сборка МВКА «Спейс Шаттл» начинается с доставки на стартовую площадку хвостовых юбок и носовых конусов. Затем транспортируются другие секции ускорителей и производится их сборка в вертикальном положении. После подготовки ускорителей к ним крепится внешний топливный бак, с которым стыкуется ВКС (рис. 4).

Подвижная башня с камерой установки полезной нагрузки (высота 48,5 м) перемещается от корпуса подготовки полезной нагрузки до стартовой площадки на расстояние 230 м. Она обеспечивает установку на орбитальной ступени различных грузов и обслуживание гондол ВКС с орбитальной системой маневрирования и реактивной системой управления (РСУ). В первом полете МВКА с ВКС «Дискавери» подвижная башня с камерой установки полезной нагрузки будет сначала использоваться для обслуживания ВКС, а за два дня до старта — для установки на борт аппарата различных грузов [4].

Для предотвращения обледенения внешнего топливного бака в период нахождения МВКА на стартовой площадке при подготовке к запуску предполагается использовать два ТРД, установленных в специальном бетонном корпусе в 30 м от

МВКА. По каналу теплый воздух от двигателей будет подводиться к баку и препятствовать льдообразованию на его стенках. Испытания системы подавления шумов и противообледенительной системы внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл» были проведены с 11 по 17 февраля 1985 г. [5].

Завершена модификация взлетно-посадочной полосы на авиабазе Ванденберг, длина которой составляет 4,5 км. Две концевые полосы безопасности имеют длину по 300 м [6].

При проведении первых трех орбитальных полетов МВКА с космодрома Ванденберг ВКС будет готовиться к старту в космическом центре им. Кеннеди. Корпус ОМСФ на космодроме Ванденберг пока не имеет аппаратуры автоматизированного контроля и первоначально предстартовая проверка ВКС после доставки из центра им. Кеннеди будет проводиться на стартовой площадке.

Начиная с четвертого полета МВКА «Спейс Шаттл» с космодрома Ванденберг, время нахождения орбитальной ступени в корпусе ОМСФ составит 14 суток [4].

1. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 14/I, N 2, p. 33.

2. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 14/I, N 2, p. 23.

3. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 19/XI, N 21, p. 71.

4. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 21/I, N 3, p. 76—79.

5. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 18/II, N 7, p. 130.

6. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 119, 24/X, N 17, p. 13.

Референт *О. Н. Пешков*.
Редактор *Н. Н. Новичков*.

„ТИ“, ЦАГИ, 1985, № 9, 1—28.

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)

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор И. И. Паскалов

Слано в набор 16.04.85.
Высокая печать.

Подписано в печать 24.06.85.
Бум. л. 1,75.

Формат бумаги 60×90¹/₈.
Усл. печ. л. 3,5.

Типографская № 1.
Уч.-изд. л. 4,34.

Литературная гарнитура.
Тираж 3099.
Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 2180.

