



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Исследования в области перспективных гражданских самолетов в США	1
Пассажирский самолет Аэроспасьяль—Аэриталия ATR 42 для местных авиалиний	21



УДК 629.735.33.01«71»(73)

ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ В США

В 1984 г. и в начале 1985 г. фирмы Боинг и Макдоннелл-Дуглас опубликовали материалы, посвященные исследованиям в области будущих гражданских самолетов, предназначенных для эксплуатации в 1990-х годах и в начале следующего столетия. Основное внимание при разработке новых проектов уделяется созданию высокоэкономичных самолетов, в конструкции которых должны использоваться новейшие и перспективные достижения в области аэродинамики, силовых установок, конструкционных материалов, электронного оборудования и т. д. Параллельно фирмы Боинг и Макдоннелл-Дуглас ведут работы по усовершенствованным вариантам существующих самолетов.

ИССЛЕДОВАНИЯ ФИРМЫ БОИНГ

В начале 1985 г. вице-президент фирмы Боинг Дж. Саттер заявил, что «осуществление полностью новой программы может иметь основания только тогда, когда ясно определен большой рынок сбыта и его существование оправдано включением в проект экономически выгодных технологических достижений. Разработка полностью новых проектов для каждой возникающей и, возможно, кратковременной потребности рынка сбыта представляет собой неприемлемый финансовый риск в существующей обстановке высоких стоимостей разработки и искусственно низких цен, которые в свою очередь приводят к требованиям безубыточности программы выпуска, составляющей сотни самолетов. Подобная ошибка в понимании рынка сбыта может быть дорогостоящей и, возможно, смертельной» [1].

Фирма Боинг ведет исследования по двум направлениям:

разработка новых вариантов уже существующих самолетов 737, 747 и 767;

исследования проектов новых самолетов, поставки которых могут начаться в 1990-х годах.

В 1984 г. фирма предложила авиакомпаниям 100-местный самолет 737-100L (LITE), являющийся вариантом самолета 737-100 с двумя новыми

ТРДД*. В июне 1985 г. фирма должна была объявить об официальном начале разработки. Начало эксплуатации самолета 737-100L намечено на 1988 г. Фирма полагает, что число заказов на этот самолет может составить не менее 200 [2].

В качестве силовой установки самолета 737-100L предполагается использовать ТРДД Пратт-Уитни JT8D-400, CFM56-3 и Роллс-Ройс «Тэй». Двигатель JT8D-400 рассматривается как основной; он имеет тягу 6,35—7,25 тс; предусматривается увеличение тяги до 7,5 тс. По удельному расходу топлива ТРДД будет на 7% превосходить двигатели JT8D-15A.

Самолет 737-100L с двигателями JT8D-400 будет удовлетворять требованиям по шуму FAR, часть 3. Сертификация двигателя намечена на первый квартал 1987 г. В середине 1987 г. намечаются первые поставки ТРДД. Двигатели CFM56-3 и «Тэй» предлагаются в качестве альтернативных вариантов [3]. На самолете предполагается использовать тормоза из углеродных композиционных материалов (КМ) [2].

Фирма исследует также вариант самолета 737-300 с удлиненным фюзеляжем с целью увеличения числа мест в смешанном классе до 148 (на серийном самолете 737-300 это число составляет 128). Силовая установка должна состоять из двух ТРДД CFM Интернешнл CFM56-3X [2]. Расчетная тяга двигателя 10 200 кгс. Новый вариант имеет неофициальное обозначение 737-300X [4].

Фирма Боинг ведет исследования новых вариантов широкофюзеляжного самолета 747 с увеличенным числом мест. Предварительные работы начались в середине 1976 г., когда фирма впервые сообщила о планах разработки самолета с увеличенной на 7,61 м длиной фюзеляжа, в результате чего число мест в смешанном варианте должно возрасти с 452 до 556 [5]. В дальнейшем исследовались варианты самолета на 750—800 мест. Среди этих вариантов рассматривались самолеты с увеличенной на 9,4 и 17 м длиной фюзеляжа, двухпалуб-

* Самолет 737-100, находящийся в эксплуатации с 1968 г., может перевозить 83—100 пассажиров, оснащен двумя ТРДД Пратт-Уитни JT8D-7 с тягой по 6350 кгс. Максимальный взлетный вес 44 тс. *Прим. ред.*

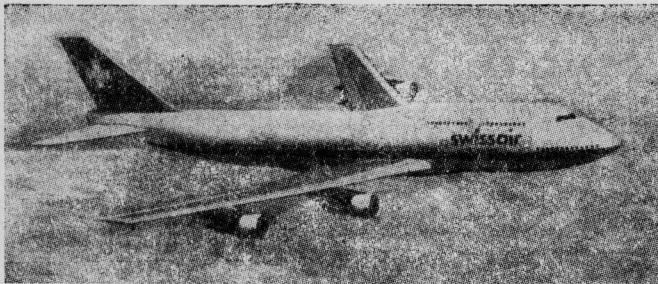


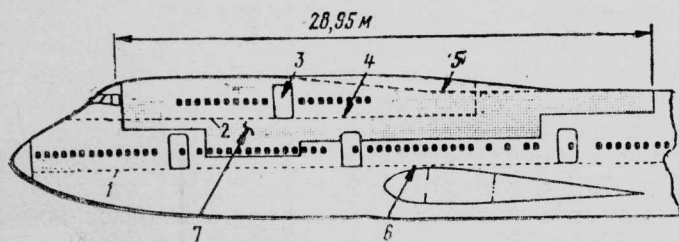
Рис. 1. Широкофюзеляжный самолет Боинг 747-300 с удлиненной верхней кабиной

ные самолеты на 670—760 и 710—780 мест. Был предложен также самолет «Супер» 747 на 800 пассажиров, на котором предполагалось использовать новое крыло с размахом 77 м (вместо 59,4 м у исходного самолета 747-200) и большим удлинением, систему активного управления, КМ на основе волокон графита и кевлара, новые более мощные ТРДД (с тягой в классе 27 тс) [6].

Однако в связи с незначительным ростом объема воздушных перевозок ни одна авиакомпания не проявила интереса к самолетам 747 с увеличенным числом мест. Единственным новым вариантом самолета 747, поступившим в апреле 1983 г. в эксплуатацию, стал самолет 747-300 с увеличенной на 7 м длиной верхней кабины (рис. 1). В результате удлинения кабины в ней может разместиться от 52 до 96 пассажиров (вместо 36 на самолетах 747-100 и -200); предусмотрено оборудование кабины 26 спальными местами (расстояние между рядами 1,57 м). Общее максимальное число мест на самолете увеличено с 495 до 560. Несмотря на это расход топлива на одного пассажира должен быть снижен на 4,5%.

Летные испытания самолета 747-300 начались в октябре 1982 г. Самолет оснащен четырьмя ТРДД Пратт-Уитни JT9D-7R4G2 с тягой по 22 680 кгс, которая была в 1984 г. увеличена до 24 835 кгс. В программе сертификационных испытаний участвовали два самолета, которые налетали более 350 ч. В марте 1983 г. самолет был сертифицирован FAA и в этом же месяце начались поставки.

В августе 1983 г. фирма Боинг официально предложила переоборудовать находящиеся в эксплуатации самолеты 747-200В в вариант 747-300.



1—уровень пола основной кабины; 2—уровень пола верхней кабины; 3—аварийный выход, тип «А»; 4—участок замены балок пола с рельсовыми направляющими кресел и панелей пола верхней кабины; 5—контур фюзеляжа самолета 747-200В; 6—участок частичной замены балок пола с рельсовыми направляющими кресел и панелей пола для установки лифта и лестницы; 7—зона замены панелей обшивки и секций шпангоутов

Рис. 2. Изменение в конструкции носовой части фюзеляжа самолета 747-200В при переоборудовании его в вариант 747-300

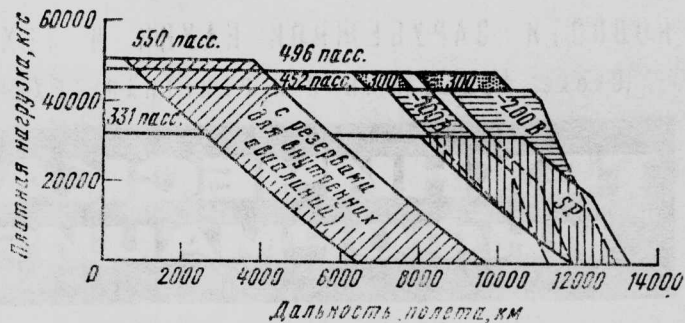


Рис. 3. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолетов Боинг 747 (МСА, резервы топлива в соответствии с требованиями полетов на международных авиалиниях, крейсерский режим)

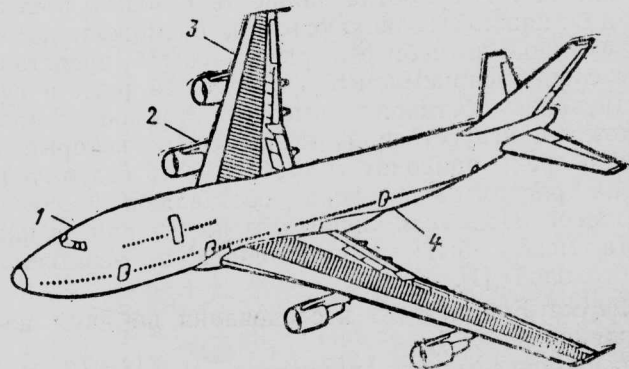
Для этого предполагается заменить балки пола с рельсовыми направляющими кресел и панели пола верхней кабины, частично заменить панели обшивки и секции шпангоутов (рис. 2). Фирма считает, что модификация стандартных самолетов в вариант 747-300 позволит повысить гибкость в выборе вариантов компоновки пассажирской кабины, уменьшить расход топлива на одного пассажира и повысить на 4,5 млн. долл. ежегодную прибыль по сравнению с самолетами 747-200В.

На рис. 3 показана зависимость платной нагрузки от дальности полета самолета 747-300 в сравнении с другими модификациями [7, 8, 9, 10, 11].

К апрелю 1985 г. фирма Боинг имеет заказы на 646 самолетов 747, включая 52 самолета 747-300 [12].

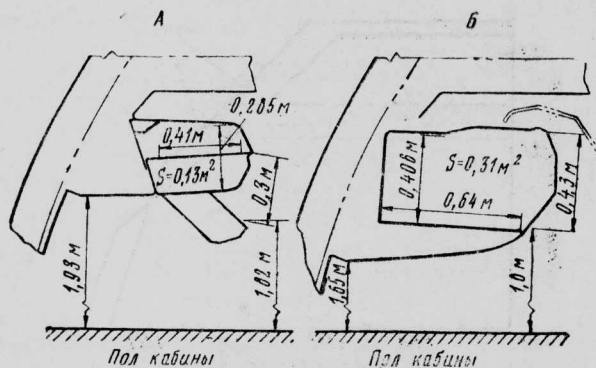
Осенью 1984 г. фирма Боинг сообщила о разработке усовершенствованного самолета 747-300, который весной 1985 г. получил обозначение 747-400 (рис. 4).

Кабина экипажа будет двухместная (хотя предусматривается и альтернативный трехместный вариант). В состав бортового оборудования будет входить комплекс цифровых электронных пилотажно-навигационных приборов, который используется на самолетах 757 и 767. Силовая установка будет состоять из четырех ТРДД Пратт-Уитни PW4000 (тяга по 25 400 кгс) или Дженерал Электрик CF6-80С2 (тяга по 25 720 кгс). В конструкцию самолета предполагается внести некоторые



1—усовершенствованная двухместная кабина экипажа (по желанию заказчика может быть трехместной) с комплексом цифровых электронных приборов и дисплейным выводом информации; 2—усовершенствованные ТРДД Пратт-Уитни PW4000 или Дженерал Электрик CF6-80С2, новые гондолы и пилоны; 3—кессон крыла с измененными размерами, дополнительные топливные баки в фюзеляже; 4—новый интерьер пассажирской кабины

Рис. 4. Основные конструктивные отличия самолета 747-400 от самолета 747-300



А—стандартная полка на самолете 747-300 (объем 0,12 м³, секции длиной 1,02 м); Б—удлиненная полка, предлагаемая для самолета 747-400 (объем 0,44 м³, секции длиной 1,52 м)

Рис. 5. Сравнение размеров стандартных и удлиненных багажных полок самолетов 747-300 и 747-400

аэродинамические усовершенствования, в частности должна быть изменена форма пилонов гондол и сами гондолы и, возможно, будет увеличен размах крыла за счет удлинения законцовок на 0,15 м каждой. Специалисты фирмы считают, что новые пилоны снизят сопротивление на 1%, что позволит уменьшить расход топлива на 7—9% по сравнению с самолетом 747-300. Другие аэродинамические усовершенствования (в частности, изменение формы задней кромки крыла на внешних секциях консолей) могут дополнительно снизить сопротивление на 1—4%.

В конструкции крыла будут использованы усовершенствованные облегченные алюминиевые сплавы, которые применяются на самолетах 757 и 767; предполагаемый выигрыш в весе ~2990 кгс. Первоначально фирма Боинг надеялась использовать алюминий-литневые сплавы, которые обеспечили бы экономию в весе ~4990 кгс. Однако создание и внедрение новых сплавов существенно отстает от графика работ по самолету 747-400, и поэтому фирма решила отказаться от их применения. Дополнительное снижение веса (816 кгс) намечено достигнуть на счет применения тормозов шасси из углеродных КМ.

Интерьер пассажирской кабины будет улучшен. Применение облегченных сидений, передвижных буфетов и туалетов обеспечит максимальную гибкость компоновки кабины. Будут значительно улучшены багажные полки, которые будут состоять из секций длиной 1,52 м (рис. 5).

Самолет 747-400 с полным числом пассажиров будет иметь дальность полета ~13000 км, что на ~1660 км больше, чем у самолета 747-300. Увеличение дальности будет достигнуто установкой в хвостовой части фюзеляжа дополнительных топливных баков емкостью ~9465 л. Максимальный взлетный вес самолета 747-400 составит 385 550 кгс.

Фирма Боинг сообщила, что ряд авиакомпаний проявили интерес к самолету 747-400; поставки самолета могут начаться в четвертом квартале 1988 г. [13].

Значительные работы фирмы связаны с дальнейшим развитием семейства самолетов 767. По заявлению руководителя программы самолета Р. Сэнсунча, основной целью работ является соз-



Рис. 6. Пассажирский самолет Боинг 767-200ER для авиалиний большой протяженности

дание вариантов для авиалиний большой протяженности (до 11 000 км).

В январе 1983 г. фирма объявила о начале разработки самолета 767-200ER (рис. 6), который рассчитан на перевозку 216 пассажиров на расстояние до 9200 км. Максимальный взлетный вес составляет ~156,5 тс* [5]. Запас топлива на самолете 767-200ER будет увеличен за счет дополнительных топливных баков в центроплане. Поставки самолетов 767-200ER начались в марте 1984 г. В июне 1984 г. самолет совершил беспосадочный перелет по маршруту Вашингтон—Аддис-Абеба, пролетев расстояние ~12070 км за 13 ч 17 мин [14].

В феврале 1983 г. фирма начала исследования проекта самолета 767-300, который будет отличаться от исходного увеличенной на 6,42 м длиной фюзеляжа, усиленной конструкцией шасси и нижней поверхностью крыла (рис. 7 и 8). Число мест в смешанном варианте увеличится с 211 до 269, а максимальное число мест составит 330 (на самолете 767-200 — 255 мест).

Фирма исследует два варианта самолета: 767-300ER для авиалиний протяженностью до 8900 км и 767-300 LR для полетов на расстояние ~11 100 км. Максимальный взлетный вес 170,1 тс.

На самолете 767-300LR должны устанавливаться два ТРДД Pratt-Уитни JT9D-7R4E или Дженерал Электрик CF6-80A2 с тягой по 22,7 тс. Применение новых ТРДД Pratt-Уитни PW4000 или Дженерал Электрик CF6-80C2 с увеличенной тягой, высокопрочных, но более легких, алюминий-литневых сплавов, тормозов из углеродных КМ позволит увеличить взлетный вес до 188 240 кгс [15]. По мнению вице-президента фирмы Дж. Саттера, использование новых сплавов даст экономию в весе ~5000 кгс, а новых тормозов шасси и пневматиков — 1045 кгс [16]. Дальность полета самолета с 261 пассажиром составит 11 100 км (самолет 767-200LR с существующими ТРДД и без внедрения технических новшеств может перевезти на это расстояние 211 чел). Фирма считает, что при полетах, которые будут продолжаться более 8,5 ч, необходимо присутствие третьего сменного пилота [17].

Саттер заявил, что по расходу топлива на 1 пассажира самолет 767-300 будет на 22% экономичнее самолета 747-200 и на 10% — самолета 747-300 [16]. На рис. 9 приведена зависимость платной нагрузки от дальности полета самолета 767-300.

* У исходного самолета 767-200 максимальный взлетный вес ~142,9 тс. Дальность полета с 211 пассажирами ~5000 км. Прим. ред.

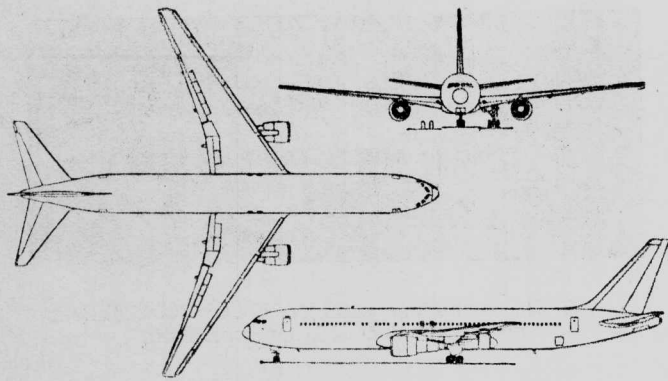


Рис. 7. Схема пассажирского самолета Боинг 767-300

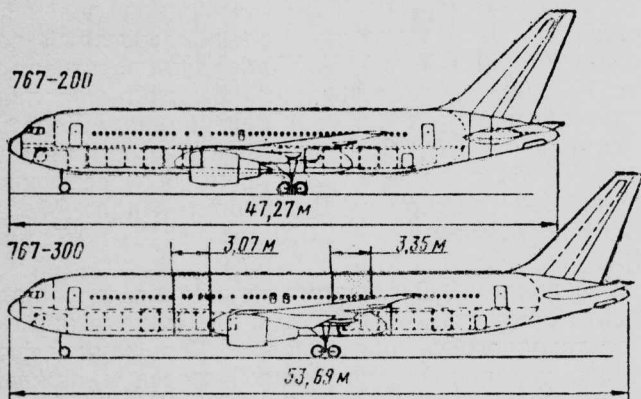
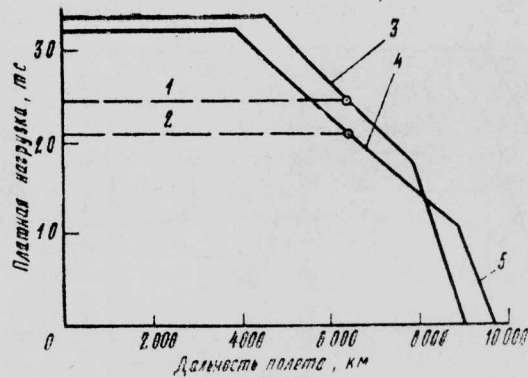


Рис. 8. Сравнение размеров фюзеляжей самолетов Боинг 767-200 и 767-300

В конце 1984 г. фирма начала постройку первого самолета 767-300. Первый полет должен состояться в декабре 1985 г. — январе 1986 г., на сентябрь 1986 г. намечена сертификация. К январю 1985 г. фирма получила восемь заказов на самолет 767-300 от авиакомпаний Дельта Эрлайнз (США) и JAL (Япония). Фирма сообщила, что поставки самолета в варианте 767-300 могут начаться до лета 1987 г. [5].



1—269 пассажиров; 2—230 пассажиров; 3—самолет 767-300 (максимальный взлетный вес 156 630 кгс); 4—самолет 767-200 (максимальный взлетный вес 143 000 кгс); 5—запас топлива 63 210 л

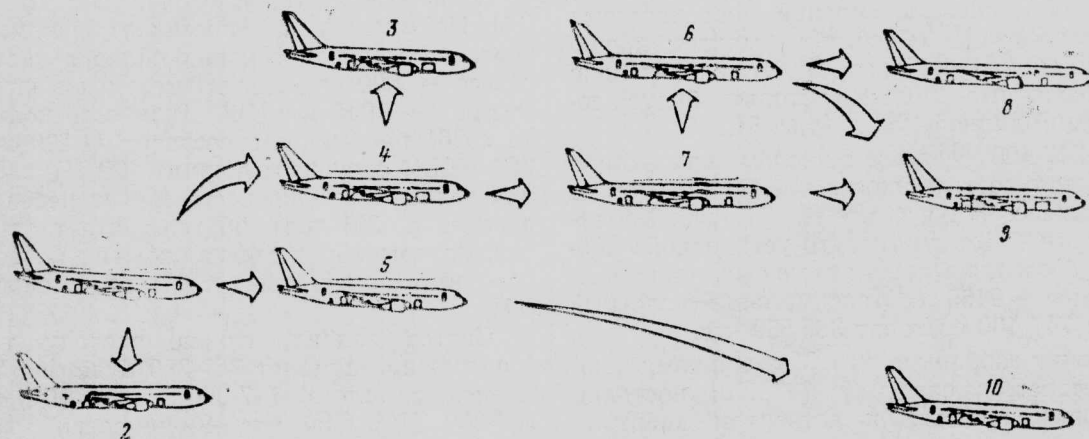
Рис. 9. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолетов Боинг 767-200 и 767-300

На рис. 10 показано развитие самолетов семейства Боинг 767. В конце 1980 г., когда американские авиакомпании Дельта Эрлайнз и Юнайтед Эрлайнз сделали предложение о разработке нового самолета в классе на 150 мест для авиалиний малой и средней протяженности, фирма Боинг начала предварительные исследования по проекту самолета 7-7. Обе авиакомпании полагали, что самолет сможет поступить в эксплуатацию в 1987 г. *. В качестве силовой установки должны были использоваться два ТРДД с тягой по 12 250 кгс, разработанных фирмами Пратт-Уитни, Дженерал Электрик или Роллс-Ройс.

Фирма Боинг сообщила, что мировой рынок 150-местных самолетов оценивается в 600 самолетов [18].

В ноябре 1981 г. Саттер заявил, что фирмы Дженерал Электрик и Пратт-Уитни решили не разрабатывать новый ТРДД. Единственным двигателем, который стал рассматриваться для установки на 150-местном самолете, остался англо-японский ТРДД Роллс-Ройс — Дженерал Электрик Аэроэнджинз RJ500 с тягой 11 790 кгс [19].

* Фирмы Локхид и Макдоннелл-Дуглас считали, что эксплуатация 150-местного самолета сможет начаться не позднее 1986 г. *Прим. ред.*



1—исходный вариант 767-200 ($G_{взл} = 136,2$ тс); 2—исходный вариант 767-200 ($G_{взл} = 128$ тс по желанию заказчика); 3—вариант 767-200 ER ($G_{взл} = 156,63$ тс); 4—вариант 767-200 ER ($G_{взл} = 159,35$ тс по желанию заказчика); 5—вариант 767-200 ER ($G_{взл} = 143$ тс по желанию заказчика); 6—вариант 767-300 ($G_{взл} = 156,63$ тс); 7—вариант 767-300 ($G_{взл} = 159,35$ тс); 8—вариант 767-300 ER; 9—грузопассажирский вариант 767 «Комби»; 10—вариант 767-200 LR

Рис. 10. Семейство самолетов Боинг 767

В 1982 г. на авиационно-космической выставке в Фарнборо Дж. Саттер заявил, что на исследования самолета 7-7 фирма тратила по 20 млн. долл. в год. Он сказал также, что фирма намечает использовать в конструкции самолета новые алюминиево-литиевые сплавы, которые по прочности будут превосходить на 8% алюминиевые сплавы, используемые на самолетах Боинг 757 и 767. Доля КМ будет незначительной. Двухместная кабина экипажа будет по компоновке аналогична кабине самолетов 757 и 767. Этот тип кабины должен быть стандартным до 2000 г.

Применение технических новшеств, нового ТРДД со сроком готовности в 1987 г. обеспечит начало эксплуатации самолета 7-7 не ранее 1988 г. Фирма Боинг обратилась к некоторым фирмам Японии, Канады, Голландии и Италии по поводу совместной разработки нового самолета [20].

В ноябре 1983 г. фирма пересмотрела некоторые характеристики и перенесла срок поставок самолета 7-7 на 1989 г. Намечено было значительно увеличить долю КМ в конструкции планера. Саттер отметил, что только использование последних научно-технических достижений и усовершенствованных ТРДД позволит создать экономичный самолет [21].

В начале 1985 г. фирма опубликовала дополнительные сведения о самолете 7-7. Фирма предложила вариант 7-7-100, рассчитанный на перевозку 162 пассажиров в смешанном классе (рис. 11). Силовая установка должна состоять из двух ТРДД Интернешнл Аэро Энджинз V2500 с тягой по 11 340 кгс (хотя не исключается возможность установки двигателей CFM56-5).

Размеры поперечного сечения фюзеляжа будут такие же, как у самолета Боинг 757. Для самолета будет разработано новое крыло. В конструкции самолета предполагается использовать электродистанционную систему управления, систему повышения устойчивости, алюминиево-литиевые сплавы и углеродные тормоза шасси.

Расчетные характеристики самолета 7-7

Максимальный вес при рулежке	70 535 кгс
Максимальный взлетный вес	70 300 "
Максимальный посадочный вес	64 865 "
Максимальный вес без топлива	60 330 "
Вес пустого снаряженного	40 780 "
Максимальная платная нагрузка (ограниченная прочностью конструкции)	19 550 л
Расходуемый запас топлива	18 930 л
Дальность полета	~4 200 км

Фирма Боинг сообщила, что рейсовый расход топлива на маршруте протяженностью 925 км составит 18,6 кгс/пасс., а на маршруте протяженностью 1850 км — 32,8 кгс/пасс.*. На рис. 12 приведена расчетная зависимость дальности полета от платной нагрузки [22].

Однако в феврале 1985 г. фирма решила отложить на два-три года начало программы самолета 7-7, потому что, по ее мнению, рынок не подготовлен, и самолет со значительными техническими новшествами может появиться не ранее 1992 г.

* Это соответствует удельному расходу 20,08 гс/место-км на маршруте протяженностью 925 км и 17,75 гс/место-км на маршруте протяженностью 1850 км. *Прим. ред.*

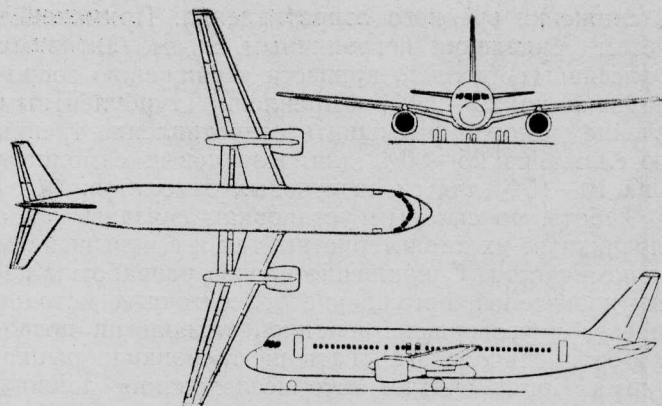


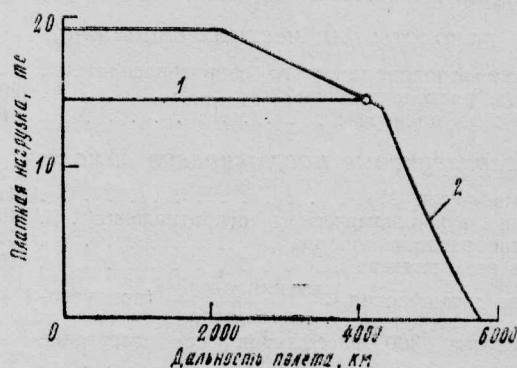
Рис. 11. Схема проекта самолета Боинг 7-7-100

Фирма Боинг считает (как и фирма Макдоннелл-Дуглас), что требования авиакомпаний к 150-местным самолетам могут быть удовлетворены за счет модификации существующих самолетов. Вице-президент фирмы Боинг Р. Альбрехт заявил, что, кроме авиакомпании Дельта Эрлайнз, никто не сделал заказ на новый самолет. В связи с тем что между фирмой Боинг и японской корпорацией по разработке летательных аппаратов (JADC) было подписано соглашение о разработке самолета 7-7 (имеющего обозначение Y-X-X в Японии), Альбрехт посетил Японию, чтобы информировать корпорацию о новой позиции фирмы Боинг [23].

В конце 1984 г. фирма Боинг сообщила о проводимых исследованиях в области перспективных гражданских самолетов. Совместно с NASA и Национальным советом по научным исследованиям (NRC) был подготовлен доклад, посвященный авиационно-космической технике 2000 г.*. Среди рассмотренных летательных аппаратов существенное место отводится гражданским самолетам.

В области аэродинамики значительные исследования должны проводиться с целью дальнейше-

* «Авиакосмическая техника 2000 г.: планирование исследований усовершенствованных летательных аппаратов». Доклад был прочитан в ноябре 1984 г. на состоявшейся в Сан-Диего конференции, организованной американским институтом по авиации и космонавтике (AIAA), американским вертолетным обществом (AHS) и американским обществом по техническому образованию (ASEE). *Прим. ред.*



1—162 пассажира; 2—запас топлива 18 925 л
Рис. 12. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета Боинг 7-7-100 (ТРДД V2500, максимальный взлетный вес 70 370 кгс)

го снижения вредного сопротивления. Применение систем управления пограничным слоем (активных и пассивных) должно привести к снижению сопротивления на 20—25%. Управление турбулентным течением сможет уменьшить сопротивление трения фюзеляжа на 25—30% для дозвуковых самолетов и на 10—15% для сверхзвуковых самолетов.

Работы по силовым установкам связаны как с улучшением их характеристик, так и с повышением экономичности. Сокращение сроков разработки новых двигателей, применение более точных методов расчета и усовершенствованной технологии позволят оперативно реагировать на требования рынка. Фирма Боинг считает, что исследования должны проводиться как по усовершенствованным ТРДД и ТВД (возможно дальнейшее снижение удельного расхода топлива на 15—20%), так и по винтовентиляторным двигателям (ТВВД).

Значительную роль в создании авиационной техники 2000 г. будут играть конструкционные материалы. Среди материалов для гражданских самолетов: усовершенствованные КМ и новые сплавы (в частности, алюминивно-литиевые) для силовых элементов планера, суперсплавы, материалы на основе керамики и стекла для силовых установок. Применение алюминиевых сплавов, изготовленных методом порошковой металлургии, позволит на 20—40% повысить прочность, жесткость и сопротивляемость коррозии. Использование в конструкции двигателей керамических покрытий, стеклокерамических материалов и КМ типа углерод—углерод обеспечит повышение оборотов турбины, рабочих температур и коэффициента повышения давления. Предполагается использование новых материалов в отделке пассажирской кабины с целью уменьшения пожарной опасности, в системах управления (в частности, оптические волокна) и бортовом оборудовании.

Фирма полагает, что существенные изменения произойдут в системах управления и навигации, бортовых ЭВМ и т. д.

В целом фирма Боинг ожидает следующие качественные изменения в гражданской авиации в 2000 г. [24]:

дозвуковые магистральные самолеты

уменьшение аэродинамического сопротивления	15—20%
уменьшение расхода топлива	10—35%
снижение веса планера	15—25%
повышение эффективности эксплуатации	20—30%

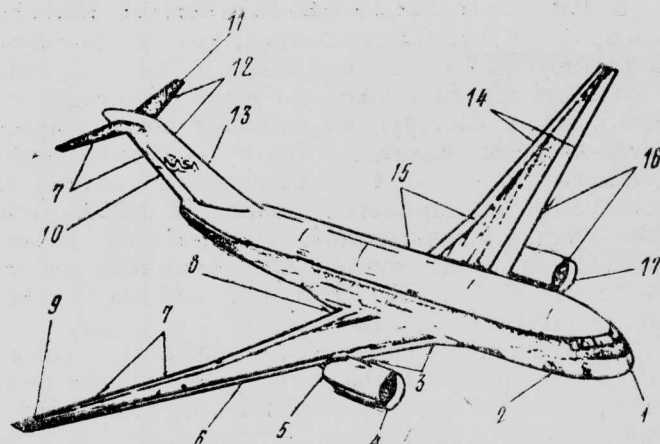
самолеты для местных авиалиний

уменьшение аэродинамического сопротивления	10%
уменьшение расхода топлива	20—30%
снижение веса планера	10—15%

сверхзвуковые пассажирские самолеты

крейсерское число М	2,2—3,2
уменьшение аэродинамического сопротивления	40—60%
уменьшение расхода топлива	5—10%
снижение веса планера	15—20%
улучшение соотношения $\frac{\text{пассажиро-км}}{\text{л топлива}}$ (при усло-	
вии перевозки 300 пассажиров на расстояние	
8320 км)	~350%

В конце 1983 г. фирма Боинг совместно с NASA начала работы по исследовательской программе IDEA (Integrated Digital/Electric Aircraft), в ходе которой определяется влияние использования пер-



1—двухместная кабина экипажа (усовершенствованный вариант кабин самолетов Боинг 757 и 767); 2—радиоэлектронное оборудование (использование шин ARINC 700 и ARINC 429); 3—отбор воздуха; 4—ТРДД Дженерал Электрик Е³ (разработанные с учетом технологии начала 1990-х годов); 5—две гидравлические системы с приводом от двигателей и одна система с электроприводом; 6—усовершенствованная аэродинамика; 7—электродистанционная система управления; 8—тормоза шасси из углеродных КМ; 9—система снижения нагрузок на крыло; 10—двухканальные демпферы рыскания; 11—самолет с критической устойчивостью; четырехканальная аналого-цифровая система повышения устойчивости с ограничениями по углу атаки; 12—оперение из графитэпоксидных КМ; 13—волоконная оптика; 14—передняя и задняя кромки крыла из графитэпоксидных КМ; 15—алюминивно-литиевые сплавы в конструкции фюзеляжа и кессона крыла; 16—противообледенительная система с отбором горячего воздуха от ТРДД; 17—алюминивно-литиевые сплавы в конструкции гондол и пилонов

Рис. 13. Рисунок исходного варианта самолета фирмы Боинг

спективных цифровых электронных и электрических систем на будущие гражданские самолеты. Одной из целей программы IDEA была всесторонняя оценка улучшений летных и экономических характеристик самолета в результате внедрения интегрированных цифровых систем управления и усовершенствованных электрических систем. Вторая цель — определение направлений научно-исследовательских работ, необходимых для достижения предполагаемых улучшений.

Фирма Боинг провела оценку самолета, в конструкции которого используется концепция IDEA, и сравнила его с обычным усовершенствованным самолетом, представляющим собой вариант самолета Боинг 767 с соответствующими улучшениями (рис. 13), которые планируются использовать в 1990 г. при условии, что программа IDEA не будет выполняться.

В конструкции этого самолета должны использоваться активные системы управления, силовая установка, исследовавшаяся по программе Е³, усовершенствованное суперкритическое крыло, КМ и другие технические новшества.

Следующим шагом фирмы было применение концепции IDEA к исходному самолету и разработка новой конфигурации. Новая конфигурация включала следующие дополнительные технические усовершенствования:

цифровую электродистанционную систему управления (ЭДСУ) с электромеханическими усилителями без запасной механической системы управления;

электрическую систему управления микроклиматом в кабине;

отсутствие систем отбора воздуха от силовой установки для привода гидравлической и пневматической систем;

электрозапуск и т. д.

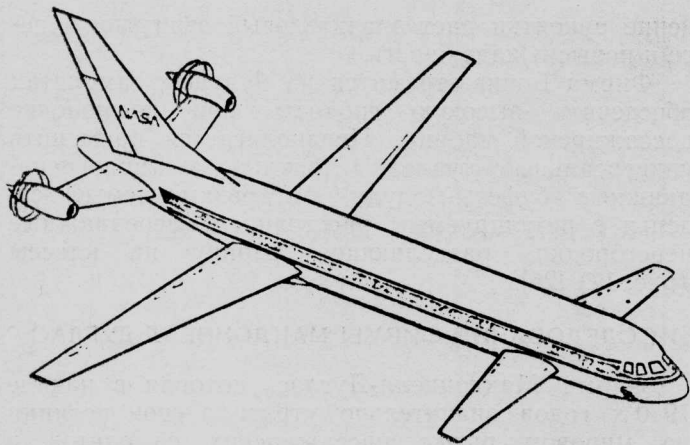


Рис. 14. Рисунок альтернативного варианта самолета по концепции IDEA с соосными винтовентиляторными двигателями

Одновременно фирма Боинг проработала альтернативный самолет по концепции IDEA с винтовентиляторными двигателями (рис. 14). Все три рассмотренных самолета были подвергнуты сравнительному анализу с точки зрения экономичности, топливной эффективности и характеристик самолетов.

По сравнению с исходным самолетом конфигурация по концепции IDEA оказалась на ~1440 кгс легче. При полете по маршруту протяженностью 1850 м с одинаковой платной нагрузкой самолет имеет на 3% меньший расход топлива, а по ПЭР выигрыш составляет 1,8%. При этом учитывалось, что исходный самолет по расходу топлива на 6—8% превосходит современный самолет. Еще больший выигрыш может быть достигнут на альтернативном варианте с ТВВД.

Ниже в таблице приведено сравнение исходного самолета и самолета по концепции IDEA:

	Исходный самолет	Самолет IDEA
Максимальный взлетный вес, кгс	121 690	118 485
Число пассажиров	197	197
Расход топлива на маршруте протяженностью 925 км, кгс	4 260	4 140
Расход топлива, кгс/место	21,61	21,02
Ежегодные расходы на амортизацию, планер и двигатели, млн. долл.	3,19	3,19
Ежегодные расходы на страховку, млн. долл.	0,1	0,1
Ежегодные расходы на зарплату экипажу, млн. долл.	1,45	1,45
Ежегодные расходы на топливо (цена 1 л 39 цент.), млн. долл.	4,42	4,28
Издержки производства, млн. долл.:		
силовая установка	0,68	0,65
планер	0,87	0,86
ПЭР, млн. долл.	10,7	10,5
Снижение ПЭР, %	—	1,8

Фирма Боинг считает, что исследования по программе IDEA позволяют получить определенный выигрыш в экономических характеристиках будущих гражданских самолетов. Одновременно долж-

на значительно повыситься надежность бортовых систем [25].

В начале 1985 г. вице-президент фирмы Боинг Дж. Джонсон сообщил о проводимых фирмой исследованиях новых гражданских самолетов. Он сказал, что в 1992 г. фирма, вероятно, сможет построить самолет с усовершенствованной силовой установкой (возможно, винтовентиляторной), интегрированным радионавигационным оборудованием и системой управления с использованием волоконной оптики (рис. 15). Этот самолет по своей топливной эффективности должен на 50% превосходить вариант самолета 1989 г.*.

По данным фирмы, на самолете 1989 г. можно получить экономию расхода топлива 9% (в расчете на 1 место-км) по сравнению с самолетом Боинг 757 с ТРДД Pratt-Уитни PW2037. Для самолета 1992 г. эта экономия может составить 60%. Как заявил Джонсон, к этому времени фирма Боинг сможет достичь существенных успехов в процессах проектирования и производства, что позволит снизить цену самолета. В результате авиакомпании получат высокоэкономичные, надежные самолеты с уменьшенными ПЭР.

Фирма провела анализ экономичности самолетов 1989 и 1992 гг. Использование на самолете 1989 г. ТРДД Интернешнл Аэро Энджинз V2500 позволит уменьшить расход топлива по сравнению с ТРДД Pratt-Уитни PW2037 на 2%, а двигателя CFM Интернешнл CFM56-5 — на 5%. Применение на самолете 1992 г. винтовентиляторной установки обеспечит уменьшение расхода топлива на 24%.

Применение на самолете 1989 г. полностью нового крыла и других аэродинамических усовершенствований может обеспечить снижение сопротивления по сравнению с самолетами Боинг 757 и 767 на 3—7%. В случае использования на самолете 1992 г. перспективных достижений, включая систему управления ламинаризацией и увеличение размаха, возможно уменьшение сопротивления на 8—12%.

При разработке самолета 1989 г. не предусматривалось использование алюминиево-литиевых сплавов, которые намечается использовать на самолете 1992 г. Эти сплавы, а также термопластики и усовершенствованные композиционные материалы обеспечат экономию в весе 907—1814 кгс.

* Имеется в виду проект самолета Боинг 7-7. Прим. ред.

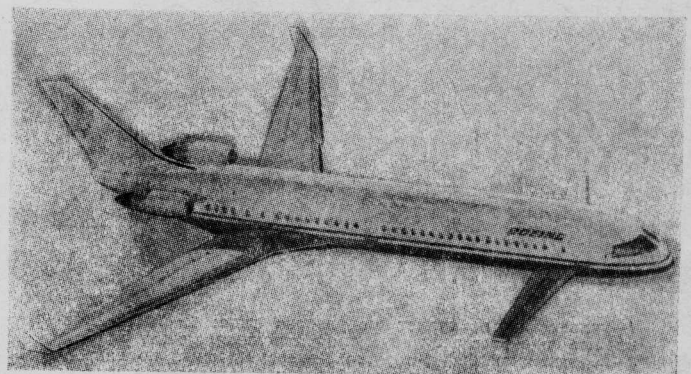


Рис. 15. Рисунок перспективного самолета фирмы Боинг с двумя ТВВД

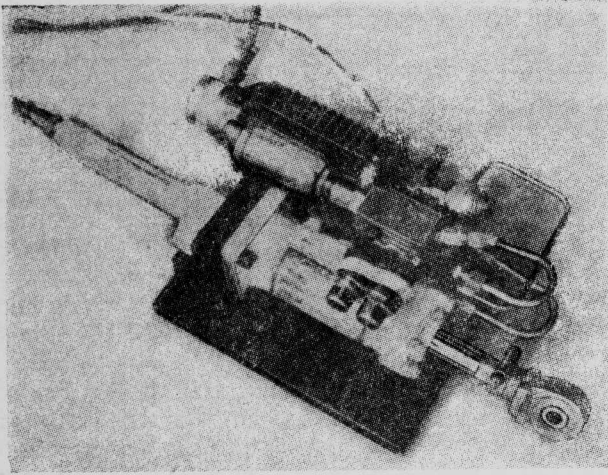
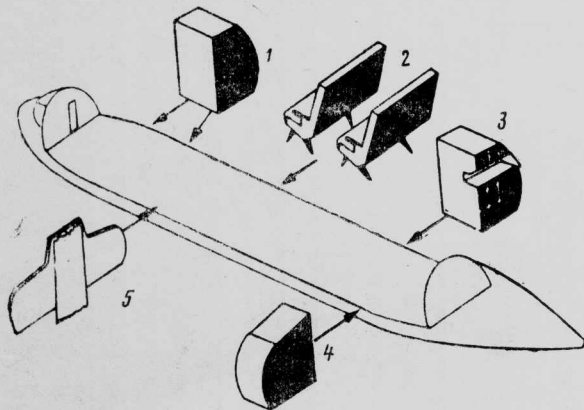


Рис. 16. Опытный электрогидравлический усилитель, разработанный фирмой Боинг

Кабина экипажа самолета 1992 г. должна быть полностью интегрированной. Использование электродистанционной системы управления совместно с системой управления на волоконной оптике и дисплеев с плоским экраном позволяет уменьшить степень их сложности, вес и объем и повысить надежность в 3 раза по сравнению с проектом 1989 г. Плоские дисплеи будут на 60% меньше по объему, на 70% легче, на 50% дешевле и потреблять на 80% меньше мощности, чем современные многофункциональные дисплеи на ЭЛТ. Толщина плоских дисплеев составляет ~50 мм, а обычные дисплеи на ЭЛТ имеют длину 0,35—0,51 м.

На самолете 1992 г. предполагается применить в системе управления новые электрогидравлические усилители (рис. 16), которые дадут возможность отказаться от использования гидравлической системы с тройным резервированием. Появление таких усилителей станет возможным благодаря применению магнитов из сплава самария с кобальтом.

Джонсон сказал также, что пока не проводился анализ использования боковой мини-рукоятки управления вместо обычной колонки, хотя приме-



1—универсальный туалет модульного типа; 2—быстросменяемые сиденья с регулируемым расстоянием между рядами; 3—передвижной буфет-модуль; 4—перемещаемый по направлению отсек для хранения багажа; 5—сдвигаемая перегородка для деления кабины на классы

Рис. 17. Усовершенствованная пассажирская кабина с повышенной гибкостью компоновки

нение рукоятки даст значительный выигрыш в весе и повысит надежность.

Фирма Боинг стремится на будущих самолетах обеспечить высокую гибкость при компоновке пассажирской кабины. Предполагается применить универсальные туалеты модульного типа, передвижные буфеты-модули, быстросменяемые сиденья с регулируемым расстоянием, передвижные перегородки, разделяющие кабину на классы (рис. 17) [26].

ИССЛЕДОВАНИЯ ФИРМЫ МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС

Фирма Макдоннелл-Дуглас, которая в начале 1980-х годов значительно утратила свои позиции на мировом рынке пассажирских самолетов, в 1983—1984 г. начала расширять свои исследования в области гражданской авиации. Как и фирма Боинг, она ведет свои работы только по двум направлениям, связанным с разработкой новых усовершенствованных вариантов самолетов серии MD-80 и исследованиями новых проектов самолетов 1990-х годов.

Фирма значительные усилия направляет на дальнейшее совершенствование самолетов семейства MD-80 с целью их приспособления под требования рынка к 150-местным самолетам. В связи с этим разработала новые проекты самолетов MD-83, -87 и -89.

В январе 1983 г. фирма Макдоннелл-Дуглас объявила о разработке самолета MD-83 (рис. 18), представляющего собой модификацию самолета MD-80, рассчитанную на перевозку 155 пассажиров и багажа на расстояние 4670 км, что на 25% превышает дальность полета предшествующих самолетов MD-81 и -82 [27].

Постройка первого самолета MD-83 началась в июле 1984 г. [28]. По своей конструкции он почти идентичен предыдущим вариантам. Отличие заключается в установке двух ТРДД Пратт-Уитни JT8D-219 с тягой по 9525 кгс. Использование новых ТРДД обеспечит на 2% меньший удельный расход топлива в сравнении с самолетами MD-81 и -82 [29]. Самолет имеет увеличенный запас топлива за счет размещения в нижней части фюзеляжа двух дополнительных баков емкостью ~4390 л. В результате полный запас топлива составляет 26 500 л [28]. Конструкция фюзеляжа в зоне дополнительных баков усилена; усилены также основные стойки шасси. Внесены некоторые изменения в конструкцию крыла [29].

Несмотря на установку дополнительных баков и усиление конструкции планера вес пустого самолета MD-83 уменьшен на 950 кгс по сравнению с самолетом MD-82. Уменьшение веса достигнуто за счет использования КМ (выигрыш в весе ~317 кгс) и более легких пассажирских сидений и туалетов [30].

Летные испытания самолета MD-83 начались 17 декабря 1984 г. Поставки должны были начаться весной 1985 г. [27]. По заявлению фирмы, стоимость 1 места-км у самолета будет на 12% меньше, чем у других двух- и трехдвигательных узкофюзеляжных самолетов для авиалиний средней протяженности [28].

В середине 1984 г. фирма объявила о начале разработки самолета MD-87 (рис. 19), который предназначен для перевозки 130 пассажиров [31].



Рис. 18. Пассажирский самолет Макдоннелл-Дуглас MD-83

По сравнению с существующими самолетами MD-80 у нового самолета фюзеляж будет укорочен на ~5,3 м, конструкция крыла останется прежней (рис. 20). Силовая установка из двух ТРДД Пратт-Уитни JT8D-217A1 с тягой по 9460 кгс. По удельному расходу топлива они будут на 2% лучше, чем двигатели JT8D-217A с такой же тягой на самолете MD-82.

Самолет MD-87 рассчитан на дальность полета 4380 км с максимальным числом пассажиров. По желанию заказчика возможна установка двух дополнительных топливных баков для увеличения дальности до ~5230 км. При этом максимальный взлетный вес увеличится.

На самолете предполагается установить комплекс цифровых электронных пилотажно-навигационных приборов (EFIS) и, по желанию заказчика, коллиматорную систему отображения данных на лобовом стекле [32].

Фирма считает, что программа разработки самолета MD-87 может быть выполнена в течение 33 месяцев; поставки должны начаться летом 1987 г. К началу 1985 г. получены заказы на 12 самолетов. Расчетная цена самолета ~20 млн. долл. [33, 34].

Фирма Макдоннелл-Дуглас ранее делала попытку создания варианта самолета MD-80 с уменьшенным числом мест. В ноябре 1982 г. она сообщила о завершении проработки проекта самолета DC-9 «Супер» 90 (рис. 21), рассчитанного на перевозку 100—120 пассажиров на авиалиниях протяженностью 2400—2780 км. Длину фюзеляжа предполагалось укоротить на 7,76 м, размеры крыла намечалось уменьшить.

Силовая установка самолета DC-9 «Супер» 90 должна была состоять из двух ТРДД Пратт-Уитни JT8D-218 с тягой по 7710 кгс, которая в аварийной

ситуации могла увеличиваться при помощи автоматической системы. Сертификация двигателя намечалась на весну 1986 г. [36, 36, 37]. Фирма рассматривала возможность использования более экономичного, но более дорогого ТРДД CFM56-3 [30].

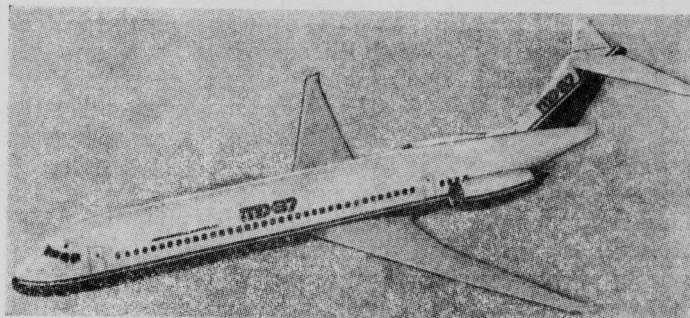


Рис. 19. Рисунок пассажирского самолета Макдоннелл-Дуглас MD-87

Характеристика самолета Макдоннелл-Дуглас DC-9 «Супер» 90 [39]

Длина самолета	37,34 м
Высота самолета	8,53 "
Размах крыла	29,57 "
Объем грузовых отсеков	26,02 м ³
Число пассажиров:	
в смешанном варианте	102
в кабине одного класса	117
Силовая установка	2 ТРДД Пратт-Уитни JT8D-218
Взлетная тяга	2×7710 кгс
Максимальный взлетный вес	50 800 "
Максимальный посадочный вес	48 080 "
Вес самолета без топлива	43 545 "
Дальность полета с максимальной платной нагрузкой и резервами топлива для международных авиалиний	2 935 км (возможно увеличение до 3700 км)

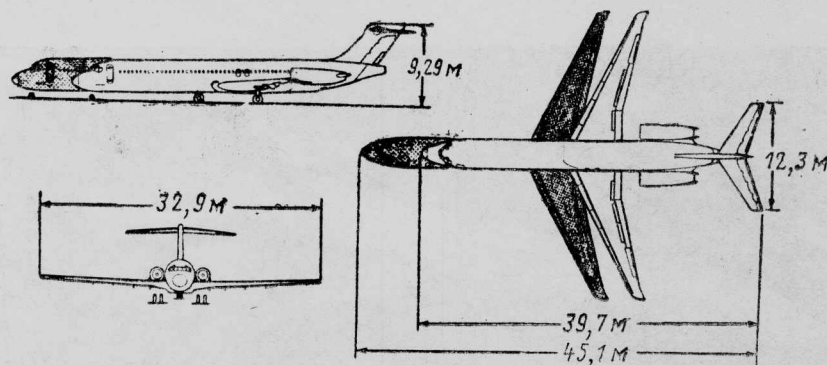


Рис. 20. Сравнение размеров самолетов Макдоннелл-Дуглас MD-82 и MD-87 (контур самолета MD-82 заштрихован)

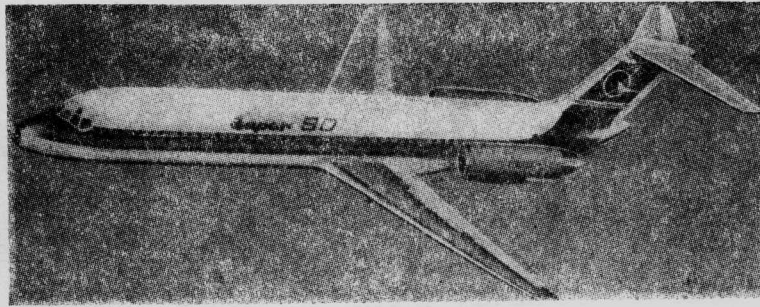


Рис. 21. Рисунок проекта самолета Макдоннелл-Дуглас DC-9 «Супер» 90

Фирма Макдоннелл-Дуглас предполагала, что самолет DC-9 «Супер» 90 будет сертифицирован весной 1986 г. [37]. Она оценила рынок самолетов на 100—110 мест к 1996 г. в ~900 самолетов [38]. Однако в связи с отсутствием заказов на самолет и переориентацией работ в сторону развития семейства самолетов MD-80 осенью 1983 г. разработка самолета DC-9 «Супер» 90 была прекращена.

Одновременно с началом разработки самолета MD-87 в середине 1984 г. начались исследования по проекту самолета MD-89 (рис. 22), который предназначен для перевозки 173 пассажиров. По сравнению с исходным самолетом MD-80 новый самолет будет иметь удлиненный на 3,87 м фюзеляж и увеличенный на ~1 м размах стабилизатора. В качестве силовой установки используются ТРДД CFM56-5 или V2500. В конструкции самолета предполагается широко использовать композиционные материалы и алюминий-литиевые сплавы [32]. Применение новых сплавов уменьшит вес самолета на 455 кгс. В состав бортового оборудования намечено включить электронный цифровой комплекс EFIS с дисплейным выводом информации.

Фирма Макдоннелл-Дуглас считает, что самолет MD-89 сможет быть сертифицирован в 1989 г. [40]. По расходу топлива на 1 пасс.-место на маршруте протяженностью 925 км самолет MD-89 будет на 27,1% экономичнее самолета MD-82 [41]. Расчетная цена самолета ~27 млн. долл. [40].

Фирма Макдоннелл-Дуглас за последние шесть лет предпринимала несколько попыток начать разработку нового широкофюзеляжного самолета для замены в будущем самолетов DC-10, серийное производство которых было прекращено в марте 1983 г. после постройки 367 самолетов*.

* Фирма продолжает постройку военного варианта самолета KC-10A «Икстендер» для ВВС США. Прим. ред.

В 1979—1981 гг. исследовались проекты самолетов DC-10 с удлиненным фюзеляжем для увеличения числа мест в смешанном классе с 277—297 до 339—350.

В 1982 г. фирма начала разработку семейства самолетов MD-100 (рис. 23), рассчитанных на перевозку 270—387 пассажиров (в зависимости от



Рис. 23. Рисунок проекта широкофюзеляжного самолета Макдоннелл-Дуглас MD-100

варианта) на авиалиниях протяженностью до 12'970 км.

В конструкции самолета предполагалось широко использовать различные технические новшества. Эксплуатацию самолета предполагалось начать в 1988 г., однако в ноябре 1983 г. работы по самолету MD-100 были прекращены* [42].

В феврале 1984 г. фирма решила возобновить исследования усовершенствованного широкофюзеляжного самолета, получившего обозначение MD-XXX. Самолет должен был иметь три ТРДД

* Подробные сведения о проекте самолета MD-100 в бюллетене «ТИ» № 6, 1984 г. Прим. ред.



Рис. 22. Рисунок пассажирского самолета Макдоннелл-Дуглас MD-89

Пратт-Уитни PW4000 или Дженерал Электрик CF6-80C2 с тягой в классе 27 000 кгс.

В отличие от самолета DC-10 самолет MD-XXX предполагалось оснастить модифицированными пилонами гондол ТРДД, двухпозиционными предкрылками, удлиненным хвостовым конусообразным обтекателем. Фирма исследовала два варианта самолета: исходный вариант на 277 мест (в смешанном классе) для авиалиний протяженностью ~12 000 км и удлиненный на 6,62 м вариант (рис. 24) с числом мест 330 и дальностью полета 10 550 км.

Экипаж самолета MD-XXX предполагался из трех человек (на самолете MD-100 кабина экипажа двухместная). Такая численность экипажа имела целью добиться общности кабин самолетов DC-10 и MD-XXX [43]. В конструкции самолета намечалось использовать алюминивно-литиевые сплавы, что обеспечивало экономию в весе 2720 кгс [31].

Расход топлива на место у исходного варианта самолета MD-XXX должен быть меньше на 16%, а у самолета с удлиненным фюзеляжем — на 24%, чем у самолета DC-10-30. Величина ПЭР на место будет меньше соответственно на 6 и 16%.

Фирма предполагала, что эксплуатация самолета MD-XXX может начаться в 1988 г., и в июне 1984 г. провела обсуждение проекта с авиакомпаниями [31, 43]. Однако разработку самолета фирма не начинала.

Наконец, во время авиационно-космической выставки в Фарнборо в 1984 г. вице-президент фирмы Л. Харрингтон заявил, что начались исследования нового широкофюзеляжного самолета MD-11X, который явится развитием самолета DC-10. Как отметил Харрингтон, эти исследования ведутся в соответствии с анализом фирмы, который показал тенденцию к созданию новых самолетов большой пассажироместности, вызванную ростом объема воздушных перевозок [40].

Самолеты MD-11X (рис. 25) предназначены для замены существующих самолетов с числом мест 300 на авиалиниях средней протяженности (Макдоннелл-Дуглас DC-10-10, DC-10-30 и Локхид L-1011) и при меньшей пассажироместности — для совместной эксплуатации с самолетами Боинг 747 на авиалиниях большой протяженности*. Фирма оценивает рынок сбыта самолетов MD-11X в 250—300 самолетов до 1998 г.

С учетом потребностей рынка предлагаются три варианта: MD-11X MR, MD-11X-20 и MD-11X-10. На новых самолетах предполагается использовать ТРДД Дженерал Электрик CF6-80C2 или Пратт-Уитни PW4000.

Самолет MD-11X MR (Medium Range) для авиалиний средней протяженности является вариантом самолета DC-10-10 с удлиненным фюзеляжем за счет двух дополнительных секций длиной 3,70 и 3,07 м. При несколько уменьшенном запасе топлива дальность полета самолета с 337 пассажирами (в смешанном варианте) составит 6700—6800 км. В варианте с высокой плотностью размещения кресел возможна перевозка 400 пассажиров. Конструкция крыла аналогична крылу самолета DC-10-10. За счет уменьшения до 206 т взлетного

* Самолеты Боинг 747 рассчитаны на перевозку до 550 пассажиров. *Прим. ред.*

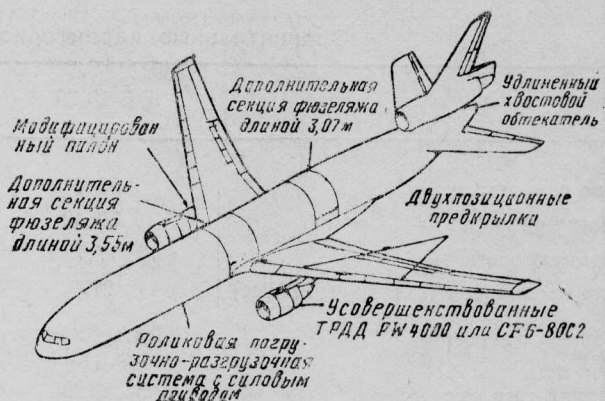


Рис. 24. Проект пассажирского широкофюзеляжного самолета Макдоннелл-Дуглас MD-XXX

веса конструкция шасси останется прежней; дополнительной стойки между главными стойками не будет*.

ПЭР самолета MD-11X MR будут на 17—18% меньше, чем у самолета DC-10-30, имеющего меньшую платную нагрузку и уменьшенную на 900 км дальность полета.

Самолет MD-11X-20 является вариантом самолета DC-10-30 с увеличенной длиной фюзеляжа; рассчитан на перевозку 331 пассажира. По сравнению с самолетом DC-10-30 платная нагрузка увеличена на 10 тс, а при равных платных нагрузках дальность полета самолета MD-11X-20 увеличится на 1850 км. ПЭР нового самолета будут на 12—13% меньше, чем у самолета DC-10-30, и сравнимы с ПЭР самолета Боинг 747-200.

Самолет MD-11X-10 имеет ту же длину фюзеляжа и число пассажирских мест, как и самолет DC-10-30. Благодаря снижению веса пустого самолета будет обеспечено увеличение веса платной нагрузки, а при равных нагрузках дальность полета исследуемого самолета возрастет на 2500 км. На авиалиниях средней протяженности ПЭР самолета MD-11X-10 будут снижены на 4—5% по сравнению с самолетом DC-10-30. Использование ТРДД PW4000 обеспечит (по сравнению с двигателем CF6-80C2) дополнительное снижение ПЭР на 2% [44, 45].

Для самолетов MD-11X-10 и -20 разрабатывается новая усовершенствованная трехместная кабина экипажа. Предполагается оснащение кабины дублированной цифровой электронной системой управления, системой автоматической посадки по категории погодного минимума 3, многофункциональными цветными дисплеями. На самолете будут

* На самолете DC-10-10 дополнительной стойки нет, она установлена на самолетах DC-10-30 и -40. *Прим. ред.*

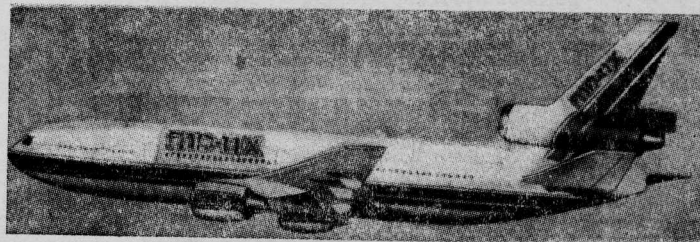


Рис. 25. Рисунок проекта широкофюзеляжного самолета Макдоннелл-Дуглас MD-11X

Сравнительные характеристики самолетов DC-10-30 и MD-11X

	DC-10-30	MD-11X MR	MD-11X-10	MD-11X-20
Длина самолета, м	55,2	61,97	55,2	61,97
Размах крыла, м	59,42	50,42	50,42	50,42
Высота самолета, м	17,7	17,7	17,7	17,7
Число пассажиров (смешанный класс)	277	337	277	331
Силовая установка	3 ТРДД Дженерал Электрик CF6-50С2	3 ТРДД Дженерал Электрик CF6-80С2 или Прайт-Уитни PW 4048		
Взлетная тяга, кгс	3×23 835	3×21 770 или 3×22 680	3×25 400 или 3×26 760	3×25 400 или 3×26 760
Максимальный взлетный вес, кгс	251 750	206 390	263 090	267 620
Максимальный посадочный вес, кгс	182 800	170 100	182 800	195 050
Максимальный вес без топлива, кгс	166 920	161 030	166 920	181 440
Вес пустого снаряженного, кгс	121 110	116 170	118 480	125 690
Максимальный запас топлива, кгс	111 400	66 220	111 400	111 400
Максимальная дальность полета, км	9 705	6 830* 6 705**	12 130* 11 815**	11 170* 10 890**

* С ТРДД PW4048.
** С ТРДД CF6-80С2.

установлены три независимые навигационные системы с использованием лазерных гироскопов.

Для уменьшения сопротивления предполагается увеличить длину хвостового обтекателя по сравнению с самолетом DC-10. В конструкции самолета MD-11X будут широко использованы алюминиево-литиевые сплавы [46].

Фирма Макдоннелл-Дуглас предполагала официально представить проекты самолетов семейства MD-11X на рассмотрение авиакомпаниям в начале 1985 г. При получении определенного числа заказов программа самолета MD-11X может быть начата в середине 1985 г. Летные испытания планируется начать в 1988 г., поставки — в начале 1989 г. Расчетная цена самолета 65—70 млн. долл. (в ценах 1983 г.). На рис. 26—30 приведены расчетные характеристики самолетов MD-11X [44]. В таблице даются сравнительные характеристики самолетов DC-10-30 и MD-11X.

Кроме разработки проектов новых узко- и широкофюзеляжных самолетов фирма Макдоннелл-Дуглас ведет значительные исследования в области будущих гражданских самолетов. Эти работы ведутся по целому ряду направлений:

применение последних и перспективных достижений в аэродинамике в проектах новых самолетов;

применение последних и перспективных достижений в аэродинамике в проектах новых самолетов;

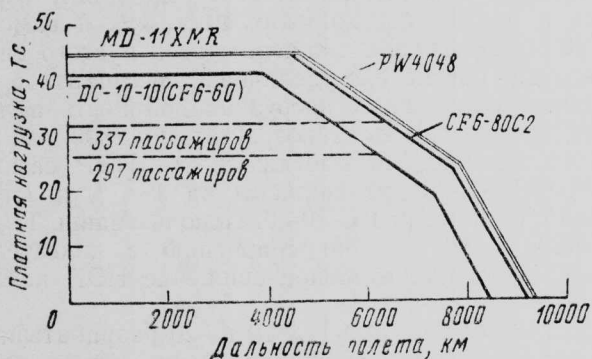


Рис. 26. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета MD-11X MR (полет на высоте 9450—11 900 м, M=0,82)

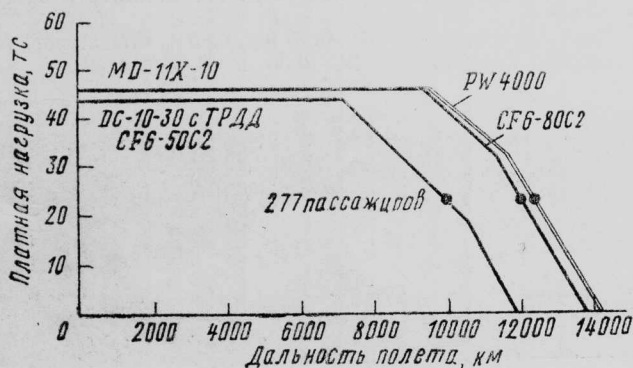


Рис. 27. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета MD-11X-10

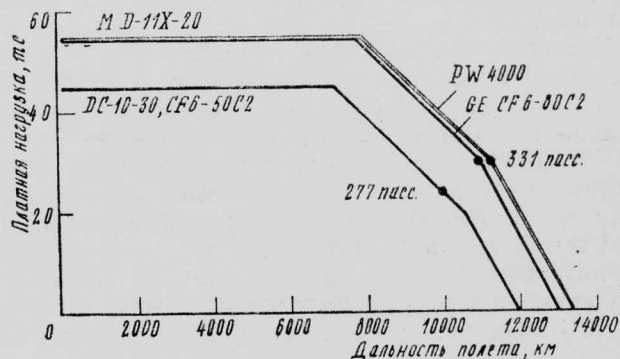


Рис. 28. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета MD-11X-20

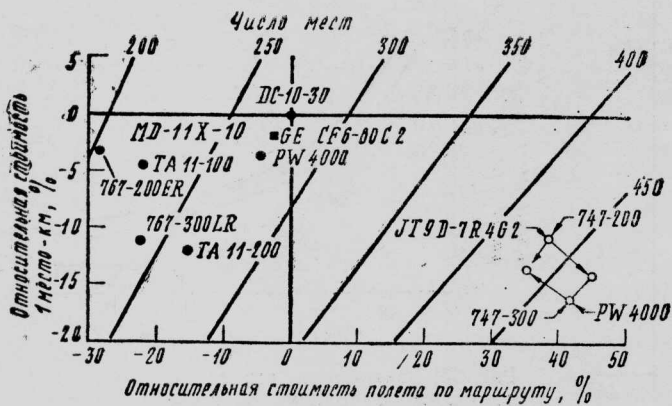


Рис. 29. Зависимость относительной стоимости 1 место-км от относительной стоимости полета по маршруту самолета MD-11X-10 в сравнении с другими широкофюзеляжными самолетами

использование новых силовых установок, включая ТВВД;

применение новых конструкционных материалов, бортовых электронных систем и т. д.

О работе фирмы по перспективным гражданским самолетам говорилось в докладе «Интегрированная технология и транспортные самолеты будущего», прочитанном в ноябре 1984 г. в Сан-Диего на конференции, организованной AIAA, AHS и ASEE.

Оценка будущих самолетов велась фирмой на основе анализа развития воздушного транспорта за последние 30—35 лет. Введение в эксплуатацию в конце 1950-х годов реактивных самолетов позволило увеличить на 50% как крейсерскую скорость, так и пассажироместность. Этого было достаточно, чтобы снизить в 2 раза ПЭР на место-километр, даже принимая во внимание, что удельный расход топлива ТРД того времени был существенно больше, чем у ПД или первых вариантов ТВД. В начале 1970-х годов появление реактивных самолетов второго поколения позволило еще раз существенно снизить ПЭР. В этот период появились первые широкофюзеляжные самолеты с большой пассажироместностью, а использование ТРДД с большой степенью двухконтурности дало возможность уменьшить расход топлива. Последующий период был связан с работами по дальнейшему снижению ПЭР за счет уменьшения расхода

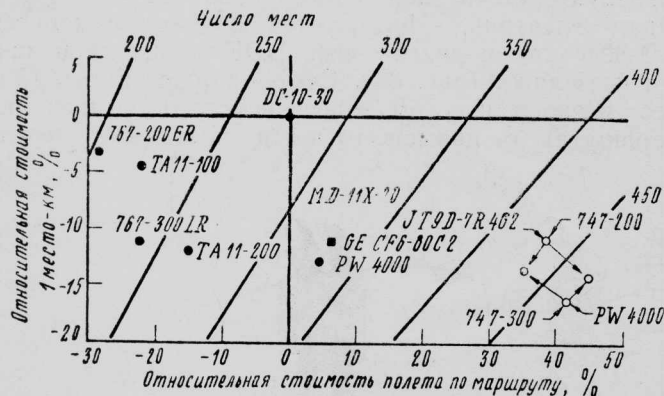
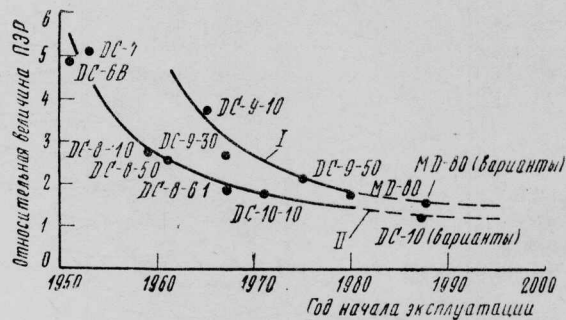


Рис. 30. Зависимость относительной стоимости 1 место-км от относительной стоимости полета по маршруту самолета MD-11X-20 в сравнении с другими широкофюзеляжными самолетами



I—самолеты для коротких авиалиний; II—самолеты для авиалиний большой протяженности
Рис. 31. Изменение ПЭР по годам для различных пассажирских самолетов (внутренние авиалинии США)

топлива, а не увеличения рейсовой скорости или числа пассажирских мест. На рис. 31 приведено изменение ПЭР для самолетов авиалиний малой и большой протяженности.

В последнее десятилетие возникли определенные трудности при попытках сохранить низкие затраты на эксплуатацию самолетов. Существенный рост цен на топливо (рис. 32) резко сказался на ПЭР. Поэтому многие авиакомпании поставили перед самолетостроительными фирмами задачу создания новых высокоэкономичных самолетов.

Фирма Макдоннелл-Дуглас считает, что применение различных технических новшеств позволит значительно снизить расход топлива (рис. 33 и 34).

Силовые установки. Фирма отмечает, что непосредственное влияние на экономичность гражданских самолетов оказывает уменьшение расхода топлива за счет постоянного совершенствования двигателей. Увеличение КПД силовой установки может быть получено благодаря применению новых конструкционных материалов, росту КПД отдельных элементов двигателя и усовершенствованной техники охлаждения. Повышение термодинамического КПД — результат увеличения КПД элементов двигателя, рабочих температур и степеней повышения давления. Улучшения экономичности можно достигнуть за счет увеличения степени двухконтурности ТРДД или применением усовершенствованных ТВВД. На рис. 35 показано относительное уменьшение удельных расходов топлива усовершенствованных ТРДД и ТВВД в зависимости от степени повышения давления. По расходу топлива соосные ТВВД будут на 25% экономичнее ТРДД.

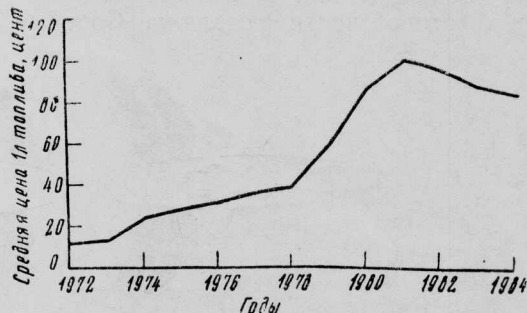
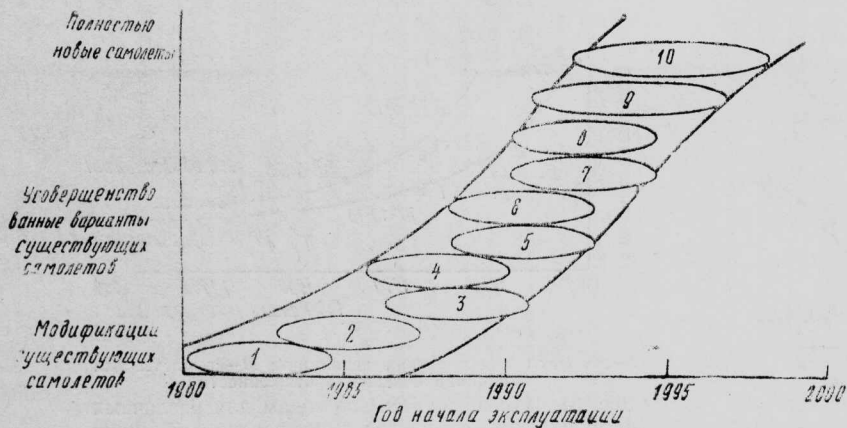
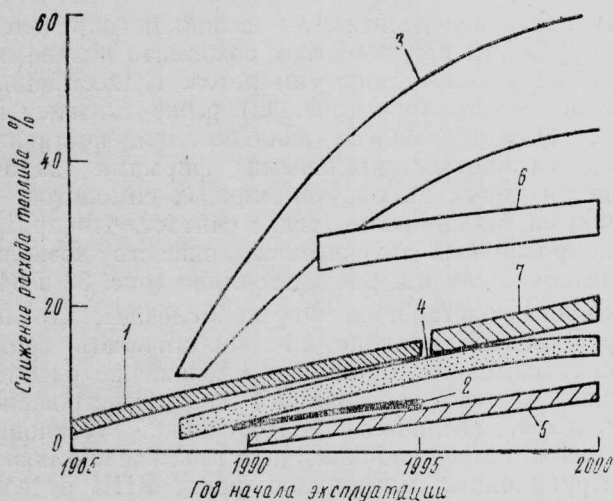


Рис. 32. Изменение цен на топливо (внутренние авиалинии США)



1—применение КМ в несилевых элементах конструкции; 2—усовершенствованные ТРДД; 3—новые ТРДД; 4—алюминиево-литиевые сплавы; 5—электростанционная система управления; 6—усовершенствованные суперкритические профили; 7—ТВВД; 8—усовершенствованные бортовые источники питания; 9—применение КМ в силовых элементах конструкции; 10—система управления ламинаризацией

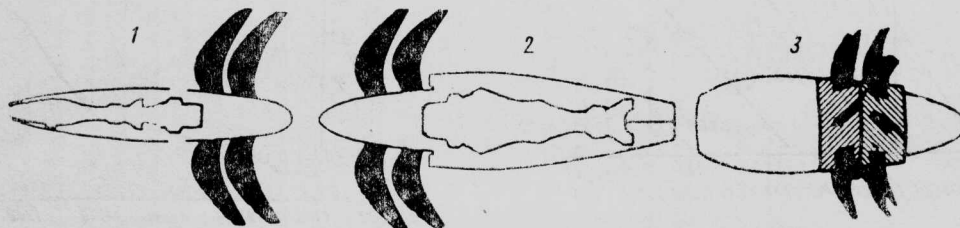
Рис. 33. Использование технических новшеств на гражданских самолетах



1—усовершенствованная аэродинамика; 2—усовершенствованные радионавигационные системы; 3—объединенные технические усовершенствования; 4—ТРДД; 5—усовершенствованные конструкционные материалы; 6—ТВВД; 7—управление ламинарным обтеканием

Рис. 34. Снижение расхода топлива за счет применения технических новшеств

Фирма, исследуя перспективные ТВВД, уделяет значительное внимание соосным ТВВД. Рассматриваются варианты с тянущими и толкающими винтами (рис. 36). Наличие редуктора обеспечивает работу винту и турбине на разных, но оптимальных окружных скоростях. ТВВД с тянущими винтами подходит для установки как на крыле, так и в хвостовой части фюзеляжа. Соосные ТВВД



1—редукторный ТВВД с соосными толкающими винтами; 2—редукторный ТВВД с тянущими соосными винтами; 3—безредукторный ТВВД типа UDF с толкающими соосными винтами

Рис. 36. Варианты ТВВД, исследовавшиеся фирмой Макдоннелл-Дуглас

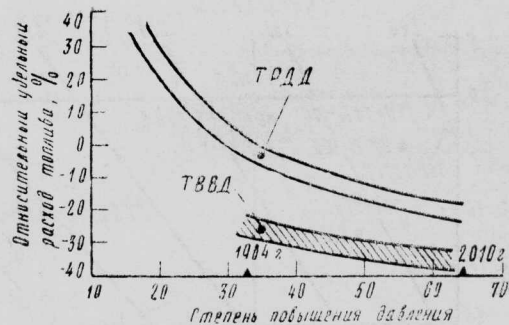


Рис. 35. Зависимость относительного удельного расхода топлива от степени повышения давления

с толкающими винтами наиболее предпочтительны для использования в хвостовой части фюзеляжа.

Фирма Макдоннелл-Дуглас отдает предпочтение безредукторному ТВВД UDF (Unducted Fan) с соосными толкающими винтами, который разрабатывается фирмой Джeneral Электрик (рис. 37). У этого двигателя лопасти винтовентилятора установлены непосредственно на внешнем ободе соосно вращающихся турбин.

С аэродинамической точки зрения применение ТВВД требует учитывать больше различных условий, чем ТРДД, так как воздушные винты сами создают аэродинамические силы, а поток воздуха от винтов приводит к дополнительным нагрузкам на внешней поверхности летательного аппарата. При установке ТВВД на крыле необходимо тщательно выбирать внешние размеры и форму гондол и крыла с целью получения минимального сопротивления. Размещение ТВВД в хвостовой части фюзеляжа вызывает потребность в выборе формы хвостовой секции, пилонов и гондол, чтобы они создавали приемлемое сопротивление. В связи с тем, что большие пилоны и винтовентиляторы будут находиться далеко за аэродинамическим фокусом крыла, это вызовет значительное влияние на устойчивость самолета и будет играть решающую роль в определении размеров оперения [47].

Фирма Макдоннелл-Дуглас в течение ряда лет ведет исследования различных проектов пассажирских самолетов с ТВВД. В частности, разрабатываются проекты самолетов с винтовентиляторными безредукторными двигателями UDF фирмы Джeneral Электрик. Исследуется вариант самолета MD-80 с двумя двигателями UDF в хвостовой части фюзеляжа (рис. 38). Самолет будет иметь 150 мест в экономическом классе и использоваться на маршрутах с промежуточными посадками через

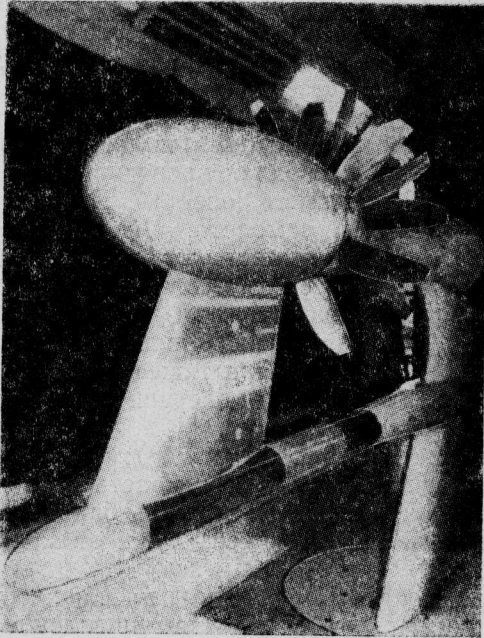


Рис. 37. Модель безредукторного ТВВД Дженерал Электрик во время испытаний в аэродинамической трубе

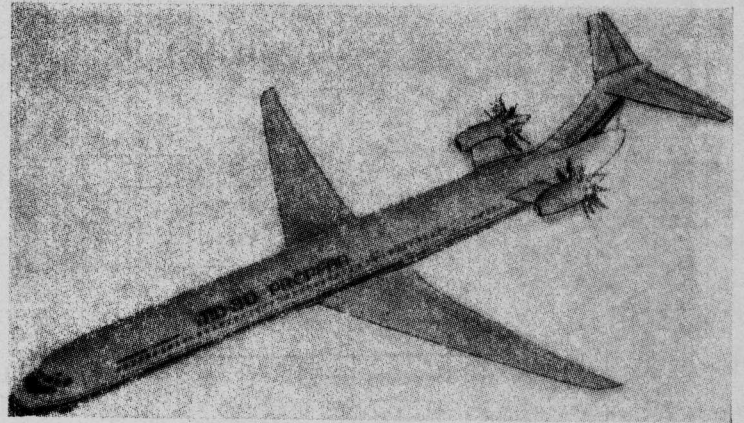


Рис. 38. Рисунок проекта пассажирского самолета Макдоннелл-Дуглас MD-80 с двумя ТВВД

740 км или на авиалиниях протяженностью до 3700 км. Серийное производство таких самолетов может начаться в середине 1990-х годов.

Специалисты фирмы считают, что первоначальным самолетом с двигателями UDF будет 100—110-местная модификация самолета MD-80 с укороченным фюзеляжем. На этом самолете будет использовано усовершенствованное крыло самолета DC-9-30 и его шасси [48].

Касаясь работ по самолетам с винтовентиляторными установками, вице-президент фирмы Л. Дилео сказал, что стоимость разработки новых самолетов может составить ~3 млрд. долл. С другой стороны, применение винтовентиляторов на существующих самолетах, например на самолетах типа MD-80, обойдется в ~600 млн. долл. Он сказал: «Очевидные преимущества полностью новых самолетов заключаются в использовании всех самых последних научных и технических достижений, таких как управление ламинарным обтеканием, широкое использование композиционных материалов и новейших электронных систем управления. Такой самолет может быть сертифицирован около 1992 г.» [49].

Согласно плану разработки 150-местного пассажирского самолета, первый полет самолета MD-80 с демонстрационной винтовентиляторной силовой установкой намечен на конец 1986 г., первый полет опытного пассажирского самолета — на начало 1991 г., сертификация и поставки самолета — на конец 1992 г. [50].

Аэродинамика. Среди вопросов аэродинамики, решение которых позволит уменьшить сопротивление и снизить расход топлива, фирма выделила следующие:

разработка усовершенствованных крыльев, включая применение суперкритических профилей, крыльев с большим удлинением, вертикальных

аэродинамических поверхностей и адаптивных крыльев;

снижение балансирующих сопротивлений (применение низкоагрессивного оперения обычной схемы, ПГО и концепция самолета с тремя несущими поверхностями);

уменьшение вредного сопротивления с помощью управления ламинарным обтеканием.

Использование суперкритических профилей позволяет увеличить относительную толщину профиля при сохранении заданной хорды. Большая толщина, в свою очередь, приводит к увеличению относительного удлинения без роста напряжений, а большее удлинение дает возможность получить ту же подъемную силу при меньшем индуктивном сопротивлении.

Фирма Макдоннелл-Дуглас провела оценку суперкритических крыльев с большим удлинением ($\lambda=11$) и сравнила их характеристики с обычными крыльями. Исследования показали, что применение суперкритических крыльев дает экономию по расходу топлива для самолетов авиалиний малой и большой протяженности 4 и 8% соответственно. Использование усовершенствованных суперкритических крыльев обеспечит дополнительный выигрыш по расходу топлива. Работы фирмы Дуглас привели к созданию новых профилей с усовершенствованной кривой задней кромки, благодаря чему возможно уменьшение сопротивления (на 4%) по сравнению с современными суперкритическими профилями.

Применение крыльев с увеличенным удлинением обеспечит снижение расхода топлива. На рис. 39 показано влияние относительного удлинения на аэродинамическое качество пассажирских самолетов. Увеличение удлинения с 10,8 до 14,7 с учетом соответствующих ограничений по размерам для самолета с дальностью полета 2450 км приведет к росту качества на 5%.

Фирма Макдоннелл-Дуглас считает, что при наличии ограничений на размах крыла выгодно применять вертикальные аэродинамические поверхности. С их помощью достигается уменьшение индуктивного сопротивления, которое можно получить за счет увеличения удлинения крыла, но с незначительными переделками в конструкции из-за небольшого увеличения крутящего момента.

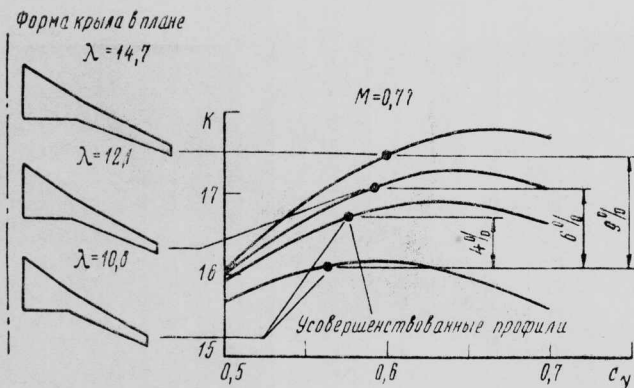


Рис. 39. Влияние относительного удлинения крыла на аэродинамическое качество

Фирма Дуглас провела большой объем исследований по оптимизации формы вертикальных поверхностей для уменьшения сопротивления как на больших, так и малых скоростях. Осенью 1981 г. на самолете-летающей лаборатории DC-10 были проведены летные испытания поверхностей (рис. 40, 41). При испытаниях было получено увеличение качества на 3% и подтверждены расчетные характеристики флаттера, летные данные и аэродинамические нагрузки.

Почти оптимальные геометрические параметры крыла, обеспечивающие необходимые характеристики на всех режимах полета, можно получить, используя адаптивное крыло, форма профиля которого изменяется с помощью механических устройств. Адаптивное крыло позволяет уменьшить расход топлива на 2%. На рис. 42 показан принцип действия в полете адаптивного крыла, у которого меняется кривизна по задней кромке.

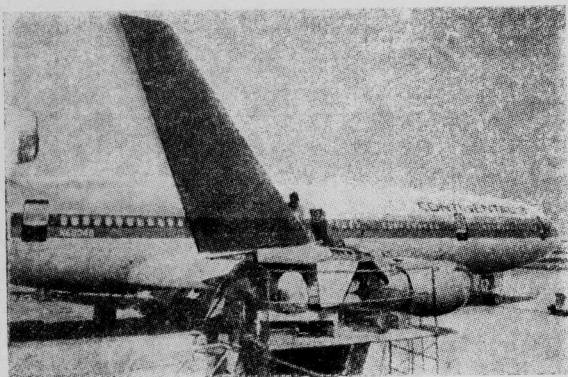


Рис. 40. Вертикальная аэродинамическая поверхность на крыле самолета DC-10



Рис. 41. Самолет-летающая лаборатория DC-10 с вертикальными аэродинамическими поверхностями в полете

Балансировка момента на пикирование, вызываемого крылом, приводит к появлению балансирующего сопротивления. В связи с тем, что сверхкритическое крыло имеет заднее нагружение, возникают большие пикирующие моменты. Создание такого крыла без учета моментов на пикирование приведет к появлению балансирующего сопротивления, которое составляет более 4% полного вредного сопротивления самолета. Для устранения этого сопротивления существуют три способа:

снижение статической устойчивости и/или управление положением центра тяжести за счет соответствующей перекачки топлива в полете с целью выдерживания центра тяжести вблизи САХ, минимизируя нагрузки на оперение, вызывающие момент на пикирование;

применение ПГО (схема «утка»);

использование концепции самолета с тремя несущими поверхностями, в которой балансируются все моменты как от передней, так и от задней поверхностей.

В зависимости от величины плеча хвостового оперения и пределов центровки управление положением центра тяжести за счет перераспределения топлива может привести к уменьшению расхода на 1—2%. У самолета с меньшей статической устойчивостью возможно смещение центра тяжести назад. Кроме этого снижение балансирующего сопротивления позволяет уменьшить размеры горизонтального оперения, что приводит к снижению веса и к дополнительной экономии топлива. Сохранение статической устойчивости на таких самолетах достигается применением системы повышения устойчивости (SAS).

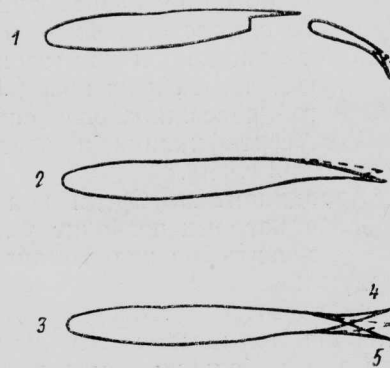
ПГО позволяет парировать момент на пикирование с помощью подъемной силы. Однако в связи с тем, что ПГО вызывает дестабилизирующее влияние, требуется система SAS с высокой степенью надежности.

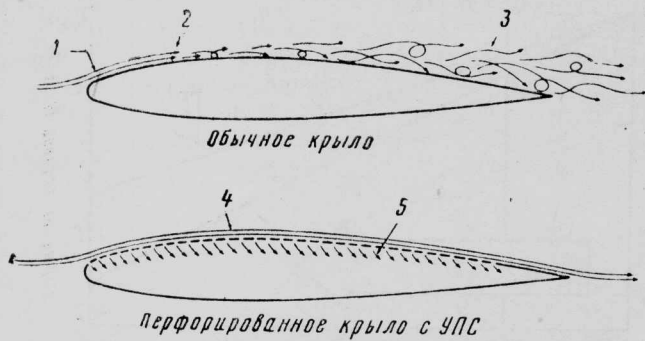
Применение концепции трех несущих поверхностей обеспечит снижение балансирующего сопротивления более чем на 50%; балансировка может осуществляться с максимальной эффективностью при любом положении центра тяжести. Эта концепция обладает хорошими потенциальными возможностями перераспределения нагрузки, обеспечивая высокую степень гибкости в работе системы управления. Обладая значительными преимуществами, концепция трех поверхностей тем не менее приводит к удорожанию самолета и увеличению веса планера.

Фирма Макдоннелл-Дуглас исследует возможность использования системы управления ламинар-

1—полет на малой скорости, большая кривизна, повышение коэффициента $c_{y_{max}}$; 2—крейсерский режим, управление кривизной для оптимизации вредного сопротивления; 3—снижение маневренных нагрузок, распределение нагрузки по размаху, смещение максимальных значений коэффициента распределения давления к фюзеляжу; 4—внешние секции крыла; 5—внутренние секции крыла

Рис. 42. Концепция адаптивного крыла, рассмотренная фирмой Макдоннелл-Дуглас





1—ламинарное обтекание; 2—переходная зона; 3—турбулентное обтекание; 4—ламинарное обтекание вдоль всей хорды; 5—отсос части пограничного слоя

Рис. 43. Принцип работы систем отсоса пограничного слоя на перфорированном крыле

ным обтеканием (LFS) с помощью отсоса пограничного слоя. Несмотря на то что техническая осуществимость системы LFS была продемонстрирована в 1960-х годах на экспериментальном самолете Нортроп Х-21, для практического применения ее необходимо решить еще ряд вопросов.

По контракту NASA фирма ведет работы по концепции крыла с перфорированной обшивкой для отсоса пограничного слоя [47].

Отсос части пограничного слоя осуществляется через большое число отверстий в обшивке крыла (рис. 43).

В 1982 г. фирма Макдоннелл-Дуглас отработала методы изготовления перфорированного крыла. Для этих целей использовалась тонкая обшивка из титанового сплава. Отверстия диаметром 0,63 мм, отстоящие друг от друга на 0,63 мм (~17 350 отверстий на 1 м²), пробиваются с помощью пучка электронов (рис. 44). Титановая обшивка должна приклеиваться к гофрированной конструкции из композиционного материала. Гофры будут служить каналами для отвода воздуха пограничного слоя [51].

В середине 1983 г. в НИЦ им. Драйдена (NASA) начались работы по модификации самолета-летающей лаборатории Локхид С-140 «Джетстар» (рис. 45) для летных испытаний системы

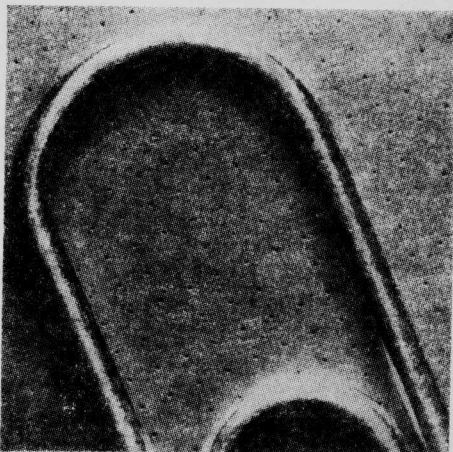


Рис. 44. Образец опытной обшивки перфорированного крыла (для сравнения размеров показана канцелярская скрепка)

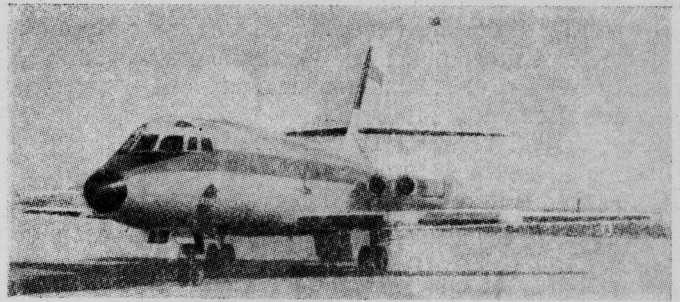


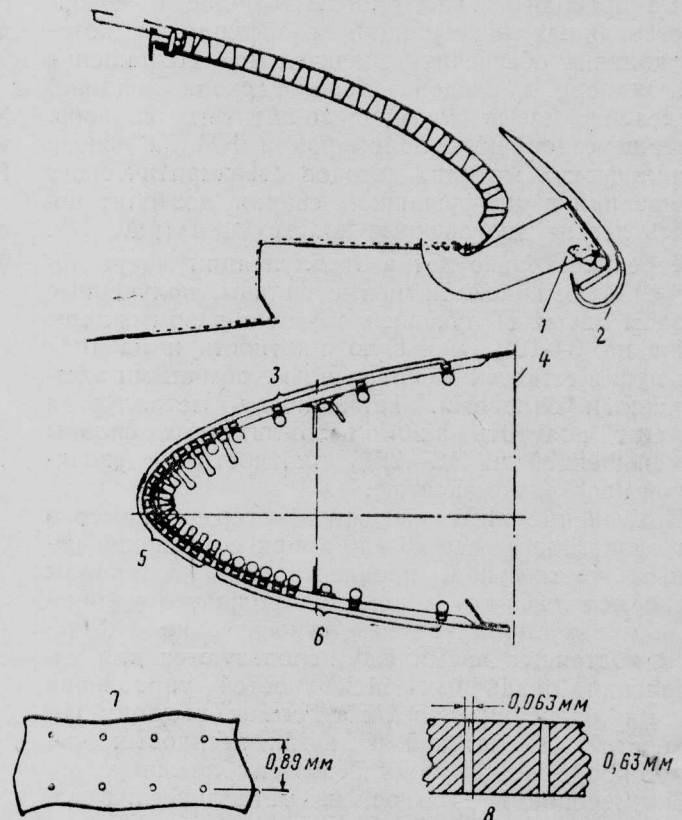
Рис. 45. Самолет-летающая лаборатория Локхид С-140 «Джетстар»

УПС фирмы Макдоннелл-Дуглас, которая будет установлена на носке правой консоли крыла*.

Для летных испытаний изготовлена секция передней кромки крыла длиной 1,83 м. В секции пробиты пучком электронов конические отверстия диаметром 0,05 мм на внешней поверхности и 0,1 мм — на внутренней (рис. 46). На каждом 1 см² пробито 248 отверстий.

Для защиты отверстий от засорения при взлете, наборе высоты, снижении и посадке перед сек-

* Подобная система УПС разрабатывается фирмой Локхид. Эта система состоит из продольных щелей на верхней поверхности крыла и отверстий на нижней; ширина щели 76 мк, диаметр отверстий 0,76 мм. Опытный образец системы также устанавливается на самолете С-140, но на левой консоли крыла. *Прим. ред.*



1—опрыскивающее сопло; 2—противообледенительный обтекатель; 3, 6—части поверхности, с которой осуществляется только отсос; 4—стенка кессона крыла самолета С-140; 5—система отсоса и защиты от наскоков и обледенения; 7—титановая перфорированная обшивка; 8—внешняя поверхность

Рис. 46. Конструкция системы ламинаризации обтекания фирмы Макдоннелл-Дуглас [42]

щей крыла установлен предкрылок Крюгера. Имеется также система подачи специального раствора для смыва грязи. Для продува отверстий до высоты 3660 м будет использоваться воздух от системы кондиционирования [52].

Весной 1985 г. в НИЦ им. Драйдена начались летные испытания самолета С-140 с системами УПС фирм Макдоннелл-Дуглас и Локхид. Программа рассчитана на девять месяцев. Целями испытания являются:

достижение ламинарного обтекания в условиях крейсерского полета ($M=0,75$, $H=11\,500$ м) и при нерасчетном крейсерском полете;

определение требований к отсосу воздуха для системы ламинаризации обтекания;

накопление опыта по борьбе с засорением перфорированной поверхности, определению требований к системам ее очистки, влиянию обледенения.

Первые результаты показали, что возможно снижение на 22% расхода топлива, необходимого для полета на крейсерском режиме, и уменьшение сопротивления на 3%. Специалисты считают, что применение системы ламинаризации на транспортных самолетах авиалиний большой протяженности позволит снизить сопротивление на 25—40%.

В апреле 1985 г. самолет С-140 был переведен в НИЦ им. Эймса для испытаний в условиях, близких к условиям эксплуатации на регулярных авиалиниях. В будущем фирма Макдоннелл-Дуглас рассматривает возможность испытания системы ламинаризации обтекания на самолете DC-9 [53].

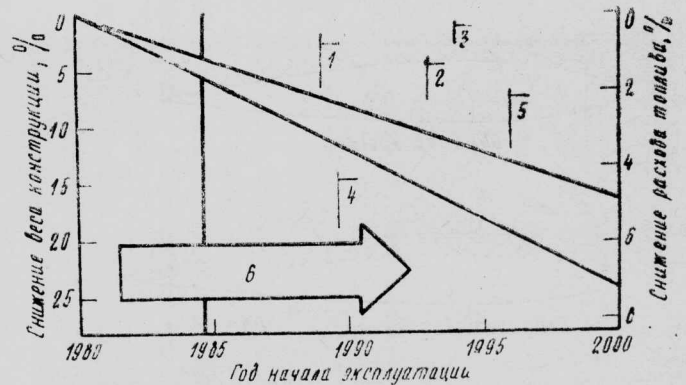
Конструкционные материалы и конструкции. Фирма проводит также работы в области усовершенствованных конструкций и материалов, которые должны обеспечить значительное сокращение веса планера и, следовательно, расхода топлива. Применение новых алюминиево-литиевых сплавов, усовершенствованных полимеров и КМ на основе металлических матриц, методов сверхкритического формования и диффузионной сварки позволит получить легкие долговечные конструкции (рис. 47).

Через несколько лет в эксплуатации могут появиться алюминиево-литиевые сплавы, полученные методом литья. Полученные таким образом сплавы имеют на 7—10% меньшую плотность и на 10% большую жесткость по сравнению с обычными алюминиевыми сплавами. Порошковая металлургия позволит получить алюминиево-литиевые сплавы с уменьшенной на 12—22% плотностью и увеличенной на 15% жесткостью.

Применение КМ на основе термополимеров даст экономию в весе 20—40% при сохранении исходных жесткости и прочности. Эти материалы можно использовать в крыльях большого удлинения с минимальным риском относительно флаттера. В настоящее время КМ используются для изготовления различных поверхностей управления крыла и оперения, передних кромок несущих поверхностей, обтекателей и других несилевых элементов конструкции гражданских самолетов.

Применение КМ на основе металлических матриц повысит их прочность. Фирма считает, что наилучшие перспективы имеет использование карбида кремния на алюминиевой матрице [47].

В апреле 1985 г. фирма Макдоннелл-Дуглас объявила о планах использования на пассажирс-



1—алюминиево-литиевые сплавы, получаемые методом литья; 2—алюминиево-литиевые сплавы, получаемые методом порошковой металлургии; 3—металлическая матрица; 4—усовершенствованные КМ в конструкции силовых элементов (оперение); 5—усовершенствованные КМ в конструкции силовых элементов (крыло и фюзеляж); 6—увеличение доли использования усовершенствованных КМ (в конструкции силовых элементов планера) и улучшенных сплавов

Рис. 47. Влияние использования усовершенствованных материалов на вес конструкции и расход топлива (для самолетов авиалиний средней протяженности)

ких самолетах DC-10 вертикального оперения из КМ (рис. 48). Летные испытания опытного образца были проведены в июне—августе 1985 г. на военно-транспортном самолете-заправщике KC-10A «Икстендер». Осенью 1985 г. киль должен быть установлен на самолет DC-10 для сертификационных испытаний.

В конструкции стабилизатора использованы углеродные КМ на эпоксидной матрице, волокна графита и кевлара. По сравнению с цельнометаллическим килем вес кессона снижен с 456 до ~85 кгс. Высота кия 7,93 м.

Разработка нового кия ведется совместно с NASA в рамках программы исследований высокоэкономичных самолетов ACEE (Aircraft Energy Efficiency) [54].

Фирма Макдоннелл-Дуглас провела оценку перспективного 150-местного самолета (рис. 49), в конструкции которого должны применяться все

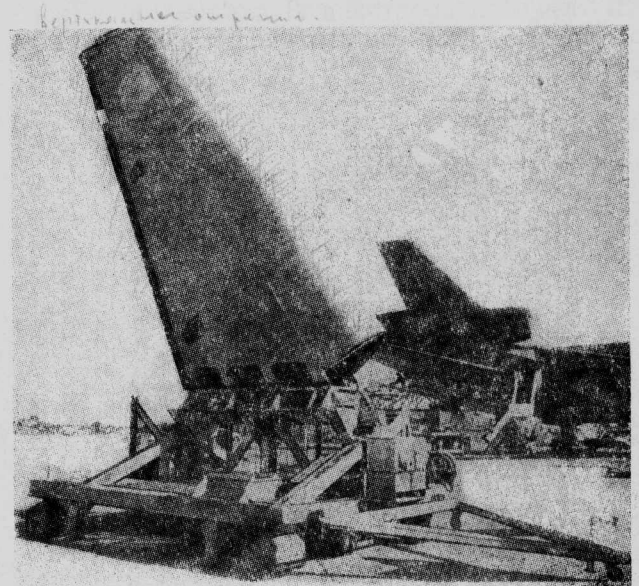


Рис. 48. Опытный образец кия самолета DC-10, изготовленный из КМ

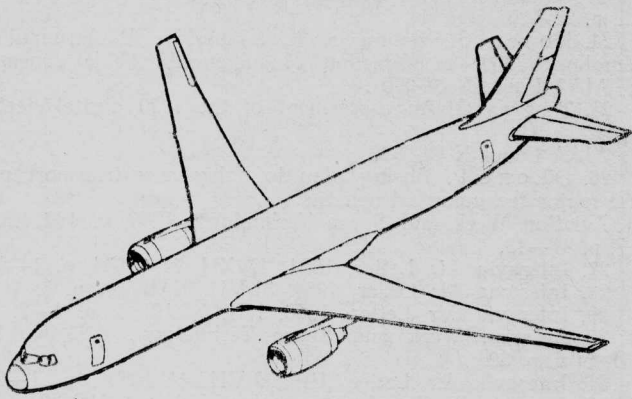
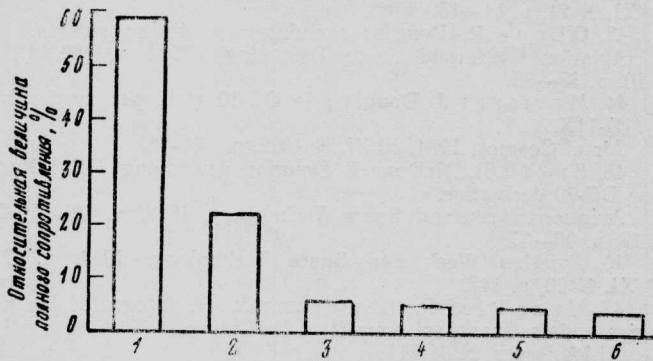


Рис. 49. Рисунок перспективного 150-местного самолета, исследовавшего фирмой Макдоннелл-Дуглас

технические новшества в области авиационной науки и техники.

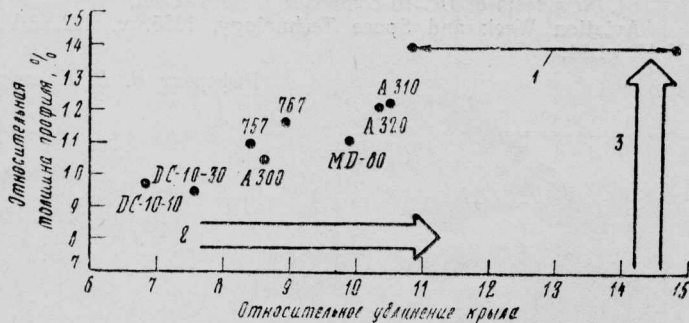
Особое внимание фирма уделила крылу самолета, так как оно играет существенную роль в весовых параметрах и с точки зрения сопротивления. Применение в будущем различных усовершенствований значительно улучшит его характеристики.

На рис. 50 показано, какая доля вредного сопротивления приходится на основные элементы



1—крыло; 2—фюзеляж; 3—прочие элементы планера; 4—пилоны и гондолы; 5—вертикальное оперение; 6—горизонтальное оперение
Рис. 50. Доля участия элементов планера в создании вредного сопротивления

планера 150-местного самолета с суперкритическим крылом с относительным удлинением $\lambda = 10,8$. В конструкции планера используются современные алюминиевые сплавы марок 2000 и 7000 (силовые



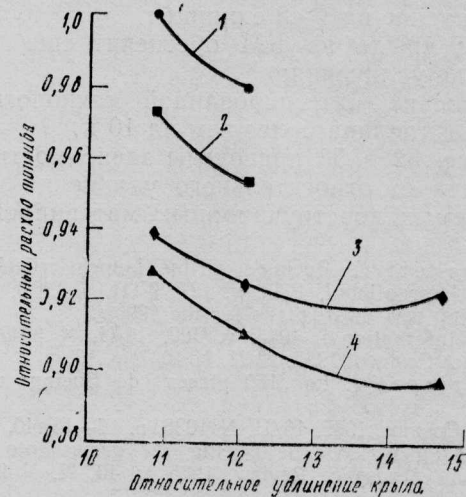
1—диапазон исследований; 2—увеличение аэродинамического качества; 3—увеличение эффективности конструкции

Рис. 51. Зависимость относительного удлинения крыла (определенного по площади трапеции) от относительной толщины профиля для различных пассажирских самолетов

элементы) и полимерные КМ (несиловые элементы).

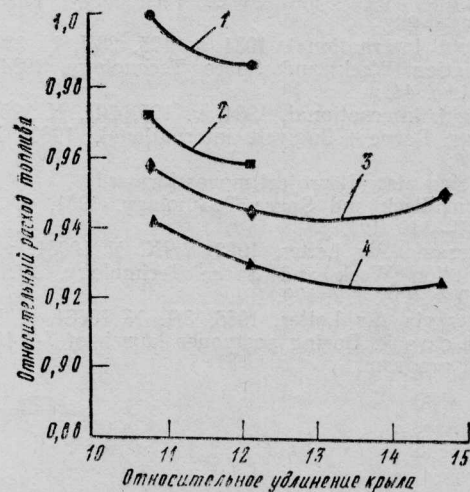
Сопротивление крыла составляет 59% полного сопротивления самолета; оно в 2,5 раза больше, чем сопротивление фюзеляжа. Более 50% сопротивления крыла приходится на индуктивное сопротивление. У современных реактивных магистральных самолетов относительное удлинение находится в пределах 6—11 (рис. 51).

При оценке характеристик крыла фирма исходила из расчетной дальности полета ~2590 км и



1—алюминиевые сплавы; 2—алюминиево-литиевые сплавы; 3—алюминиево-литиевые сплавы и усовершенствованный суперкритический профиль; 4—алюминиево-литиевые сплавы, усовершенствованный суперкритический профиль и КМ

Рис. 52. Зависимость расхода топлива от относительного удлинения крыла и использования различных конструкционных материалов (дальность полета 2590 км)



1—алюминиевые сплавы; 2—алюминиево-литиевые сплавы; 3—алюминиево-литиевые сплавы и усовершенствованный суперкритический профиль; 4—алюминиево-литиевые сплавы, усовершенствованный суперкритический профиль и КМ

Рис. 53. Зависимость расхода топлива от относительного удлинения крыла и использования различных конструкционных материалов (дальность полета 650 км)

скорости захода на посадку ~240 км/ч. Одновременно была проведена оценка крыла при полете по маршруту 650 км. В результате оценки фирма сделала следующие выводы:

применение алюминиево-литневых сплавов обеспечит снижение расхода топлива на 3% при постоянном относительном удлинении;

применение усовершенствованных суперкритических профилей даст дополнительную экономию по расходу топлива на 3%;

использование кессона крыла из КМ обеспечит при постоянном удлинении дополнительное уменьшение расхода топлива на 1,5—2,5%;

алюминиево-литневые сплавы позволят увеличить удлинение на 1—2 единицы;

кессон крыла из КМ обеспечит еще большее увеличение удлинения;

применение интегрированной технологии снизит расход топлива более чем на 10%.

На рис. 52 и 53 приведены зависимости расхода топлива от относительного удлинения крыла и используемых конструкционных материалов [47].

1. Birckett C. Boeing's airline launch criteria. Flight International, 1985, v. 127, 9/III, N 3950, p. 30—32.
2. Boeing reveals its plans for the 1990 s. Flight International, 1985, v. 127, 16/II, N 3947, p. 4—5.
3. Air et Cosmos, 1985, 23/II, N 1037, p. 16.
4. Morisset J. Le „150 places“ de Boeing: un canard bi-propfan? Air et Cosmos, 1985, 16/II, N 1036, p. 16—18, 40.
5. Grangier M. The Boeing 767 grows into a family. Interavia Aerospace Review, 1985, v. 40, II, N 2, p. 163—164.
6. Air et Cosmos, 1981, 10/I, N 842, p. 19—21.
7. Interavia Air Letter, 1982, 22/IX, N 10091, p. 7.
8. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 11/X, N 15, p. 31—32.
9. Interavia Air Letter, 1983, 5/I, N 10164, p. 9.
10. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 5/IX, N 10, p. 31—32.
11. Aircraft Engineering, 1984, v. 56, VII, N 7, p. 12.
12. Interavia Air Letter, 1985, 15/IV, N 10731, p. 1.
13. O'Loone R. New 747-400 planned for two-crew cockpit. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 6/V, N 18, p. 34.
14. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 11/VI, N 24, p. 32.
15. Flight International, 1984, v. 125, 28/I, N 3899, 263.
16. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 10/IX, N 11, p. 44.
17. Flight International, 1984, v. 125, 4/II, N 3900, p. 312.
18. Flug Revue + flugwelt international, 1980, X, N 10, S. 20, 25, 88.
19. Boeing aircraft project moves forward. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 9/XI, N 19, p. 117—119, 121.
20. Interavia Air Letter, 1982, 7/IX, N 10081, p. 2.
21. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 14/XI, N 20, p. 174, 177, 179, 181.
22. Interavia Air Letter, 1985, 8/I, N 10664, p. 5—6.
23. O'Loone R. Boeing postpones launch of 7-7 150-passenger aircraft program. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 4/II, N 5, p. 28—29.
24. Rosen C., Burger R., Sigalla A. Aeronautical technology 2000: a projection of advanced vehicle concepts. AIAA Paper N 84-2501.
25. Taggs G. An assessment of the 1990 digital/electric aircraft. AIAA Paper N 84-2740.
26. O'Loone R. Boeing plan to delay new transport promise major technological benefits. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 18/II, N 7, p. 41—43.
27. Interavia Air Letter, 1984, 17/XII, N 10655, p. 1—2.
28. Interavia Air Letter, 1984, 31/VII, N 10557, p. 8.
29. Interavia Air Letter, 1983, 1/II, N 10183, p. 1—2.
30. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 7/II, N 6, p. 30.
31. Interavia Air Letter, 1984, 2/VII, N 10536, p. 1—2.
32. Smith B. Douglas proposing 130-seat MD-80. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 15/X, N 16, p. 30—31.
33. Air et Cosmos, 1985, 12/I, N 1031, p. 15—16.
34. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 14/I, N 2, p. 31.
35. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 29/XI, N 22, p. 30.
36. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 28/II, N 9, p. 27—28.
37. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 11/VII, N 2, p. 25.
38. Interavia Air Letter, 1983, 23/VI, N 10282, p. 6.
39. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 10/IX, N 11, p. 44.
40. Flight International, 1984, v. 126, 15/IX, N 3925, p. 625.
41. Interavia Air Letter, 1983, 10/VIII, N 10315, p. A—E.
42. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 21/XI, N 21, p. 14—15.
43. O'Loone R. Douglas reviving new design studies. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 5/III, N 10, p. 35—36.
44. Morisset J. Douglas: le DC-10 n'est pas mort, vive le MD-11X. Air et Cosmos, 1984, 10/XI, N 1022, p. 16—18.
45. Smith B. McDonnell Douglas developing MD-11X as new DC-10 derivative. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 29/X, N 18, p. 36—37.
46. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 12/XI, N 20, p. 147.
47. Van't Rief R., Lewerenz W. T. Integrated technologies and the transport aircraft of the future. AIAA Paper, N 84-2447.
48. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 18/II, N 7, p. 29.
49. Interavia Air Letter, 1985, 22/II, N 10697, p. 1—2.
50. Air et Cosmos, 1985, 2/III, N 1038, p. 10.
51. Interavia Air Letter, 1982, 10/V, N 9997, p. 8.
52. Scott W. B. NASA plans laminar flow control tests. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 2/VIII, N 2, p. 75—76.
53. Mordoff K. F. NASA C-140 with laminar flow wing simulating airline service flights. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 15/IV, N 15, p. 58—59.
54. New tests of DC-10 composite stabilizer set. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 6/V, N 18, p. 94.

Референт В. В. Беляев.

ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ АЭРОСПАСЬЯЛЬ—АЭРИТАЛИЯ АTR 42 ДЛЯ МЕСТНЫХ АВИАЛИНИЙ

Совместная разработка проекта самолета нового поколения АTR 42 для местных и коротких авиалиний была начата фирмами Аэропассажаль (Франция) и Аэриталия (Италия) в июле 1980 г. на основе проведенных в 1978—1980 гг. независимых исследований проектов самолетов Аэропассажаль AS.35 и Аэриталия АIT 230, имевших близкие характеристики. Решение о начале программы самолета АTR 42 было принято в октябре 1981 г. [1]. Постройка опытного самолета началась



Рис. 1. Пассажирский самолет Аэропассажаль—Аэриталия АTR 42

в августе 1982 г. [2], а окончательная сборка в феврале 1984 г. [3]. Первый опытный пассажирский самолет Аэропассажаль—Аэриталия АTR 42 совершил первый полет в августе 1984 г. (рис. 1 и 2). Основным принципом при разработке самолета АTR 42 было достижение максимальной эксплуатационной рентабельности за счет простоты конструкции, применения современных ТВД Пратт-Уитни PW120 с лучшими технико-экономическими характеристиками, использования современных способов разработки и производства, позволяющих оптимизировать характеристики и максимально снизить вес самолета. Работа по снижению веса самолета проводилась фирмой систематически на всех этапах программы и будет продолжаться до завершения летных испытаний. Аэродинамические исследования проводились в аэродинамической трубе с использованием ЭВМ [1].

Преимуществами самолета АTR 42 являются: уменьшенный расход топлива по сравнению с самолетами предшествующего поколения; высокие характеристики на всех этапах полета; усовершенствованное бортовое оборудование; низкий уровень шума; модульная конструкция, обеспечивающая снижение расходов на техобслуживание; увеличенный по сравнению с самолетами данного класса внутренний диаметр, что позволяет разместить четыре пассажирских кресла в ряду; высокий уровень комфорта (самолет АTR 42 может совершать полеты на высотах над зоной турбулентности).

Основными конкурентами самолета АTR 42 являются самолеты нового поколения с новыми двигателями на 30—38 пассажирских мест (Эмбраер ЕМВ-120 «Бразилия» CASA — Нуртание CN.235, SAAB — Ферчайлд SF.340, Де Хэвилленд «Дэш» 8) и самолеты, разработанные на осно-

ве самолетов предыдущего поколения, рассчитанные на 50—64 пассажирских места (Фоккер F.50, Бритиш Аэропейс АТР) [2]. На рис. 3 показано распределение работ по программе самолета АTR 42. Работы по программе самолета АTR 42

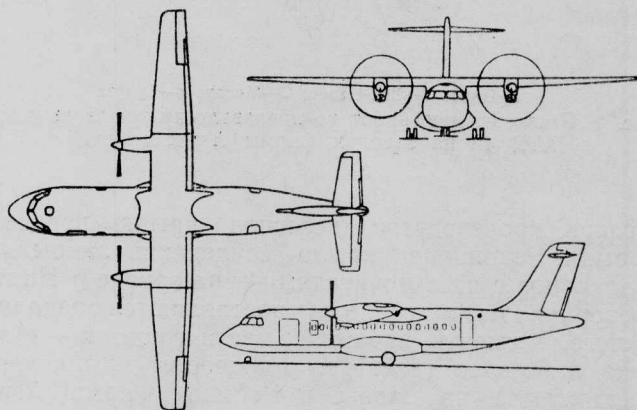
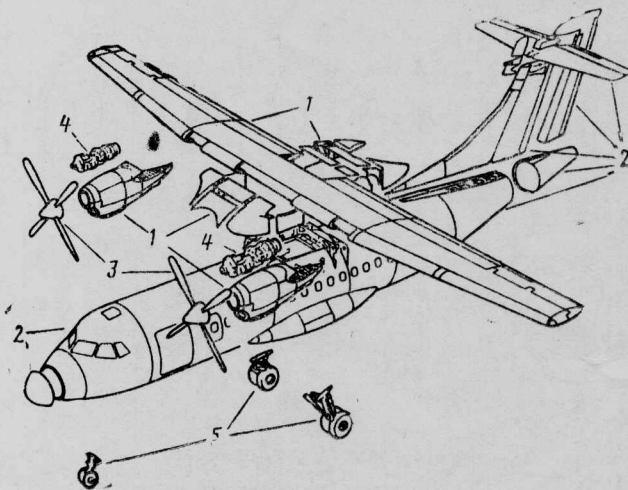


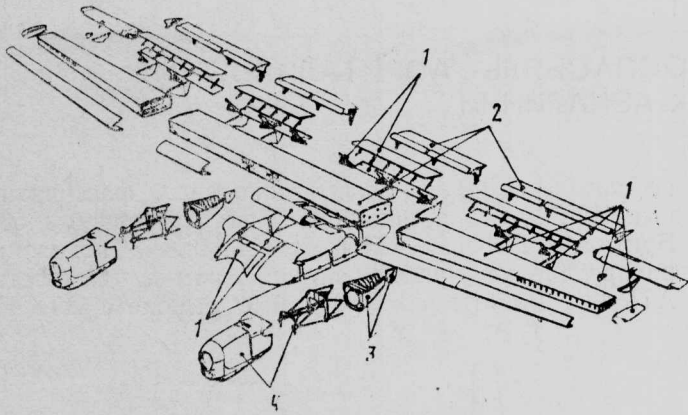
Рис. 2. Схема пассажирского самолета Аэропассажаль—Аэриталия АTR 42

распределены между фирмами Аэропассажаль и Аэриталия в соотношении 50 : 50: Фирма Аэриталия полностью осуществляет постройку фюзеляжа, хвостового оперения на заводах в Помильяно д'Арко и Каподичино. Она также ответственна за производство гидравлической системы, систем кондиционирования, управления и за оборудование пассажирской кабины. Остальной объем работ (кроме изготовления двигателей Пратт-Уитни, воздушных винтов Гамильтон Стандарт и шасси) осуществляет фирма Аэропассажаль. Детальные исследования проекта самолета также проводились фирмой Аэропассажаль. Сборка крыла и изготовление закрылков осуществляется на заводе фирмы в Сен-



1—Аэропассажаль; 2—Аэриталия; 3—Гамильтон Стандарт; 4—Пратт-Уитни; 5—Мессье-Испано-Бугатти

Рис. 3. Распределение работ по программе самолета АTR 42



1—Нант; 2—Сен-Назер; 3—Меолт; 4—Тулуза

Рис. 4. Распределение работ по производству крыла самолета ATR 42 на заводах фирмы Аэроспасьяль

Назере, производство кессонов крыла, передней кромки, законцовок крыла, сочленений закрылков и элеронов с их обтекателями — на заводе в Нанте. Моторная рама и гондолы поставляются с завода в Тулузе, элементы хвостовой части гондолы — с завода в Меолте (рис. 4). Лонжероны крыла изготавливаются на заводе в Реймсе. Фирма Аэроспасьяль ответственна также за окончательную сборку самолета и проведение летных испытаний.

Самолет ATR 42 представляет собой моноплан с высокорасположенным прямым крылом и двумя ТВД в гондолах под крылом. Конструкция планера безопасно повреждаемая. Фюзеляж типа полумонок из легкого сплава представляет собой набор силовых и несиловых элементов и панелей обшивки с продольным набором. Сечение фюзеляжа постоянное (от гермоперегородки кабины экипажа до конца пассажирской кабины) в форме двух пересекающихся окружностей: сегмент 270°

верхней окружности с диаметром 2,865 м и нижняя окружность несколько большего диаметра. Ширина пола пассажирской кабины 2,57 м, ширина центрального прохода 0,457 м, высота центрального фюзеляжа самолета ATR 42 в сравнении с самолетами для местных авиалиний на 30—50 пассажирских мест. На рис. 5 представлено сечение фюзеляжа самолета ATR 42. Фюзеляж герметизирован от кабины экипажа до заднего багажного отсека. В передней части фюзеляжа с левого борта расположена грузовая дверь размером $1,275 \times 1,53$ м, в хвостовой части — пассажирская дверь размером $0,75 \times 1,75$ м. В хвостовой части с правого борта имеется служебная дверь. Предусмотрены два аварийных выхода по одному с каждой стороны [1].

Крыло с усовершенствованным аэродинамическим профилем RA XXX 43 фирмы Аэроспасьяль [4], разработанным на основе профиля НАСА 43000. Относительная толщина профиля у корня 18%, на конце — 13% [1]. Корневая хорда равна 2,57 м, концевая — 1,41 м [4]. Крыло состоит из трех основных частей: прямоугольного центроплана и двух консолей, имеющих сужение. Угол поперечного V равен $2^\circ 30'$. Крыло двухлонжеронной конструкции [1]. Ширина центрального кессона крыла 1 м. Вес полностью оборудованного крыла 1700 кгс

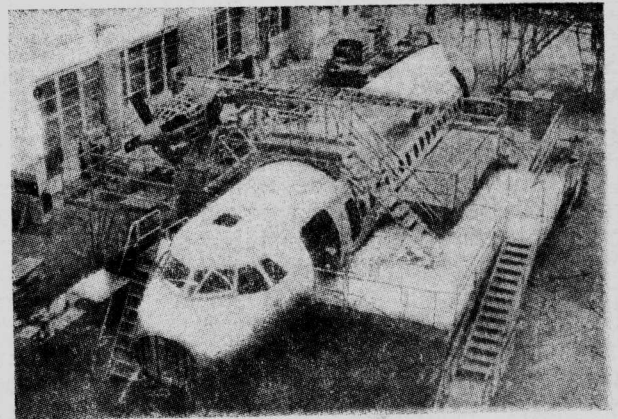
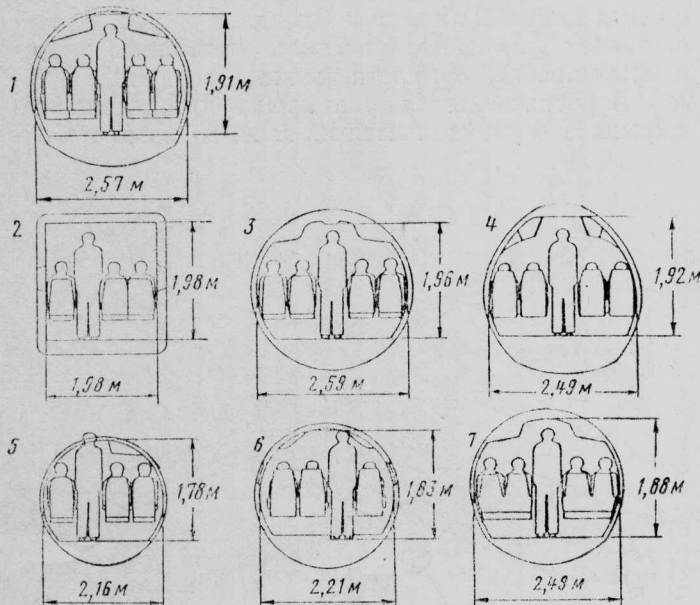


Рис. 6. Сборка фюзеляжа самолета ATR 42



1—Аэроспасьяль—Аэриталия ATR 42; 2—Шорт 360; 3—Де Хэвилленд «Дэш» 7; 4—Фоккер F.27; 5—Эмбраер EMB-120 «Бразилия»; 6—SAAB—Фэрчайлд SF.340; 7—Де Хэвилленд «Дэш» 8

Рис. 5. Сечение фюзеляжа самолета ATR 42 в сравнении с самолетами для местных авиалиний на 30—50 пассажирских мест

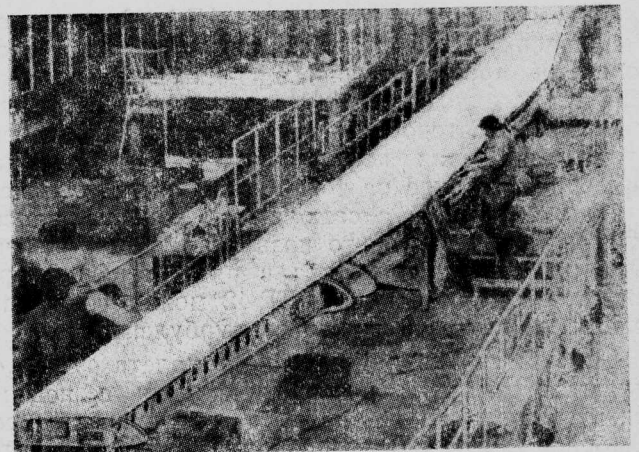
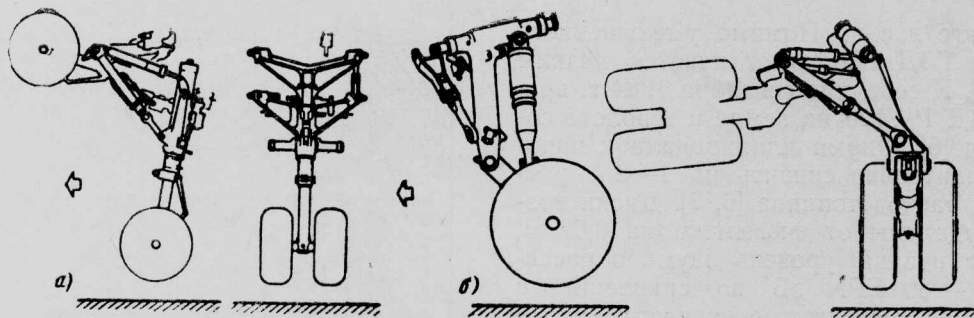


Рис. 7. Сборка крыла самолета ATR 42



а—носовая стойка; б—основная стойка
Рис. 8. Схема шасси самолета ATR 42

[3]. На рис. 7 показан процесс сборки крыла самолета ATR 42.

Шасси трехстоечное, убирающееся, с гидравлическим приводом (рис. 8). Изготовлено фирмой Мессье-Испано—Бугатти совместно с итальянскими фирмами Маньяги и Нарди. Носовая стойка с встроенным амортизатором и спаренными колесами убирается вперед. Основные стойки с рычажной подвеской и независимым амортизатором, со спаренными колесами убираются в обтекатели под фюзеляжем. Колеса основных стоек шасси имеют дисковые тормоза фирмы Гудьир и автоматы торможения. Давление в пневматиках $7,14 \text{ кгс/см}^2$. В настоящее время предусматривается установка пневматиков более низкого давления. Колея шасси $4,10 \text{ м}$, база шасси $8,78 \text{ м}$.

Хвостовое оперение Т-образное, состоит из стреловидного вертикального киля с рулем направления и прямого стабилизатора с рулями высоты. Горизонтальное оперение смещено на $0,8 \text{ м}$ вниз. Размеры горизонтального оперения относительно небольшие (размах стабилизатора $7,31 \text{ м}$), что не допускает попадания оперения в спутную струю винтов и обеспечивает общее снижение веса самолета. По сравнению с первоначальным проектом

увеличена площадь основания вертикального оперения, по передней кромке имеются два излома [1].

Силовая установка состоит из двух ТВД Пратт-Уитни PW120 (рис. 9) мощностью по 1800 л. с. Фирмы Аэроспасьаль и Аэриталия объявили о выборе этих двигателей в июне 1981 г. [4]. На самолете установлены четырехлопастные воздушные винты Гамильтон Стандарт SF.14 (диаметр винта $3,96 \text{ м}$). Лопасть винта состоит из лонжерона из алюминиевого сплава, заполнителя из пеноуретана и обшивки из стекловолкна. Имеется противокоррозионное покрытие с добавками никеля и электротепловая противообледенительная защита. Скорость вращения винта 1200 об/мин , скорость на концах винта достигает 811 м/с . Профиль винта HS-1. Вес винтов 154 кг . До отправки на завод в Тулузу фирма Пратт-Уитни оф Канада провела испытания воздушного винта объемом $30\,000 \text{ ч}$.

При использовании одного из двигателей в качестве ВСУ на стоянке привод винта отключается. Сухой вес двигателя 418 кг . Длина $2,133 \text{ м}$, ширина $0,541 \text{ м}$, высота $0,817 \text{ м}$. Степень повышения давления 15 , температура перед турбиной 1214°C . Удельный расход топлива ТВД PW120 при взлете $0,22 \text{ кгс/л. с.}\cdot\text{ч}$, при максимальной крейсерской

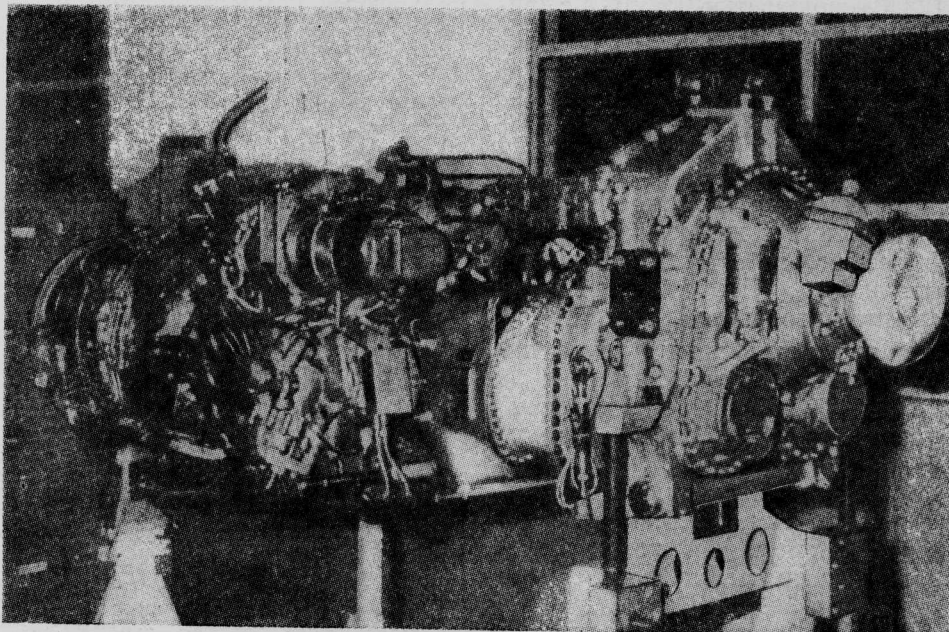


Рис. 9. ТВД Пратт-Уитни PW120 (мощность 1800 л. с.)

мощности 0,233 кгс/л.с.ч. Помимо уменьшенного расхода топлива ТВД PW120 отличается низким уровнем шума [5]. К середине сентября 1984 г. время наработки ТВД PW120 на земле и в полете составляло 11 000 ч [6]. Фирма планировала к началу 1985 г. дополнительно снизить на 1—2% расчетный удельный расход топлива [6, 7]. Диски воздушных винтов удалены от фюзеляжа на 0,82 м, что обеспечивает низкий уровень шума в пассажирской кабине — 80 EPN дБ по сравнению с 85—88 EPN дБ на самолетах с существующими ТВД. Оси гондол двигателей находятся на расстоянии 4,05 м от продольной оси самолета. Гондолы имеют три большие металлические створки, открывающиеся куполообразно для обеспечения доступа к двигателю [1]. Рама гондолы выполнена из титана [8].

Топливо размещается в двух топливных баках-отсеках в кессоне консолей крыла. Общая емкость баков 5700 л. Заправка топливом осуществляется под давлением через заправочную горловину на нижней поверхности правой консоли крыла и самоотком через горловину на верхней поверхности крыла.

Для управления по крену имеются элероны. Управление ручное, без сервоприводов. Каждый элерон снабжен триммером с электроприводом. Большая площадь элеронов обеспечивает эффективное поперечное управление на малых высотах. Продольное управление осуществляется с помощью рулей высоты. Для путевого управления служит руль направления. Отклонение рулей осуществляется с помощью электроприводов.

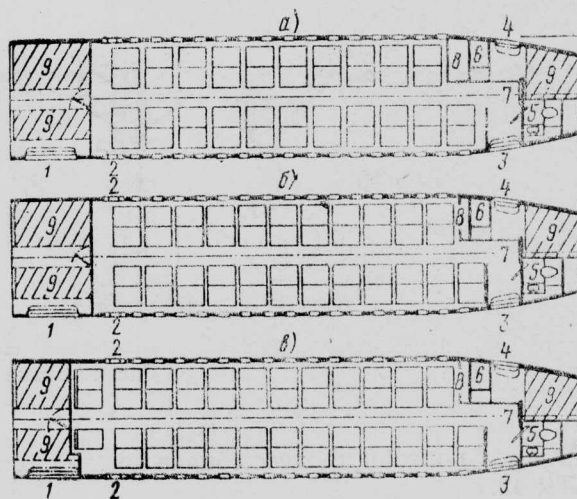
Механизация крыла состоит из четырех двухшелевых закрылков (угол отклонения при посадке 55°): два на центроплане по всей задней кромке и два на концах крыла перед элеронами.

Гидравлическая система состоит из двух независимых подсистем (каждая имеет электронасос) и служит для привода шасси, управления закрылками, носовой стойкой и тормозами колес. Электрическая система имеет два стартера-генератора постоянного тока (28 В) мощностью 12 кВт. А с приводом от двигателей, два трехфазных генератора переменного тока (115/220 В) мощностью 20 кВт. А также с приводом от двигателей, одну никель-кадмиевую аккумуляторную батарею и два инвертора однофазного переменного тока напряжением 26 и 115 В.

Противообледенительная система носков крыла, горизонтального оперения и воздухозаборников двигателей пневматическая фирмы Клебер-Коломб. Остекление кабины экипажа, ПВД и датчик угла атаки имеют систему электрообогрева.

Система кондиционирования фирмы Гаррет питается воздухом от двигателей обеспечивает в кабине максимальное избыточное давление 0,418 кгс/см², что соответствует давлению на высоте 2000 м при полете на высоте 7600 м. Системы самолета разработаны с учетом следующих требований: высокая степень надежности, широкое использование цифровой электронной техники, доступность, минимальные затраты на техобслуживание.

Фирмы Аэроспасьяль и Аэриталия предлагают три варианта компоновки пассажирской кабины самолета ATR 42: на 42, 46 и 49 пассажирских мест



а—42 кресла, расстояние между рядами 0,81 м; б—46 кресел, расстояние между рядами 0,76 м; в—49 кресел, расстояние между рядами 0,76 м
1—грузовая дверь; 2—аварийный выход; 3—пассажирская дверь; 4—служебная дверь; 5—туалет; 6—кухня; 7—место бортипроводника; 8—гардероб; 9—багажный отсек

Рис. 10. Варианты компоновки пассажирской кабины самолета ATR 42

(рис. 10). По уровню комфорта пассажиров самолет ATR 42 соответствует находящимся в эксплуатации реактивным самолетам. К настоящему времени большинство авиакомпаний проявляют интерес к компоновкам на 46 и 49 пассажирских мест при расстоянии между рядами 0,76 м. В варианте на 49 мест установка дополнительных кресел осуществляется за счет переноса вперед передней гермоперегородки. При этом уменьшается с 5,8 до 3,5 м³ объем переднего багажного отсека. В варианте на 42 пассажирских места расстояние между рядами кресел 0,81 м. В ряду установлено четыре кресла: по два с каждой стороны (рис. 11). Вес исследуемого фирмой Socca спаренного пассажирского кресла со стандартным оборудованием 10,95 кгс, вес отделочного материала 260 гс/м² [1].

В конструкции самолета ATR 42 широко используются композиционные материалы (рис. 12):

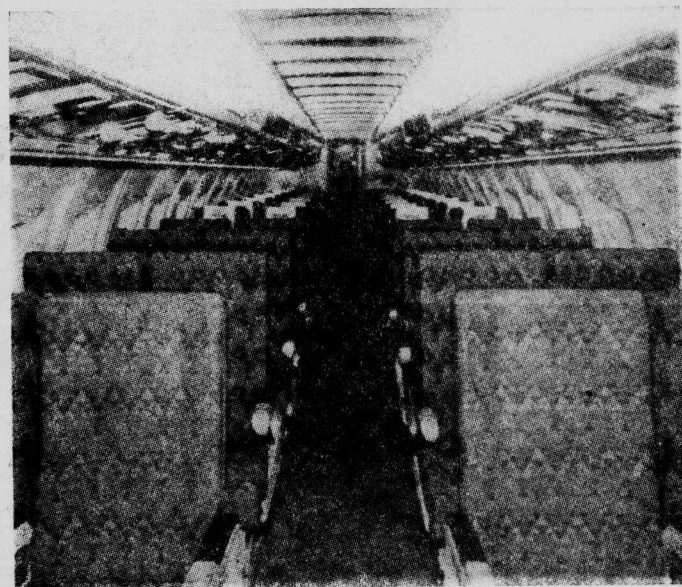
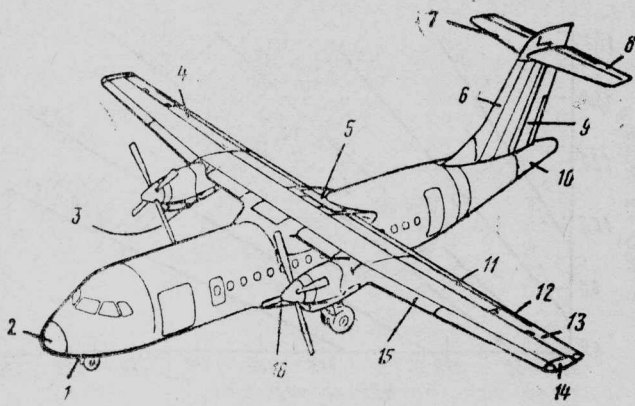


Рис. 11. Общий вид пассажирской кабины



1—носовая стойка шасси; 2—обтекатель антенны РЛС; 3—панели обшивки гондол; 4—задняя кромка; 5—зализы стыка крыла с фюзеляжем; 6—носок кия; 7—носок стабилизатора; 8—руль высоты; 9—руль направления; 10—хвостовой конус-обтекатель; 11—закрылки; 12—обтекатели шарниров закрылков; 13—элероны; 14—обтекатели законцовок крыла; 15—носок крыла; 16—обтекатели и створки основных стоек шасси

Рис. 12. Использование композиционных материалов в конструкции самолета ATR 42

обтекатель антенны РЛС фирмы Сперри, створки носовой стойки шасси, обтекатели основных стоек шасси, хвостовой конус-обтекатель, панели обшивки гондол двигателей, носок крыла, зализы стыка крыла с фюзеляжем, обтекатели шарниров закрылков выполняются из кевларопластика и имеют сотовую конструкцию с наполнителем из материала номекс. Рули высоты, руль направления, закрылки изготовлены из композиционного материала на основе волокон углерода и эпоксидной смолы; задняя кромка крыла из кевларопластика и мате-

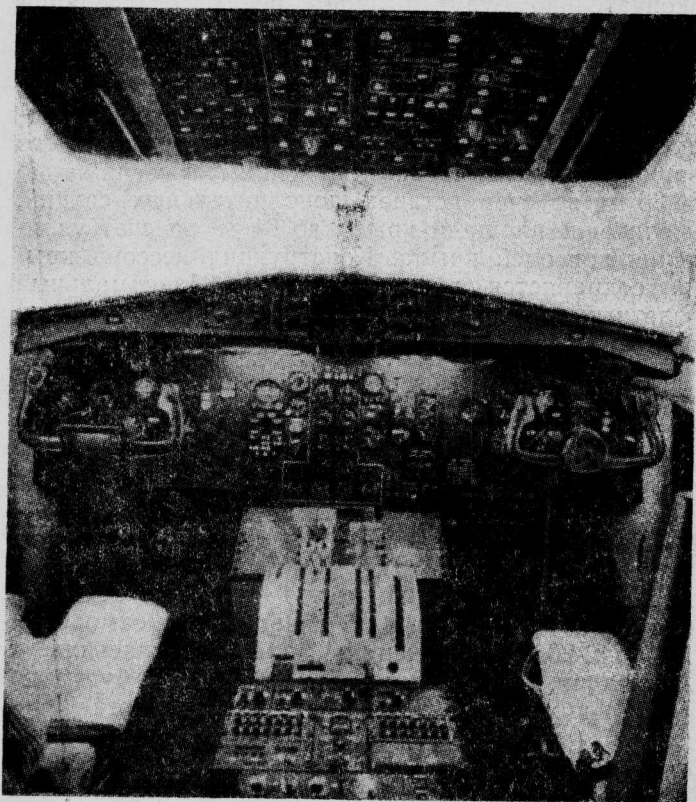


Рис. 13. Кабина экипажа самолета ATR 42

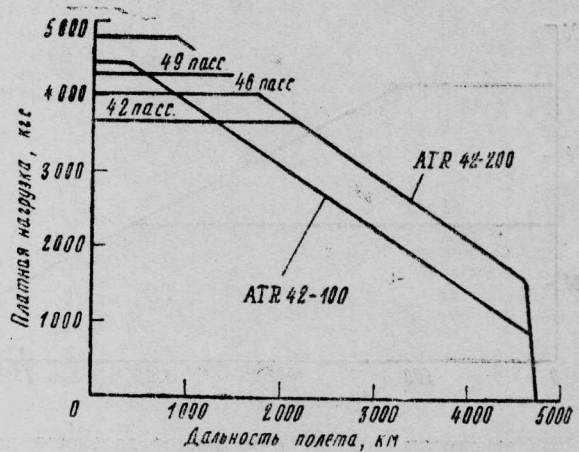


Рис. 14. Зависимость платной нагрузки от дальности полета самолета ATR 42 (крейсерский полет в условиях МСА, резервы топлива для отклонения от маршрута на расстоянии 160 км и ожидания посадки на крейсерском режиме в течение 45 мин)

риала номекс с элементами жесткости из углепластика. В конструкции форкиля используются кевларопластик и сотовая конструкция с наполнителем из материала номекс, а также стеклопластик и материал номекс. Секция носка кия (на уровне 2/3 высоты кия), являющаяся, вероятно, обтекателем антенны, выполнена из стеклопластика и материала номекс. Элероны монолитной конструкции из углепластика. В отделке пассажирской кабины используется кевларопластик и фенопласт [1, 2].

Разработка кабины экипажа осуществлялась с учетом последних технических достижений и требований будущих заказчиков самолета. Для обеспечения комфорта членов экипажа учитывались такие факторы, как конструкция кресел, освещение, вентиляция, внешний обзор и низкий уровень шума. Компоновка кабины экипажа разработана по принципу FFCC (Forward Facing Cockpit Concept) и рассчитана на двух пилотов (рис. 13) (может также устанавливаться третье кресло для наблюдателя).

Основными принципами при выборе приборного оборудования были надежность, простота обслуживания и возможности последующего развития. Поставщиком приборного оборудования является фирма Сперри. Кабина экипажа стандартного варианта самолета оборудована обычными электромеханическими приборами. По желанию заказчика возможна установка комплекса пилотажно-навигационных электронных приборов EFIS на четырех цветных ЭЛТ, включающего два электронных директорных авиагоризонта и два электронных дисплея обстановки в горизонтальной плоскости. Бортовое оборудование самолета ATR 42 позволяет совершать автоматическую посадку в метеоусловиях категории II [9]. На рис. 14 представлен график зависимости платной нагрузки от дальности полета самолета ATR 42.

Первый полет первого опытного самолета ATR 42, состоявшийся 16 августа 1984 г. (на три недели раньше установленного графика), продолжался 2 ч 42 мин. В полете была проверена работа бортовых систем и определены характеристики управляемости самолета. Большую часть времени

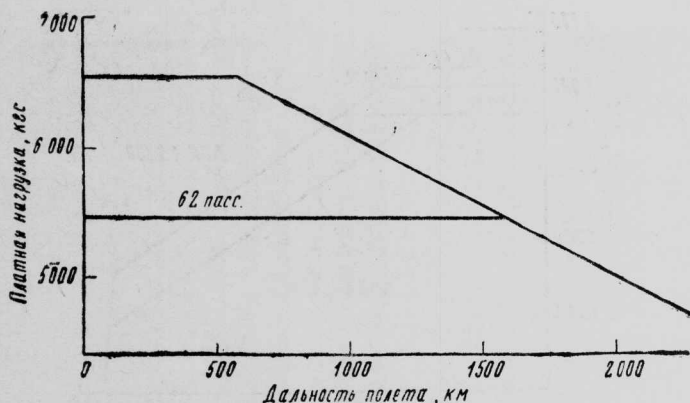


Рис. 15. Зависимость платной нагрузки от дальности полета самолета ATR ST (вес одного пассажира 88 кгс)

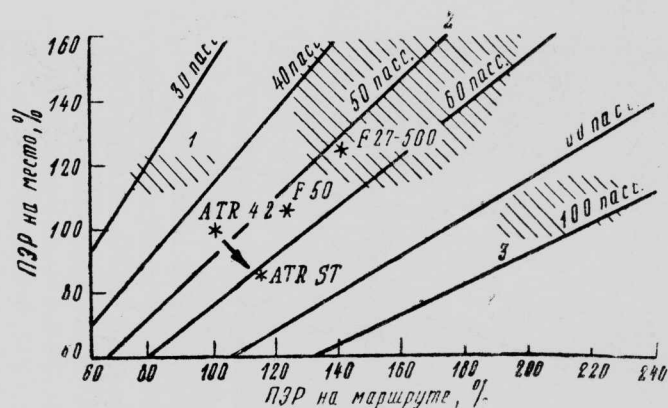
полет выполнялся на режиме малых скоростей, имитировался полет с одним неработающим двигателем при закрылках, отклоненных на 10° и 30° . Максимальная высота полета составила 6100 м, максимальная скорость 500 км/ч [10]. Взлетный вес самолета равнялся 15 тс, из которых 3,25 тс приходилось на испытательное оборудование [11]. В программе летных испытаний опытный самолет № 1 используется для оценки системы управления самолетом, исследования области полетных режимов, усовершенствования аэродинамической формы и проверки работы силовой установки.

Второй опытный самолет, первый полет которого состоялся в конце октября 1984 г., предназначен для проверки работы систем самолета [12]. К марту 1985 г. два опытных самолета ATR 42 налетали 430 ч. Начались сертификационные полеты самолета [13]. Средний месячный темп летных испытаний 40 ч вместо запланированных 35 ч [14].

Третий опытный самолет ATR 42, первый полет которого состоялся в мае 1985 г., будет использоваться для испытания системы кондиционирования воздуха и измерения уровней шума [10]. Опытный самолет № 3 будет иметь полностью оборудованную пассажирскую кабину и будет первым поставляемым самолетом [12]. Запланированный объем летных испытаний 1000 ч [14]. На заводе фирмы Аэроспасьяль в Тулузе проводятся статические испытания четвертого планера самолета [12], которые будут продолжаться до октября 1985 г. [3]. Усталостные испытания пятого планера осуществляет фирма Аэриталия [12].

Сертификация самолета ATR 42 намечена на третий квартал 1985 г. [2, 15]. Первоначально месячный темп производства (до выпуска самолетов № 43 или 44) составит три самолета с последующим увеличением до четырех (к моменту постройки самолета № 100). При наличии спроса возможно увеличение темпа производства до шести самолетов в месяц. Стоимость программы разработки самолета 250 млн. долл. Безубыточность производства будет достигнута при продаже 350 самолетов [12]. Цена самолета ATR 42 6,6 млн. долл. [16]. К началу марта 1985 г. получены твердые заказы на 50 самолетов от 13 авиакомпаний и зарезервированные на 30 самолетов ATR 42 [13].

Самолет ATR 42 является первым из семейства самолетов, которое предполагают разработать фирмы Аэроспасьяль и Аэриталия. С июня 1984 г.



1—турбовинтовые самолеты нового поколения; 2—турбовинтовые самолеты старого поколения; 3—турбореактивные самолеты малой пассажироместности

Рис. 16. Сравнение ПЭР самолетов Аэроспасьяль — Аэриталия ATR 42 и ATR ST и некоторых двухдвигательных турбовинтовых и турбореактивных самолетов на 80—100 пассажирских мест (расстояние между рядами кресел 0,76 м; маршрут 370 км) (по оценкам фирмы Аэроспасьяль)

фирмы начали предварительные исследования проекта самолета ATR ST с увеличенной длиной фюзеляжа, включающие испытания в аэродинамических трубах [16]. Исследования проекта предполагалось завершить до конца 1984 г. [12]. Решение о начале производства нового варианта самолета предполагалось принять весной 1985 г., после решения фирм не вносить существенных изменений в проект исходного варианта и после получения первых результатов прочностных испытаний [16]. Начало поставок предполагается в 1988—1989 гг. Самолет ATR ST* рассчитан на перевозку 60—66 пассажиров. Характеристики самолета ATR ST окончательно будут выбраны после согласования их в 1985 г. с авиакомпаниями — потенциальными первыми заказчиками нового самолета и будут зависеть от результатов усталостных и летных испытаний исходного варианта [12]. Основными отличиями нового самолета ATR ST от исходного варианта будут увеличение длины фюзеляжа до 26,36 м за счет вставок дополнительных секций, увеличение площади крыла до 61 м^2 за счет удлинения консолей крыла. Конструкция кессона крыла сохраняется прежней [6, 12]. Максимальный взлетный вес возрастет до 18 тс, крейсерская скорость до 545 км/ч [16]. На самолете ATR ST будут установлены два ТВД Пратт-Уитни PW124 мощностью по 2400 л. с. Программа ТВД PW124 начата в июне 1982 г., получение сертификата ожидается в 1985 г. [5]. На исследования проекта самолета ATR ST фирмы ассигновали 1 млн. долл. [12].

На рис. 15 представлен график зависимости платной нагрузки от дальности полета самолета ATR ST. ПЭР на одно место варианта ATR ST будут на 15% меньше по сравнению с самолетом ATR 42-200. По мнению фирм Аэроспасьяль и Аэриталия, у самолета ATR ST ПЭР будут на ~20% ниже, чем у однотипного самолета Фоккер 50 (рис. 16) [17]. Фирмы также проводят исследования проектов грузового варианта ATR 42F

* Весной 1985 г. самолет получил обозначение ATR 72. Прим. ред.

с усиленной конструкцией пола и дверью для выгрузки парашютного десанта, военно-транспортного варианта с откидной грузовой рампой [6, 12] и морского патрульного самолета АТМ 42S [18].

Военно-транспортный вариант получил обозначение АТМ 42. Самолет в основном сохранил размеры исходного самолета АТМ 42, за исключением длины самолета, уменьшенной с 22,69 до 22,20 м путем изъятия хвостового конуса. За счет расширения фюзеляжа в зоне грузовой рампы несколько увеличивается входное сечение. Площадь крыла 54,5 м², относительное удлинение 11. Кабина самолета АТМ 42 (длиной без учета грузовой рампы 11 м, шириной 2,26—2,57 м и высотой 1,91 м) рассчитывается на перевозку: трех поддонов типа LCT 0.10 (размером 1,78×2,74 м; объем поддона 7 м³); четырех контейнеров типа LD3 (объем контейнера 4,2 м³); двух автомобилей типа VLTT «Пежо»; вертолета «Газель» в частично разобранном виде; ТРД М.53 на передвижной платформе; минометов калибром 120 мм; 50 военнослужащих с вооружением.

Характеристика военно-транспортного варианта АТМ 42

Максимальный взлетный вес	16 150 кгс
Вес пустого снаряженного самолета	9 670 "
Максимальный вес без топлива	14 500 "
Максимальная платная нагрузка	4 830 "
Вес топлива	4 500 "
Максимальный посадочный вес	15 500 "
Крейсерская скорость на высоте 4570 м, условия МСА, при 95% максимального веса	480 км/ч
Потолок	620 м
Дальность полета:	
с грузом весом 2 тс	4 400 км
с грузом весом 3,5 тс	2 800 "
с грузом весом 4,25 тс	1 850 "
перегоночная	5 200 "

Начались предварительные испытания модели самолета АТМ 42 в аэродинамической трубе в авиационном научно-испытательном центре в Тулузе (СЕАТ) с целью оптимизации общей конфигурации хвостовой части фюзеляжа, значительно отличающейся от самолета АТМ 42. На основании первых полученных результатов ожидается, что увеличение лобового сопротивления будет сведено к минимуму, крейсерская скорость уменьшится незначительно. Первый полет самолета АТМ 42 планируется на 1988 г. Поставки первых самолетов могут начаться в 1989 г. Потенциальный рынок оценивается в несколько сот самолетов, что оправдывает начало производства этого варианта самолета [13].

На основе пассажирского самолета АТМ 42-200 фирма Аэроспасьяль разрабатывает морской патрульный самолет АТМ 42S. Модель самолета АТМ 42S была представлена на девятой морской выставке в Париже в октябре 1984 г. Самолет АТМ 42S отличается от исходного самолета использованием следующего дополнительного оборудования: поисковая РЛС («Варан» фирмы Томсон-CSF или ORB 32 фирмы Омера); станция обнаружения РЛС; навигационная система «Омега»; навигационный вычислитель; военные системы радиосвязи и навигации (система «Такан», система опознавания «свой—чужой», УКВ аппаратура). Возможна установка на самолете бортовой системы переднего обзора или телевизионной системы, работающей при низкой освещенности, противокорабельных ракет.

Характеристика самолета АТМ 42S [18, 19]

Максимальный взлетный вес	15 750 кгс
Вес пустого самолета	11 030 "
Запас топлива	4 500 "
Максимальный посадочный вес	15 500 "
Средний расход топлива	450 кгс/ч
Продолжительность патрулирования на удалении	
370 км	7 ч 20 мин
1850 км	1 ч 20 мин
вблизи базы	9 ч
Сбалансированная взлетная дистанция при максимальном весе	1 080 м
Посадочная дистанция при максимальном весе	960 "

Потенциальный мировой рынок самолетов в классе на 20—70 пассажирских мест оценивается к 2000 г. в 3300 самолетов в пассажирском варианте и 700 самолетов в военном и грузовом вариантах. Ожидается, что 30% рынка будет приходиться на США, 18% — на страны Европы и 52% — на остальные страны мира. Фирмы Аэриталия и Аэроспасьяль предполагают продать 400—500 самолетов АТМ 42 в основном варианте и 500—600 самолетов с увеличенной длиной фюзеляжа, грузовых и военных вариантов [12, 2, 6].

Характеристика самолета Аэроспасьяль-Аэриталия АТМ 42 [1, 4, 7, 12, 20]

	АТМ 42-100	АТМ 42-200
Длина самолета, м	22,69	
Размах крыла, м	24,57	
Высота самолета, м	7,59	
Длина фюзеляжа, м	22,11	
Диаметр фюзеляжа, м	2,86	
Площадь крыла, м ²	54,5	
Относительное удлинение крыла	11,08	
Площадь горизонтального оперения, м ²	10,3	
Площадь вертикального оперения, м ²	12,5	
Размеры пассажирской кабины:		
длина (с учетом багажного отсека), м	13,87	
максимальная ширина, м	2,57	
высота, м	1,91	
объем, м ³	44,8	
Число пассажирских мест	42	46—49
Весы и нагрузки (максимальные):		
взлетный вес, кгс	14 900	15 750
вес снаряженного самолета, кгс	9 480	9 620
вес топлива, кгс	4 500	4 500
платная нагрузка, кгс	5 020	4 000—4 810
вес самолета без топлива, кгс	14 500	14 500
посадочный вес, кгс	14 900	15 500
расход топлива при полете на расстояние 370 км, условия МСА, кгс		440
Удельные нагрузки:		
на крыло, кгс/м ²	273,3	288,9
на мощность, кгс/л. с.	4,14	4,37

	ATR 42-100	ATR 42-200
Летные данные:		
максимальная эксплуатационная скорость, км/ч	463 (M=0,55)	463 (M=0,55)
максимальная крейсерская скорость на высоте 6095 м, км/ч	511	515
крейсерский потолок, м	7 620	7 620
потолок с одним работающим двигателем (при 97% максимального веса и в условиях МСА+10°C), м	3 900	3 505
максимальная скороподъемность (на уровне моря), м/с	9,5	9,5
дальность полета, км	1 300*	1 760**
взлетная дистанция при максимальном взлетном весе, условия МСА, м	960	1 080
посадочная дистанция при максимальном посадочном весе, условия МСА, м	920	960

* Или полет с тремя промежуточными посадками через 185 км без заправки топливом.

** Или полет с пятью промежуточными посадками через 185 км без заправки топливом.

1. Leclerc J.-M. Aerospatiale-Aeritalia ATR 42: description technique. Aviation Magazine, 1984, 15/IX, N 880, p. 36—37, 39—41.
2. Avions de Transport Régional: information note.
3. Air et Cosmos, 1984, 4/II, N 987, p. 13—14.
4. Jane's All the World's Aircraft, 1983—1984, p. 106—107.
5. Valignat J.-J. PW120: les enchères s'ouvrent à 2000ch. Aviation Magazine, 1984, 15/IX, N 880, p. 43, 45.
6. Aviation Magazine, 1984, 15/IX, N 880, p. 34—35.
7. Morisset J. Toulouse: l'ATR-42 commence ses essais. Air et Cosmos, 1984, 30/VI, N 1008, p. 22—25.
8. Morisset J. et Noye R. L'ATR 42 tiendra ses promesses. Air et Cosmos, 1983, 12/III, N 945, p. 16—20.
9. Leclerc J.-M. Le cockpit de l'ATR 42 comment créer une bonne ambiance? Aviation Magazine, 1984, 15/IX, N 880, p. 47.
10. Interavia Air Letter, 1984, 17/VIII, N 10569, p. 5.
11. Air et Cosmos, 1984, 25/VIII, N 1011, p. 25.
12. Feazel M. ATR 42 tests confirming design goals. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 10/IX, N 11, p. 87, 89, 90.
13. Air et Cosmos, 1985, 9/III, N 1039, p. 11—13.
14. Air et Cosmos, 1984, 1/XII, N 1025, p. 15.
15. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 27/VIII, N 9, p. 31.
16. Air et Cosmos, 1984, 7/VII, N 1009, p. 16—17.
17. Interavia Air Letter, 1984, 16/II, N 10445, p. 1.
18. Interavia Air Letter, 1984, 27/XI, N 10640, p. 4—5.
19. Air et Cosmos, 1984, 27/X, N 1020, p. 24.
20. Aviation Magazine, 1984, 15/VII, N 878, p. 14—15.

Референт *Н. Н. Зайцева*.
Редактор *В. В. Беляев*.

«ТИ», ЦАГИ, 1985, № 16, 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 *Л. Д. Курдюкова*

Слано в набор 26.07.85.

Подписано в печать 14.10.85.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 1,75.

Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4,34.

Тираж 3099 экз.

Цена 75 коп.

