

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Современные и будущие легкие транспортные самолеты для местных авиалиний	1
Транспортные самолеты 1990-х годов для авиалиний малой протяженности	13
Перспективы применения винтовентиляторной силовой установки на будущих самолетах малой и средней дальности	27
Проект перспективного административного самолета VATLIT 1985	33

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.735.33—48

СОВРЕМЕННЫЕ И БУДУЩИЕ ЛЕГКИЕ ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ ДЛЯ МЕСТНЫХ АВИАЛИНИЙ

Зарубежные авиакомпании, обслуживающие местные авиалинии, часто используют самолеты, не отвечающие всем требованиям особых условий эксплуатации, поэтому в настоящее время ряд авиационных фирм США и других стран разрабатывает проекты легких транспортных самолетов 1990-х годов с повышенными технико-экономическими характеристиками.

Три четверти самолетов авиакомпаний США, обслуживающих местные линии, реактивные и способны перевозить более 100 пассажиров. По сведениям на февраль 1980 г., в США на маршрутах длиной менее 805 км транспортные самолеты расходовали 23% всего потребляемого гражданской авиацией топлива, а на маршрутах длиной от 805 до 1610 км — также 23%. На двухдвигательные самолеты Боинг 737, Макдоннелл-Дуглас DC-9 и БАК.111 и трехдвигательные Боинг 727 приходилось более 54% расходуемого топлива. На маршрутах короче 805 км указанные самолеты израсходовали более 87% всего топлива, приходящегося на короткие маршруты.

Однако реактивные самолеты на коротких маршрутах недостаточно экономичны (рис. 1). Резкое повышение цен на реактивное топливо привело к тому, что доля соответствующих затрат в прямых эксплуатационных расходах (ПЭР) возросла для самолета Боинг 727-200 с 25% в 1973 г. до 40% в 1978 г. и превысила 50% в 1979 г.

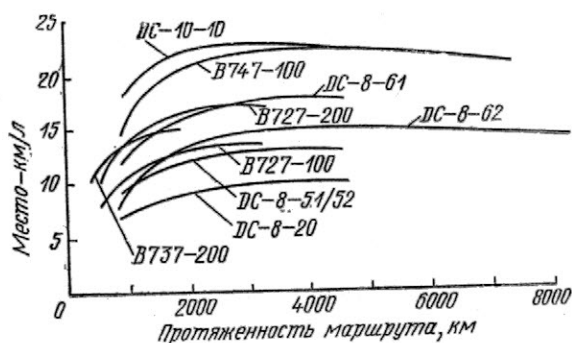
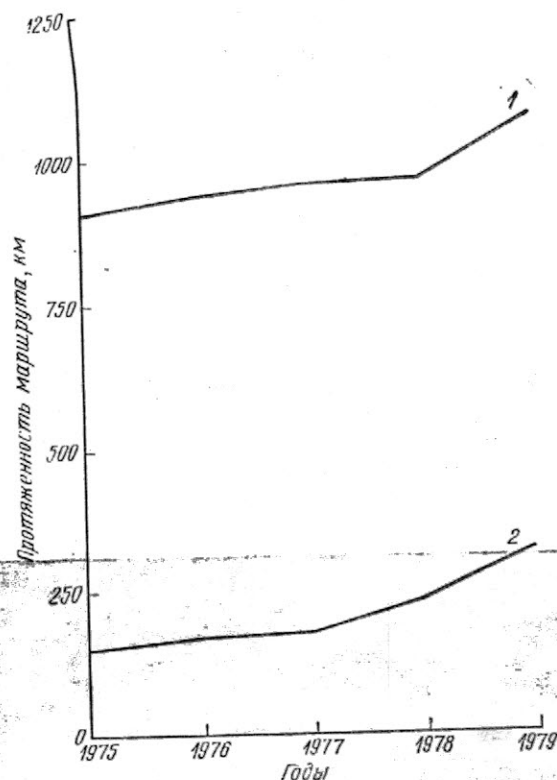


Рис. 1. Зависимость топливной эффективности (производительности в место-км на 1 литр расходуемого топлива) различных самолетов от протяженности маршрута

Стремление авиакомпаний повысить экономические показатели транспортной авиации привело к увеличению средней длины маршрутов (рис. 2), особенно после принятия в 1978 г. решения о расширении ряда прав авиакомпаний, в частности в выборе маршрутов. Крупные авиакомпании захватили более выгодные дальние маршруты, авиакомпании местных авиалиний также резко активизировали свою деятельность. В 1979 г. на местных авиалиниях США было перевезено на 26,7% больше пассажиров и на 1,83% больше грузов, чем в предшествующем году. Состав парка самолетов местных авиалиний США представлен на рис. 3.

Все больше пассажиров стало пользоваться самолетами с ТВД, менее технически совершенными



1 — магистральные авиалинии; 2 — местные авиалинии

Рис. 2. Увеличение средней протяженности маршрута самолетов авиакомпаний США

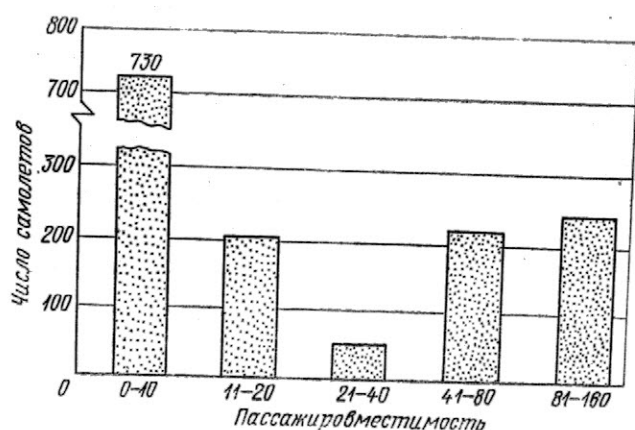


Рис. 3. Численность парка самолетов, эксплуатирувавшихся на местных авиалиниях США в 1976 г.

и менее комфортабельными, чем самолеты с ТРДД, но расходующими на 15—20% меньше топлива на место-км на коротких маршрутах. Это стимулировало работы авиационных фирм в области легких транспортных самолетов следующего поколения для удовлетворения потребностей авиакомпаний [1].

Возрос спрос на новые самолеты для местных авиалиний: на 19 пассажирских мест, на 50 мест для маршрутов с большим пассажиропотоком и особенно на 21—40 мест. Прогнозы сбыта легких транспортных самолетов для местных авиалиний представлены в табл. 1 [2, 3].

Таблица 1
Прогнозы сбыта самолетов для местных авиалиний в 1980—2000 гг.

Число пассажирских мест	Число самолетов			Стоимость самолетов, млрд. долл. 1980 г.
	США	другие страны	всего	
15—19	1050	1137	2187	3,065
20—40	898	1098	1996	6,895
41—60	425	790	1215	6,685
Итого	2373	3025	5398	16,645

Ряд зарубежных авиакомпаний разрабатывает в настоящее время новые самолеты на 19—40 пассажирских мест. Одни самолеты представляют собой варианты существующих моделей, другие — самолеты новой конструкции.



Рис. 4. Модель самолета Шорт 360

Самолеты нового поколения для местных авиалиний имеют улучшенные характеристики и стоят дороже. Если в 1977 г. стоимость легкого транспортного самолета составляла 50 000—60 000 долл. на одно пассажирское место, то новые самолеты будут стоить 100 000—120 000 долл./место. Однако их более высокие производительность и топливная экономичность должны скомпенсировать это удорожание. Новые самолеты должны быть способны совершать более крутой набор высоты и снижаться по более крутым глиссадам, совершать несколько промежуточных посадок без дозаправки топливом, иметь большую крейсерскую скорость, малое время подготовки к очередному полету, улучшенные показатели технического обслуживания. Повышенные требования предъявляются к комфорту пассажиров.

Некоторые характеристики зарубежных самолетов для местных авиалиний приведены в табл. 2 [3].

Английская фирма Шорт может предложить свой самолет 360 (рис. 4) раньше, чем конкуренты. Он разработан на основе известного самолета Шорт 330 и имеет удлиненный фюзеляж, новые оперение и силовую установку. Два ТВД РТ6А-65R мощностью по 1294 л. с. оснащены новыми четырехлопастными воздушными винтами Даути-Ротол. В расчете на одно пассажирское место этот самолет будет дешевле других более сложных самолетов.

Новые двигатели имеют на 5% меньший удельный расход, чем двигатели исходного самолета. Фирма считает, что негерметизированный фюзеляж прямоугольного сечения будет приемлем для пассажиров на коротких маршрутах. Первый полет самолета намечен на декабрь 1981 г., сертификация должна завершиться в конце 1982 г. Самолет Шорт 360 будет отвечать американским нормам FAR 25, уровень шума на местности должен быть значительно ниже требований FAR 36 [3, 4].

Первый американский самолет для местных авиалиний на 30—40 мест с герметизированным фюзеляжем Гольфстрим Америкен GI-C «Комьютер» был сертифицирован в 1980 г. Этот самолет является вариантом административного самолета Грумман «Гольфстрим» 1, производство которого перешло к фирме Гольфстрим Америкен. На самолете сохранена силовая установка из двух ТРД «Дарт» Mk.529 мощностью на валу 2210 л. с., обеспечивающих крейсерскую скорость 575 км/ч. Дальность полета с максимальной платной нагрузкой составляет 960 км, максимальный взлетный вес самолета 16 330 кгс [3].

В 1977 г. бразильская авиационная фирма Эмбраер начала работы по новому самолету для местных авиалиний, отвечающему требованиям FAR 25 и нормам по шуму FAR 36. Первый полет нового самолета EMB-120 «Бразилия» (рис. 5) должен состояться в июне 1982 г., сертификацию намечено завершить в 1984 г. Этот самолет, самый легкий из новых самолетов рассматриваемого класса, будет оснащен двумя ТВД РТ7А-1 мощностью по 1500 л. с. с четырехлопастными воздушными винтами Гамильтон Стандарт 14RF диаметром 3,2 м, имеющими металлический лонжерон и композиционную обшивку. Взлетный вес самолета 9600 кгс, максимальная крейсерская скорость 540 км/ч, дальность с максимальной платной на-



Рис. 5. Модель самолета Эмбраер EMB-120 «Бразилия»

грузкой 630 км (с резервом топлива). К началу 1981 г. было заказано 120 самолетов «Бразилия».

Новый 34-местный самолет SF-340 (рис. 6), разработанный совместно шведской фирмой SAAB и американской Фэрчайлд, должен начать летные испытания в конце 1982 г. и получить сертификат спустя год.

но имеет новую конструкцию. Задуманный как укороченный двухдвигательный вариант исходного самолета, он имеет большую скорость и крейсерскую высоту. По взлетно-посадочным характеристикам новый самолет уступает исходному, но все же сможет эксплуатироваться с ВПП примерно на 300 м короче необходимых другим новым двухдвигательным самолетам. На самолете установлены два ТВД PT7A-2R мощностью по 1800 л. с. с четырехлопастными воздушными винтами Гамильтон Стандарт 14SF диаметром 3,96 м. Внешний и внутрикабинный уровни шума самолета DHC-8 очень низки. Взлетный вес самолета 13835 кгс, максимальная крейсерская скорость 480 км/ч, дальность полета с максимальной платной нагрузкой 1290 км. Первый полет самолета состоялся в 1983 г. [3, 4].

В мае 1981 г. начались летные испытания западногерманского самолета для местных авиалиний Дорнье Do.228-200 на 19 пассажирских мест (рис. 8). Его максимальный взлетный вес 5700 кгс, дальность полета с полной пассажирской нагрузкой 1150 км, максимальная крейсерская скорость

Таблица 2

Характеристики легких транспортных самолетов, разрабатываемых за рубежом

	Страна	Число мест	Число и тип ТВД	Крейсерская скорость, км/ч	Δp в кабине, кгс/см ²	Начало поставок	Продажная цена, млн. долл., 1980 г.
Варианты существующих самолетов							
Бич С.99	США	15	2 PT6A-36	467	0	1981	1,02
Свиринген «Метро» III	США	19	2 TPE-331-11	514	0,49	1981	—
Бич 1900	США	19	2 PT6A-65	488	0,34	1983	1,6
BAe «Джетстрим» 31	Англия	19	2 TPE-331-10	488	0,39	1982	1,8
Эмбраер EMB-110P3	Бразилия	19	2 PT6A-65	556	0,18	1983	1,6
Шорт 360	Англия	36	2 PT6A-65R	291	0	1982	3,25
Гольфстрим Американ GI-C	США	37	2 Роллс-Ройс «Дарт» Mk.529	556	0,46	1980	—
Новые самолеты							
Дорнье Do.228-200	ФРГ	19	2 PT6A-135	432	0	1981	1,5
Аренс AR404	США	30	4 DDA250B-17	315	0	1981	1,7
Эмбраер EMB-120 «Бразилия»	Бразилия	30	2 PT7A-1	532	0,49	1984	3,2
DHC-8	Канада	32—36	2 PT7A-2R	500	0,39	1984	4,0
SAAB—Фэрчайлд 340	Швеция—США	34	2 GECT7-5	504	0,49	1984	3,45
Компьютер Эркафт SAC-100	США	40—44	4 PT6A-41	510	0,46	1984	3,0
Аэропасьяль—Аэриталия ART-42	Франция—Италия	40—46	2 ТВД	500—520	0,39	1985	4,8

Выбранные ТВД Дженерал Электрик СТ7-5 мощностью по 1600 л. с. являются вариантом ГТД T700, применяемого на вертолетах. Композиционные воздушные винты фирмы Даути-Ротол имеют новый профиль ARA-D, обеспечивающий улучшение крейсерских режимов полета. Взлетный вес самолета 11340 кгс, крейсерская скорость 537 км/ч, дальность полета с максимальной платной нагрузкой 1480 км.

Самолет рассчитан на 45000 летных часов и 90000 посадок. Крыло имеет разработанный фирмой SAAB профиль MS-0316 [4].

Самолет Де Хэвилленд оф Канада DHC-8 (рис. 7) напоминает по форме самолет DHC-7,

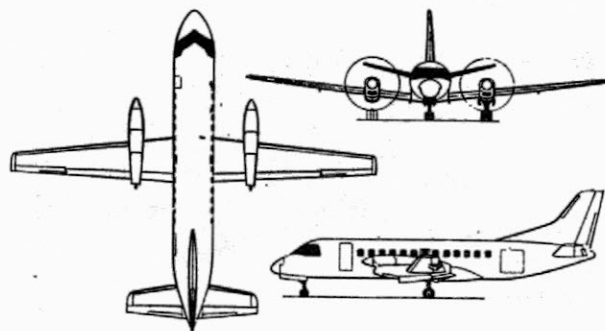


Рис. 6. Схема самолета SAAB—Фэрчайлд SF-340

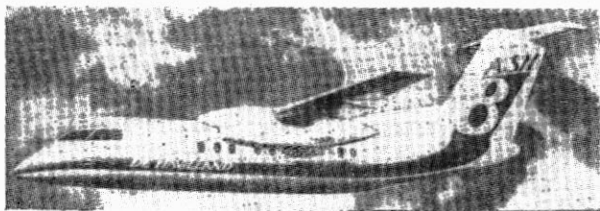


Рис. 7. Макет самолета
Де Хэвилленд оф Канада DHC-8

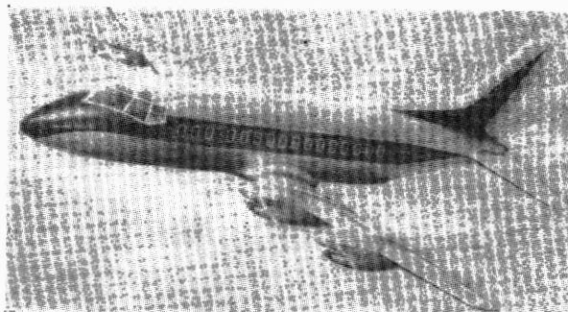


Рис. 9. Рисунок самолета Комьютер Эркграфт САС-100

432 км/ч. На самолете установлены два ТВД ТРЕ 331-5 мощностью по 715 л. с. с четырехлопастными металлическими воздушными винтами фирмы Хартцелл. Имеется укороченный вариант Дорнье Do.228-100 на 15 пассажирских мест, который совершил первый полет в марте 1981 г. Самолеты имеют усовершенствованное крыло TNT с особыми профилем и формой в плане, которое, по заявлению фирмы, позволяет снизить лобовое сопротивление на 10%, расход топлива на 30% и увеличить дальность полета на 26%. Скоро начнутся летные испытания активной системы снижения ветровых нагрузок, которую намечено установить на самолете. Срок службы планера у обоих самолетов 24 000 ч, что соответствует ежегодному налету 1600 ч в течение 15 лет. Поставки самолетов заказчикам начнутся в конце 1981 г. Стоимость самолетов Do.228-100 и -200 соответственно 2,7 млн. и 3 млн. марок ФРГ [5].

Среди самолетов для местных авиалиний есть и четырехдвигательные. Американская фирма Комьютер Эркграфт строит самолет САС-100 (рис. 9) с четырьмя ТВД Пратт-Уитни оф Канада РТ6А-41 мощностью на валу по 850 л. с. с трехлопастными металлическими реверсивными винтами. Путем увеличения длины фюзеляжа на 1,63 м число пассажирских мест с 44 можно увеличить до 52. Расчетный взлетный вес 13 100 кгс, максимальный посадочный вес 12 900 кгс, дальность полета с полной платной нагрузкой 580 км [6].

Еще одним четырехдвигательным самолетом является американский самолет на 30 пассажирских мест Аренс AR 404 (рис. 10), который должен поступить в эксплуатацию в 1981 г. Он оснащен четырьмя ТВД Аллисон 250-В17В мощностью по 420 л. с. Максимальный взлетный вес 7938 кгс, крейсерская скорость 315 км/ч, дальность полета без резервов топлива 1574 км [7].

Фирмы Аэроспасьяль (Франция) и Аэриталия (Италия) совместно разработали проект самолета АТР-42 (рис. 11), рассчитанного на 42—46 пассажирских мест. Самолет будет иметь два ТВД мощ-

ностью по 2000 л. с. Стоимость программы разработки самолета оценивается в 200 млн. долл.

Максимальный взлетный вес самолета 14 510 кгс, максимальный посадочный вес 14 220 кгс, запас топлива 4500 кгс, максимальная крейсерская скорость на высоте 6100 м равна 510 км/ч. Дальность полета (на высоте 7620 м с резервом топлива на 45 мин ожидания и полет на запасной аэродром на расстояние 160 км) составляет 1300 км. Ожидается, что до 2000 г. будет продано 750 самолетов АТР-42 [8].

В начале 1981 г. фирмы CASA (Испания) и Нуртанио (Индонезия) завершили разработку совместного проекта пассажирского самолета CN.235 (рис. 12) на 34—38 мест. Максимальные взлетный и посадочный веса равны соответственно 13 000 и 12 800 кгс. Самолет оснащен двумя ТВД Джeneral Электрик СТ7-7 с взлетной мощностью по 1780 л. с. Дальность полета с 34 пассажирами (крейсерская скорость, $H=6100$ м, резервы топлива на ожидание посадки в течение 45 мин и полет на запасной аэродром на удалении 160 км) составляет 1450 км. Стоимость серийного самолета ~3,8 млн. долл. Поставки предполагается начать в 1984 г. Намечено построить 500—600 самолетов CN.235 [9].

Создание нового самолета требует значительных усилий, однако представители авиакомпаний на заседании совещательного подкомитета NASA по легким транспортным самолетам в ноябре 1980 г. заявили, что в новых проектах не в полной мере используются современные технические возможности. Фирмы, представившие свои проекты, ответили, что последние соответствуют располагаемому техническому и финансовому потенциалу. Разработка и сертификация легкого транспортного самолета сопряжены со значительным риском, поэтому фирмы США предпочитают модернизировать существующие самолеты или кооперировать с промышленностью других стран [1].

Во второй половине 1970-х годов в США стали проводиться глубокие и систематические исследования, имеющие целью совершенствование легких транспортных самолетов для местных авиалиний, перевозящих от 15 до 60 пассажиров. В 1975 г. контракт NASA на такие исследования получила фирма Макдоннелл-Дуглас, собственные исследования в этой области начала фирма Боинг, которая изучала перспективный 50-местный самолет с двумя ТРДД для замены устаревших самолетов с ПД и ТВД. Самолет технически представлял собой уменьшенный в масштабе современный большой



Рис. 8. Макет самолета
Дорнье Do. 228-200

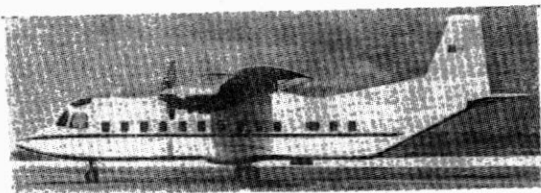


Рис. 10. Самолет AR 404 американской фирмы Аренс

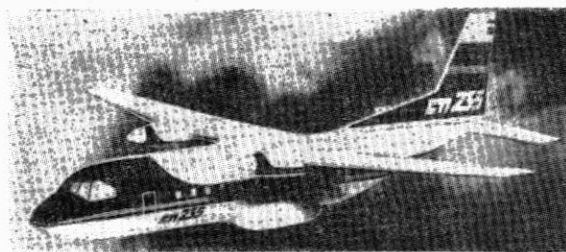


Рис. 12. Рисунок самолета CASA—Нуртанио CN.235

реактивный транспортный самолет. Расчетная стоимость такого уменьшенного самолета оказалась слишком высока для надежного сбыта.

В 1977—1978 гг. по контракту NASA фирма Боинг изучала типы конструкций и технологические методы, которые могут значительно снизить стоимость 50-местного самолета и его эксплуатационные расходы. Особо подробно рассматривались фюзеляж и крыло клееной алюминиевой сотовой конструкции. Использование крупных панелей с меньшим числом деталей упрощало производство и во многих случаях повышало жесткость конструкции без утяжеления.

На рис. 13 справа показана конструкция фюзеляжа, состоящая из пяти основных частей: верхняя, нижняя и боковые панели и пол. Слева изображена обычная конструкция. Требуемый шаг рам 0,508 м в сотовой конструкции оказался возможным увеличить до 1,73 м. Новая конструкция требует на 0,093 м² на 77 крепежных элементов меньше, общее число деталей сокращается на 15%. Пол новой конструкции имеет в 22 раза меньше деталей.

Крыло клееной сотовой конструкции имеет на 40% меньше частей и на 70% меньше крепежных элементов, аэродинамические поверхности получаются более гладкими.

Обычная и перспективные конструкции сравниваются на рис. 14 по числу деталей. Клееная сотовая конструкция имеет на 12% меньше деталей, чем другие конструкции. Это приводит к снижению стоимости конструкции планера на 40%, а всего самолета — на 16%. Меньшей стоимости материалов соответствует 1/8 часть от 40%-ного уменьшения стоимости планера, а экономия затрат около 1/3 [10].

В 1978 г. NASA рассмотрело технические предложения десяти фирм США, специализирующихся на разработке легких самолетов. Было решено рас-

ширить дальнейшие исследования, которые должны охватить вопросы конструкции, силовой установки, аэродинамики и бортовых систем самолетов, способных перевозить 15—40 пассажиров на расстояние более 1100 км с соответствующими резервами топлива. Стоимость самолета не должна превышать 50 000—60 000 долл. на одно пассажирское место, ресурс планера должен быть не менее

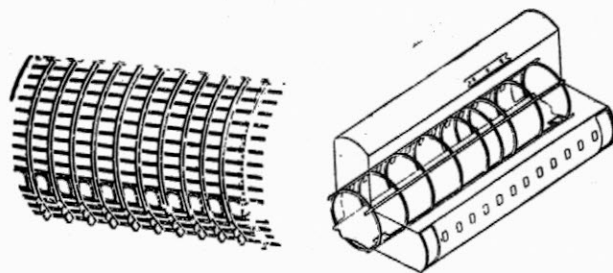


Рис. 13. Обычная (слева) и перспективная (справа) сотовая конструкция фюзеляжа легкого транспортного самолета

30 000 ч (60 000 полетных циклов). Заданные характеристики самолетов: крейсерская скорость >463 км/ч на высоте ≥3000 м, скорость отрыва ≤172 км/ч, потребная длина ВПП 1200 м. Предполагаемые затраты по программе — более 1 млн. долл. Эта программа, получившая обозначение STAT (Small Transport Aircraft Technology), осуществляется под управлением НИЦ им. Эймса (NASA) и имеет целью изучение летных, технических и экономических характеристик самолетов,

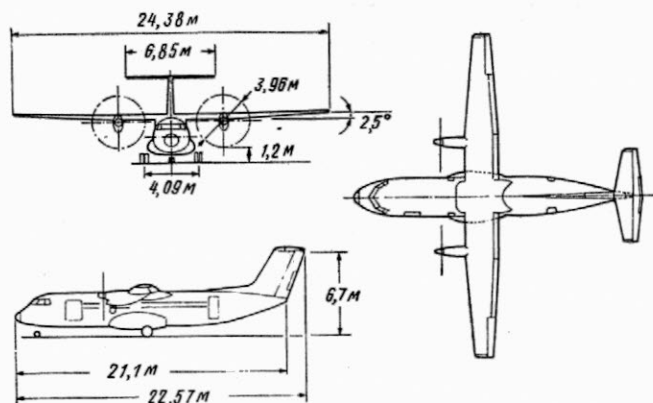
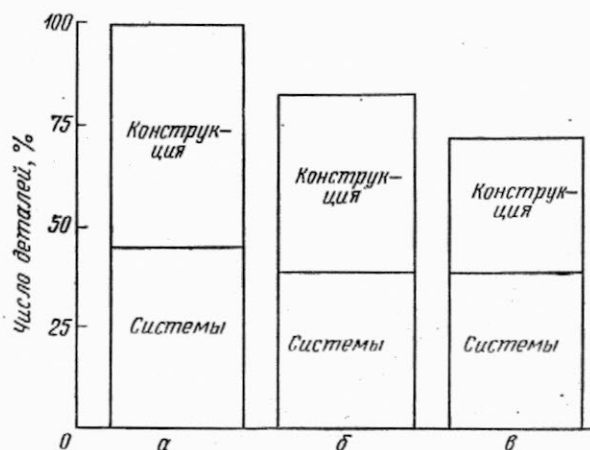
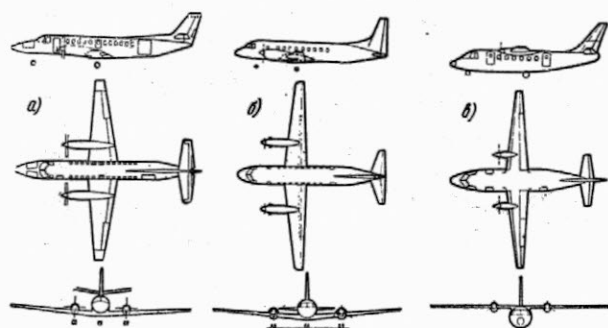


Рис. 11. Схема самолета Аэроспасьяль—Аэриталиа ATR-42



а—обычные конструктивная схема и технология; б—перспективная конструктивная схема, обычная технология; в—перспективная конструктивная схема, клееные алюминиевые сотовые панели

Рис. 14. Сравнение конструкций и систем планера по числу деталей



а—проект фирмы Цессна; б—проект фирмы Джeneral Дайнэмикс; в—проект фирмы Локхид

Рис. 15. Усовершенствованные самолеты для местных авиалиний, соответствующие современному уровню техники (базовые самолеты)

которые могут поступить в эксплуатацию после 1985 г. [11].

NASA выдало контракты ряду фирм на проведение соответствующих исследований. В этих работах приняли участие фирмы Бич, Цессна, Джeneral Дайнэмикс, Локхид, Гаррет Эрисерч, Джeneral Электрик (отделение авиадвигателей и отделение Детройт Дизель Аллисон) и Юнайтед Текнолоджиз (отделение Гамильтон Стандарт).

В начале 1979 г. NASA заключило контракты общей стоимостью ~100 000 долл. с тремя самолетостроительными фирмами — Цессна, Джeneral Дайнэмикс и Локхид — на проведение исследований легких транспортных самолетов следующего поколения.

Эти фирмы рассмотрели проекты самолетов на 19, 30 и 50 пассажирских мест, способных с полной пассажирской нагрузкой и багажом совершать полет на расстояние 1110 км и имеющих минимум ПЭР при длине маршрута 185 км. Дополнительным проектным требованием были потребная длина ВПП 1220 м и уровень комфорта, как у больших реактивных самолетов: возможность стоять во весь рост в проходе и иметь багаж при себе, низкий уровень шума в кабине и на местности (требование FAR 36, редакция III минус 8 EPNдБ), низкий уровень болтанки при полете в турбулентной атмосфере.

В качестве своих базовых проектов фирмы рассмотрели самолеты, соответствующие современному уровню техники и показанные на рис. 15. Их характеристики представлены в табл. 3.

Самолет фирмы Цессна по уровню техники соответствует административному самолету «Сайтейшн». Крыло обеспечивает минимум ПЭР при стоимости топлива 0,264 долл./л. Силовая установка соответствует технике ТВД Пратт-Уитни оф Канада РТ6. Шум в кабине, однако, не соответствует требуемому уровню. Фирма рассмотрела и 19-местный вариант самолета.

На рис. 16 показаны 19- и 30-местные самолеты фирмы Цессна следующего поколения, рассчитанные на $M_{кресло} = 0,5$. Самолет меньшей пассажироместности расходует на 38% меньше топлива и имеет на 21% меньше ПЭР, чем соответствующий базовый самолет. 30-местный самолет по этим показателям лучше базового самолета соответственно на 40% и 21%. Это обеспечивается более совершенными двигателями, воздушными винтами и общей аэродинамикой новых самолетов.

Проекты 30- и 50-местных базовых самолетов фирмы Джeneral Дайнэмикс отличаются от проектов фирмы Цессна звукоизоляцией стенок кабины для снижения уровня звукового давления до 85 дБ. Вес звукоизоляции на 30-местном самолете составляет 1040 кгс.

30-местный самолет следующего поколения отличается усовершенствованной конструкцией, аэродинамикой, силовой установкой и системами. Крыло имеет профиль, обеспечивающий высокие несущие свойства и малое лобовое сопротивление. Планер выполнен из композиционных материалов.

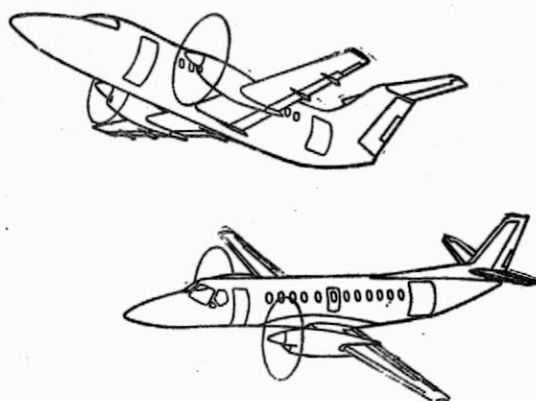


Рис. 16. Проекты перспективных самолетов фирмы Цессна (вверху — 30-местный, внизу — 19-местный)

Самолет имеет на 22% меньший вес, на 51% меньшую площадь крыла, на 31% меньшую потребляемую мощность силовой установки и расходует на 31% меньше топлива на 185-километровом маршруте, чем базовый самолет. ПЭР уменьшаются на 24%. Заднее расположение двигателей почти исключает необходимость в специальной акустической обработке фюзеляжа, упрощает проблему управляемости при отказе одного двигателя и обеспечения продольной устойчивости, улучшает аэродинамику крыла, повышает безопасность наземных работ.

Фирма Локхид разработала проекты самолетов на 30 (рис. 17, б) и 50 пассажиров, рассчитанных соответственно на числа $M = 0,6$ и $0,7$. Для сниже-

Таблица 3

Основные данные базовых проектов самолетов на 30 пассажиров

	Цессна	Джeneral Дайнэмикс	Локхид
Взлетный вес, кгс	11 000	13 400	13 000
Мощность одного ТВД, л. с.	1930	2343	2403
Диаметр воздушного винта, м	3,05	3,5	3,23
Расчетное число M	0,456	0,456	0,60
Расчетная крейсерская высота, м	3050	3050	8530
Расчетная дальность полета, км	1110	1110	1110
ПЭР (маршрут 185 км), цент./место-км	5,66	5,65	5,38

ния стоимости самолеты изготавливаются из алюминиевых сплавов и композиционных материалов (базовые самолеты имеют алюминиевую конструкцию). Изготовление композиционной изогридной конструкции будет автоматизировано. Такие панели имеют минимум подкрепляющих элементов. Согласно оценкам, изогридная конструкция 30-местного самолета окажется на 25% дешевле.

Другими особенностями самолетов фирмы Локхид являются крыло с высоким аэродинамическим качеством, система активного управления и двигатели, размещенные на концах стабилизатора. На маршруте длиной 185 км 30-местный самолет будет расходовать на 26% меньше топлива и иметь на 16% меньшие ПЭР, чем базовый самолет.

Исследования двигателестроительных фирм показали возможность значительного совершенствования двигателей, редукторов и воздушных винтов. Как видно из диаграммы на рис. 18, топливная эффективность 50-местного самолета, рассчитанного на число $M=0,45$, может быть повышена на 21%, а ПЭР снижены на 12% (маршрут 185 км, стоимость топлива 0,396 долл./л) по сравнению с показателями для самолета 1983 г. По сравнению с современными самолетами с ТВД выигрыш будет 30% и 18% соответственно.

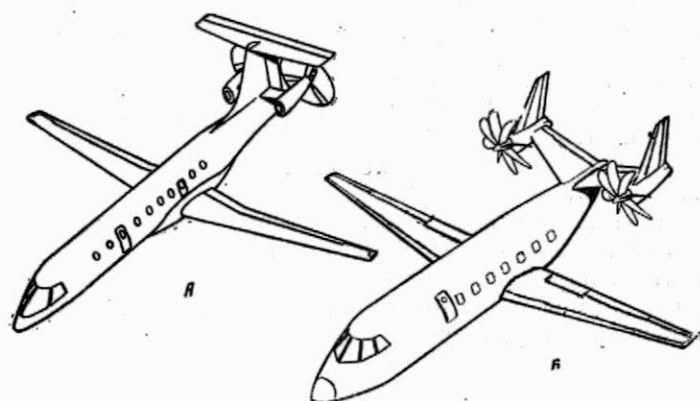


Рис. 17. Проекты перспективных 30-местных самолетов фирм Дженерал Дайнемикс (А) и Локхид (Б)

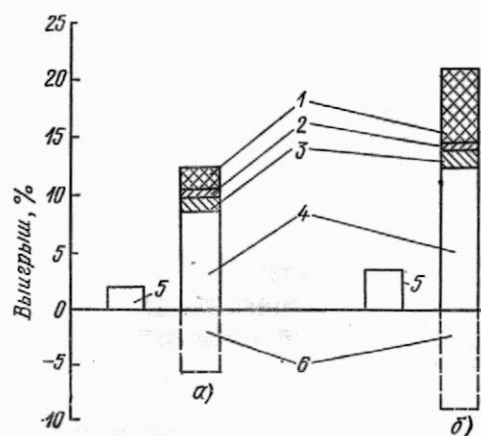
В конце ноября 1980 г. эти результаты исследований были представлены специальному подкомитету по местному авиатранспорту, организованному при совещательном авиационном комитете NASA. Этот подкомитет одобрил общее направление программы STAT, детали программы работ еще предстоит рассмотреть и утвердить.

Целью программы STAT является повышение технического уровня легких транспортных самолетов на 10—60 пассажирских мест во всех областях — силовые установки, конструкции, аэродинамика и бортовые системы. Планы работ по силовым установкам показаны на рис. 19. Возможности повышения тягового КПД путем совершенствования ТВД иллюстрирует рис. 20. Эти работы будут дополнять текущие исследования NASA по большим ГТД и высокоскоростным воздушным винтам, осуществляемые по программе повышения энергетической эффективности самолетов (АСЕЕ), и исследования по этой тематике, проводимые по программе совершенствования авиации общего назначения.

По программе STAT будут изучаться двигатели мощностью 1000—5000 л. с. Области исследования включают: высоконагруженные осевые ступени, усовершенствованные центробежные импеллеры и диффузоры, камеры сгорания с большим сроком службы, методы охлаждения и технологию производства турбин высокого давления, активное управление зазорами в аппарате турбины высокого давления, высокоэффективные турбины низкого давления; цифровое управление системы воздушный винт—двигатель и обеспечение запаса по помпажу, высокопрочные валы; «мелкие» защитные сетки на входе с малыми потерями; систему диагностики для организации технического обслуживания; средства обнаружения аномальной деградации характеристик компонентов двигателя; расчет минимальной тяги для взлета и набора высоты. В области редукторов планируется изучать составные системы с паразитными шестернями, шестеренчатые передачи с большими контактными зонами и стали высокой чистоты. По воздушным винтам намечено выполнить следующие работы: многолопастные высоконагруженные винты-вентиляторы, композиционные лопасти, точное синхрофазирование вращения винтов для снижения уровня шума в кабине, усовершенствованные профили лопастей.

В настоящее время внедрению технических усовершенствований препятствует ряд факторов: недостаточная информация о пространственном обтекании лопастей, пределах прочности материалов в условиях высоких температур, уменьшения масштаба. Необходима более детальная информация для проектирования редукторов. Работы по воздушным винтам получили новый импульс всего около четырех лет назад; эффективные методы анализа еще не разработаны, хотя работы в этом направлении начались. Считается, что результаты программы STAT в области силовых установок будут готовы для практического использования через 4—5 лет [1].

По контрактам исследовательского центра им. Льюиса (NASA) авиадвигателестроительные фирмы Дженерал Электрик, Гаррет Эрисерч и

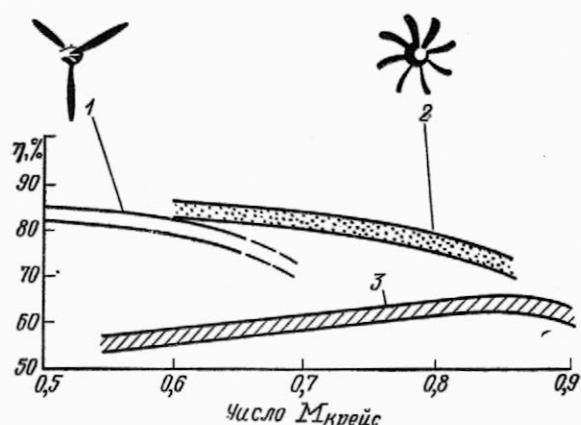


1—воздушный винт; 2—гондолы двигателей; 3—редуктор; 4—двигатель; 5—улучшенный вариант самолета 1983 г.; 6—современный самолет

Рис. 18. Выигрыш в ПЭР (а) и экономия топлива (б) благодаря техническим усовершенствованиям относительно показателей самолета 1983 г. (50 пассажирских мест, $M_{крейс}=0,45$, ПЭР рассчитаны для маршрута 185 км, стоимость топлива 0,396 долл./л)



Рис. 19. График совершенствования двигателей по программе STAT



1—ТВД 1950-х годов; 2—усовершенствованные ТВД; 3—ТРДД большой степени двухконтурности

Рис. 20. Изменение тягового КПД различных силовых установок в зависимости от числа M

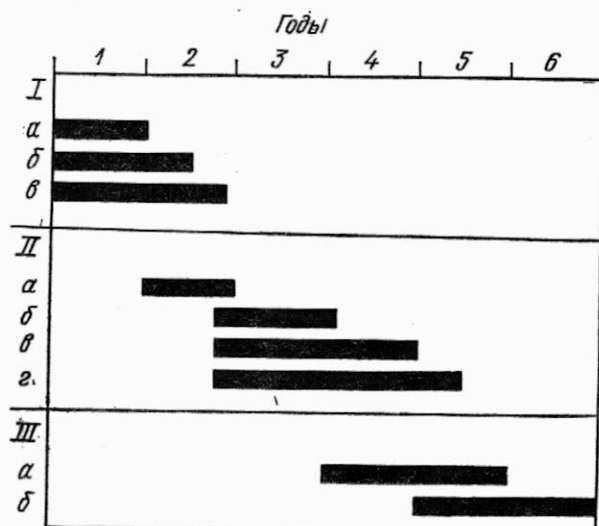


Рис. 21. График разработки самолетных конструкций по программе STAT

Детройт Дизель Аллисон изучают перспективные двигатели для легких самолетов. Фирма Гаррет Эрисерч выбрала вариант своего ТВД ТРЕ331 мощностью 1000 л. с. на валу. Фирма Джeneral Электрик изучает вариант (мощностью 1500 л. с.) своего вертолетного ГТД Т700.

Работы фирмы Детройт Дизель Аллисон основаны на варианте (мощностью 8450 л. с. на валу) ГТД Т701. Двигатели «масштабируются» для удовлетворения требованиям применения, изучаются технические усовершенствования, способствующие улучшению эффективности рабочего цикла, увеличению ресурса и повышению экономичности, удешевлению технического обслуживания. Фирма Гамильтон Стандарт исследует потенциальные возможности повышения КПД воздушных винтов, снижения их веса и уровня генерируемого шума.

Изучаемые NASA усовершенствованные ТВД с винтами-вентиляторами обеспечивают на легких транспортных самолетах, рассчитанных на число $M=0,6 \div 0,7$, тяговый КПД (с учетом установочных потерь), как и современные ТВД, но мощность силовой установки, приходящаяся на ометаемую площадь, будет выше. Воздушные винты малого диаметра существенно упрощают проблему размещения двигателей на самолете.

Двигатели на легких транспортных самолетах работают в более напряженном режиме, на меньших высотах, причем условия набора высоты соответствуют значительной части времени их работы. По программе STAT намечено рассмотреть все компоненты ТВД мощностью 1000—5000 л. с., для которых вопросы уплотнения и охлаждения газовых турбин весьма серьезны.

Планы исследований в области конструкций показаны на рис. 21. Эти работы будут осуществляться параллельно и во взаимосвязи с аналогичными исследованиями по программе АСЕЕ. Будут рассмотрены различные композиционные материа-

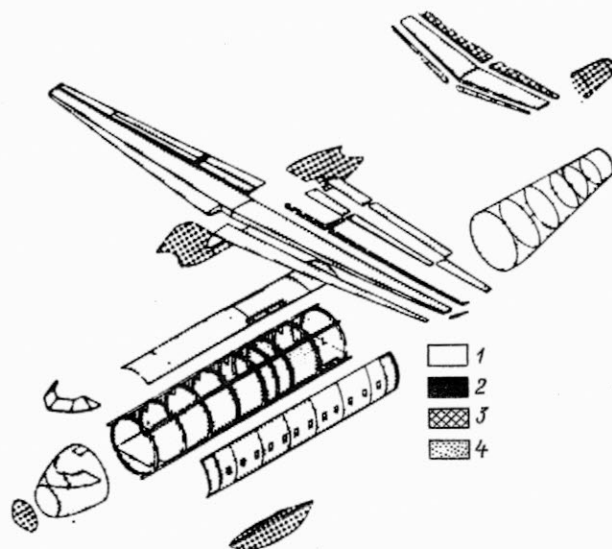


Рис. 22. Усовершенствованные материалы и конструкции перспективного легкого транспортного самолета

лы и конструкции (изогридные, ортогридные, тонкостенные, клееные), а также методы их производства и контроля. Конструкция легкого транспортного самолета должна быть рассчитана на большое число взлетов и посадок. Соображения веса и стоимости препятствуют разработке конструкции легких самолетов простым уменьшением в масштабе планера большого транспортного самолета.

По программе STAT намечаются постройка и испытания композиционного крыла для легкого транспортного самолета.

Композиционные или клееные конструкции могут иметь значительно меньше отдельных деталей и стоить дешевле. По оценкам фирмы Боинг, при выпуске партии из 200 самолетов применение усовершенствованных клееных алюминиевых сотовых конструкций позволяет снизить стоимость самолета, приходящуюся на одно пассажирское место, приблизительно на 15 000 долл. (рис. 22). Кроме того, такой планер будет иметь большой срок службы (аналогичный или превышающий срок службы современных транспортных самолетов) и низкие затраты на техническое обслуживание.

Рекомендуемый план работ по конструкциям в рамках программы STAT позволит ликвидировать такие барьеры на пути применения новых типов конструкций и композиционных материалов, как разброс характеристик, сложность проверки качества, отсутствие четких критериев для проектирования и сертификации, недостаток информации о деградации характеристик при воздействии внешних условий, отсутствие проверенных методов контроля качества и ремонта. Работы по новым конструкциям могут обеспечить снижение расхода топлива на 4—17%, ПЭР на 5—15%, стоимости самолета на 4—16%, веса на 10—12% при уменьшении затрат на техническое обслуживание.

Требование низкой стоимости не допускает простое уменьшение в масштабе компонентов конструкции больших транспортных самолетов. Большие надежды возлагаются на клееные конструкции, позволяющие уменьшить число деталей и стоимость производства. Применение усовершенствованных алюминиевых сплавов и новых композиционных материалов также даст значительный эффект.

Изучаются алюминиевые сплавы с повышенной прочностью и коррозионной стойкостью. Эти сплавы являются результатом успехов в области металлургии (добавка лития как компонента сплава, использование порошковой технологии, улучшающей однородность сплава и снижающей его плотность). Эти новые сплавы особенно пригодны для изготовления компонентов планера легкого транспортного самолета. На рис. 23 представлены характеристики некоторых эффективных алюминиевых сплавов.

Высокая прочность и сопротивляемость коррозии и усталости алюминиево-литиево-магниевого сплава делают последние особенно полезными при использовании в конструкции легкого транспортного самолета, рассчитанного на большое число взлетов и посадок. На рис. 24 показаны характеристики прочности и модуль упругости, отнесенные к удельному весу, перспективных и современных сплавов.

Изучение композиционных материалов и кон-

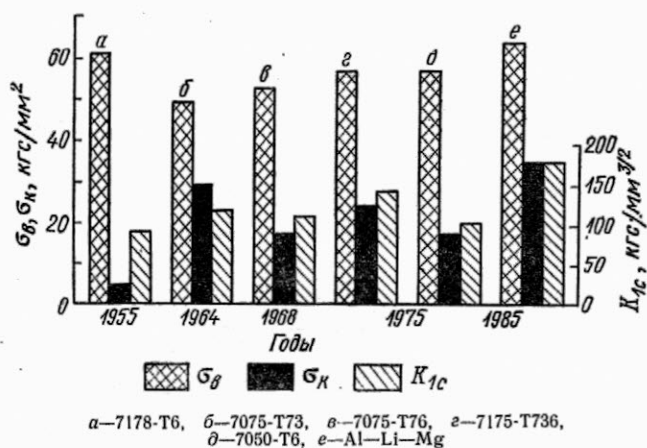
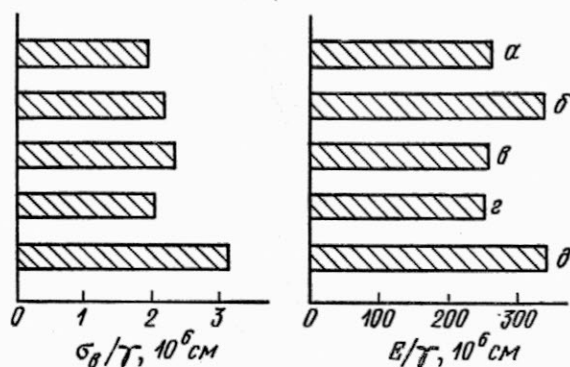


Рис. 23. Характеристики существующих и разрабатываемых алюминиевых сплавов (σ_0 — предел прочности на растяжение; σ_k — предел прочности при коррозионном растрескивании; K_{Ic} — критический коэффициент интенсивности напряжений)

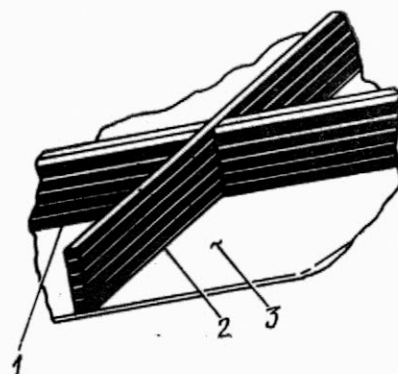


а—плита из сплава 7075-T6; б—плита из сплава Al(Mg-Li); в—высокопрочная сталь 4340; г—плита из отпущенного сплава Ti-6Al-4V; д—графитопоксидный квазинизотропный материал

Рис. 24. Сравнение различных материалов по пределу прочности и модулю упругости, отнесенным к удельному весу

струкций по программе ACSE указывает на возможность значительного снижения веса планера. Работы в этом направлении в рамках программы STAT ориентированы на оценку эффективности конструкций на легком транспортном самолете.

На рис. 25 в качестве примера показана ортогридная композиционная конструкция панели, предложенная фирмой Локхид. Панель имеет при-



1—однонаправленные слои композиционного материала; 2—синтетическая смола; 3—обшивка

Рис. 25. Подкрепляющие элементы из композиционного материала на обшивке

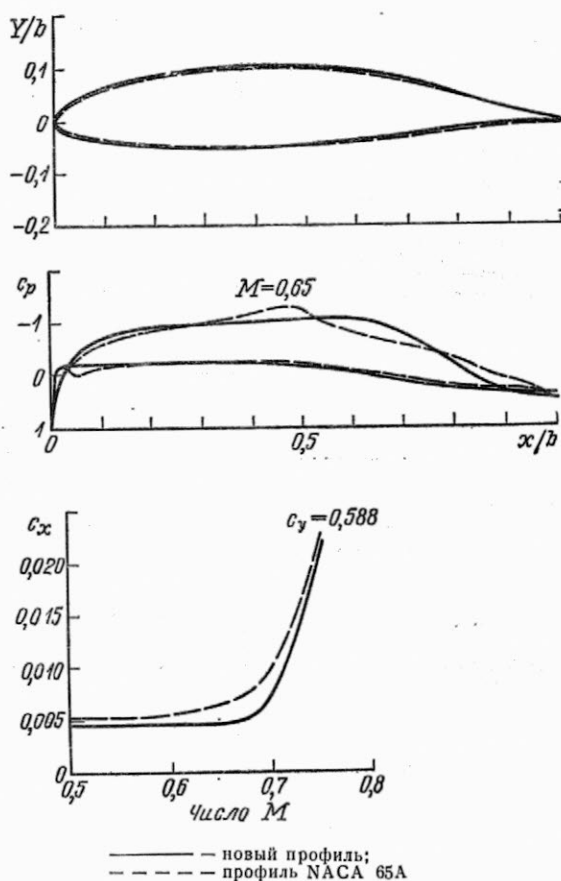


Рис. 26. Усовершенствованный ламинарный профиль крыла ($c = 15,3\%$)

клеенные подкрепляющие элементы в виде слоев смолы и высокопрочных волокон. Фирма недавно разработала специальную ленту-препрег из синтактной смолы и графитовых волокон, отвечающую геометрии формируемых подкрепляющих элементов. Машинная технология укладки слоев обеспечивает значительное удешевление производства. Размеры подкрепляющей сетки выбираются в соответствии с местными нагрузками и требованием безопасной повреждаемости.

Фирмы Цессна и Джeneral Дайнемикс изучают собственные концепции композиционных конструкций [10].

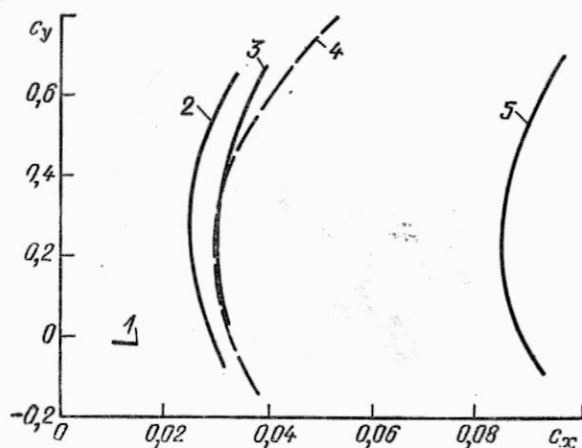


Рис. 27. Составляющие лобового сопротивления легкого транспортного самолета

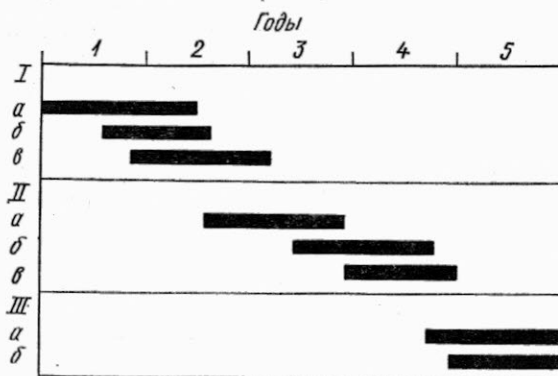


Рис. 28. Разработка и испытания крыла с уменьшенным лобовым сопротивлением по программе STAT

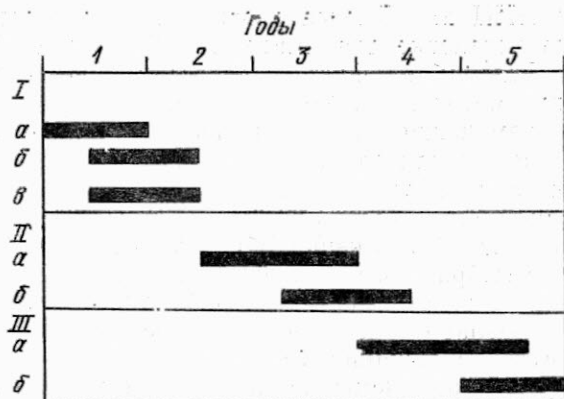
В области аэродинамики предусматриваются изучение профилей с малым лобовым сопротивлением, проектирование крыла, решение вопросов объединения планера и двигателей, создание средств механизации, оценка новых аэродинамических компоновок. Эти работы являются дополнением к проводимым по программе АСЕЕ и другим исследованиям проблем авиации общего назначения.

На рис. 26 показаны геометрия и характеристики усовершенствованного профиля при расчетных условиях: $c_y = 0,588$ и $M = 0,65$. Лобовое сопротивление определялось на ЭВМ по программе, учитывающей вязкость и рост толщины пограничного слоя. Считалось, что точка перехода пограничного слоя в турбулентное состояние соответствует точке неблагоприятного градиента давления. Оценки показывают возможность уменьшения лобового сопротивления на 28% при числе $M = 0,65$. Исследования фирмы Локхид указывают на возможность обеспечения ламинарного обтекания до точек, соответствующих 59% хорды на верхней поверхности крыла и 41% — на нижней. Эти данные предстоит подтвердить экспериментом.

Уже разработаны модифицированные профили НАСА шестизначной серии для повышения $c_{y \max}$. Эти профили могут применяться при модернизации существующих или разработке новых самолетов.

На рис. 27 показаны некоторые результаты испытаний в аэродинамической трубе с размером рабочей части 3,66 м НИЦ им. Эймса (NASA) модели легкого транспортного самолета Сверинген «Метро» в масштабе 15%.

По программе STAT предполагается разработать ламинарные профили и профили с турбулентным обтеканием, имеющие малое лобовое сопротивление и отвечающие требованиям режима набора высоты. В числе средств увеличения подъемной силы будут изучаться системы механизации, усовершенствованные концевые шайбы крыла и крылья с изменяемой в полете кривизной (адаптивные крылья). Разработка новых аэродинамических компоновок потребует исследования обтека-



I — Анализ: а — органы аэродинамического управления; б — приводы; в — датчики.
 II — Испытания: а — в аэродинамических трубах; б — испытание компонентов в полете.
 III — Демонстрационные испытания: а — на воздействие внешних условий; б — испытания на самолете системы в целом

Рис. 29. Изучение систем управления по программе STAT

ния и интерференции, аэродинамических нагрузок хвостовой установки двигателей, решения проблем устойчивости и управляемости.

В настоящее время проектировщики еще не располагают адекватной информацией о влиянии выбранного профиля крыла на летные характеристики самолета. Предстоит изучить взаимосвязь геометрии профиля и конструкции, деградацию геометрических характеристик под влиянием внешних условий, вопросы объединения фюзеляжа с крылом и проектирования крыла с учетом пространственного обтекания, проблемы установки гондол и влияния струй за воздушными винтами, вопросы выбора средств увеличения подъемной силы, проблему нарушения гладкости обшивки из-за налипания насекомых. Необходима информация по аэродинамическим нагрузкам, устойчивости и управляемости, будущим сертификационным требованиям. Все эти проблемы учтены планами аэродинамических работ по программе STAT (рис. 28).

В области бортового оборудования предусматривается изучение индикаторов в кабине экипажа, систем контроля технического состояния, систем управления полетом (рис. 29), систем противообледенения и т. д. Эти работы будут дополнять программу АСЕЕ и соответствующие исследования по авиации общего назначения и вертолетам.

Предусматривается создание высоконадежных систем, обеспечивающих самолетам хорошие пилотажные свойства, совместимость с условиями полетов в зоне аэропорта, меньшие эксплуатационные затраты.

Легкие транспортные самолеты, имеющие меньшую удельную нагрузку на крыло, будут летать на меньших высотах, чем большие самолеты. Поэтому предстоит решить вопрос дискомфорта из-за турбулентности атмосферы, проблемы рабочей загрузки пилотов и усталостной прочности крыла [1].

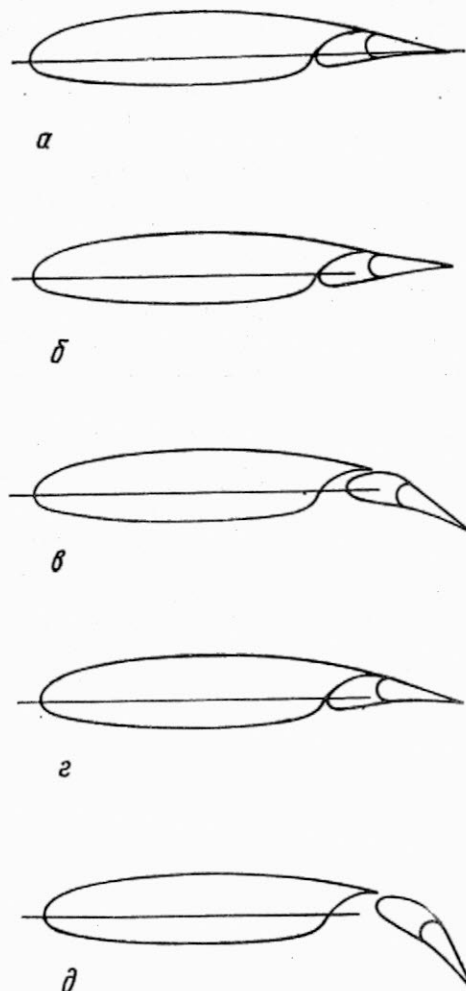
Небольшому самолету, летающему на относительно небольших высотах и имеющему низкую нагрузку на крыло, в большей степени, чем большому транспортному самолету, нужны системы снижения ветровых нагрузок для ослабления болтанки и сохранения усталостного ресурса конструкции. Пред-

полагается провести анализ таких систем с испытаниями в полете отдельных экспериментальных образцов.

На рис. 30 дан пример объединения системы снижения ветровых нагрузок с обычными органами управления и механизации на перспективном крыле. Предлагается использовать простой закрылок, занимающий 20% хорды, для ослабления ветровых нагрузок при наборе высоты и в крейсерских условиях. Крыло рассчитано на набор высоты (на втором сегменте траектории) с одним отказавшим двигателем и убранными закрылками. В крейсерском полете простой закрылок будет слегка отклонен вверх для уменьшения сопротивления.

Рассматриваются и другие средства парирования ветровых порывов — «активные» элероны, специальные управляющие поверхности и интерцепторы.

Легкий транспортный самолет должен отвечать требованиям эксплуатации как в зоне больших аэропортов, оснащенных современными системами управления воздушным движением, так и в зоне малых аэродромов с минимумом навигационных



а — второй участок набора высоты, $\varphi_{\text{ф}} = 0$, $\varphi_{\text{х.ч}} = 0$;
 б — крейсерский полет, $\varphi_{\text{ф}} = 0$, $\varphi_{\text{х.ч}} = -5^\circ$; в — взлет, $\varphi_{\text{ф}} = 20^\circ$, $\varphi_{\text{х.ч}} = 5^\circ$; г — первый участок набора высоты, $\varphi_{\text{ф}} = 0$, $\varphi_{\text{х.ч}} = 5^\circ$; д — посадка, $\varphi_{\text{ф}} = 40^\circ$, $\varphi_{\text{х.ч}} = 10^\circ$

Рис. 30. Использование хвостовой части закрылка Фаулера в системе ослабления ветровых нагрузок (закрылок 32% хорды; хвостовая часть 20% хорды)

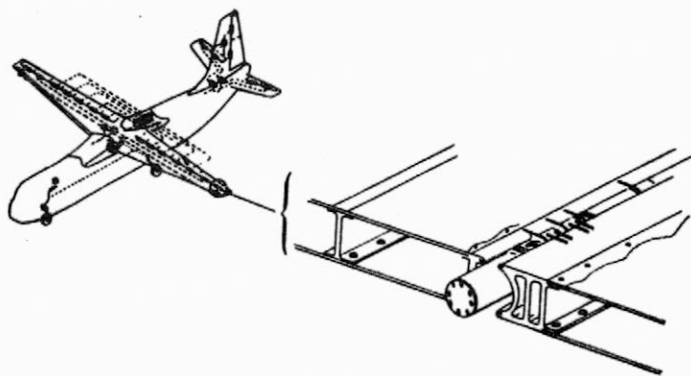


Рис. 31. Перспективный компактный электропривод управляющих поверхностей

средств. Это требует разработки для легких самолетов специального приборного оборудования.

Новейшие конструкции предусматривают оснащение самолетов комплексными цифровыми системами для обеспечения навигации, наведения и управления. Намечено испытание экспериментальных бортовых систем в комплексе с дешевым наземным оборудованием.

Системы управления полетом перспективных транспортных самолетов должны отличаться высокой надежностью и обеспечивать хорошие пилотажные свойства и комфортабельность полета при умеренной стоимости производства и эксплуатации. Фирма Боинг изучает электродистанционные системы, системы с передачей управляющих сигналов по световодам, шины передачи цифровых данных, электроприводы, которые могут снизить стоимость бортовых систем. По контракту космического центра им. Джонсона фирма Локхид изучает эти технические средства применительно к 30-местному самолету для местных авиалиний. На рис. 31 показан электропривод, размещенный в шарнирном узле управляющей поверхности.

Вопросы проектирования и применения противообледенительной системы на легком транспортном самолете весьма сложны. Такой самолет эксплуатируется значительную часть летного времени в условиях, опасных в отношении обледенения, а мощность бортовых источников воздуха или электроэнергии ограничена. Необходима противообледенительная система, требующая минимального питания и неприхотливая в отношении технического обслуживания.

В НИЦ им. Льюиса вновь начаты эксперименты на установке для имитации обледенения в полете. Эти работы нужны для улучшения аналитических методов расчета процесса образования льда, изменения обтекания, деградации аэродинамических характеристик. Изучаются методы защиты с помощью пневматических, импульсных, вибрационных, тепловых, микроволновых систем и средства обнаружения образования льда. Необходимо выбрать оптимальную систему с учетом эффективности, стоимости, потребляемой мощности, веса, сложности, надежности и требований технического обслуживания [10].

Все эти проблемы на легких самолетах имеют свою специфику. Готовность технических решений должна быть достигнута через 4—5 лет. Может понадобиться испытательный самолет для интеграции технических новинок и проверки результатов предыдущих исследований. Усовершенствование бортовых систем (включая системы управления полетом и противообледенения) позволят, согласно оценке, уменьшить расход топлива на 10—15%, а ПЭР на 6—10%, снизить рабочую загрузку экипажа, улучшить регулярность вылета по расписанию. Программа STAT должна обеспечить техническую базу для создания новых легких транспортных самолетов в конце 1980-х — начале 1990-х годов. Эти новые самолеты должны быть на 5—18% дешевле, потреблять на 26—40% меньше топлива, экономить 16—24% ПЭР [1].

1. Williams L. J., Galloway T. L. Design for Supercommuters. *Astronautics and Aeronautics*, 1981, v. 19, II, N 2, p. 20—23, 26—30.
2. Maurice. Commuter airline operations. *Interavia World Review of AAA*, 1981, v. 36, II, N 2, p. 126—127.
3. Galloway L. Commuter aircraft for the eighties. *Astronautics and Aeronautics*, 1981, v. 19, II, N 2, p. 24—25.
4. Commuter airlines in the 1980s. *Interavia World Review of AAA*, 1981, v. 36, II, N 2, p. 117—124.
5. *Air et Cosmos*, 1981, 16/V, N 860, p. 24—25.
6. *Interavia Air Letter*, 1979, 31/VIII, N 9329, p. 5.
7. *Jane's All the World's Aircraft*, 1980—1981, p. 259—260.
8. *Aviation Week and Space Technology*, 1981, v. 114, 4/V, N 18, p. 55—57.
9. *Flight International*, 1981, v. 119, 23/V, N 3759, p. 1530.
10. Galloway T. L. Small transport aircraft technology. *Astronautics and Aeronautics*, 1980, v. 18, II, N 2, p. 26—35.
11. *Air et Cosmos*, 1979, 6/I, N 747, p. 19.

Референт С. В. Петухов.

ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ 1990-х ГОДОВ ДЛЯ АВИАЛИНИЙ МАЛОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ*

ПЕРЕВОЗКИ НА АВИАЛИНИЯХ МАЛОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ

Прогноз объема пассажирских перевозок на регулярных и нерегулярных авиалиниях государств — членов ИКАО (без СССР и КНР) до 2000 г. представлен на рис. 1, а среднегодовые темпы роста перевозок — на рис. 2. Хотя темпы роста объема перевозок имеют тенденцию к снижению (8% в конце 1979 г., до 5% к 2000 г.), однако в целом объем их будет возрастать. Вероятные темпы роста означают удвоение к 1990 г. объема перевозок 1979 г. и утроение их к 1998 г. Имеются и более оптимистические прогнозы. В частности, генеральный директор Международной авиатранспортной ассоциации (ИАТА) считает, что 9%-ные темпы роста сохранятся до середины 1980-х годов. В этом случае за 8 лет, т. е. к 1986 г., объем перевозок удвоится по сравнению с 1979 г., а к концу столетия возрастет в шесть раз. Возможность интенсивного роста отвергать нельзя, но в то же время существуют ограничивающие факторы, о которых будет сказано ниже и которые могут сильно повлиять на темпы роста перевозок.

В настоящей статье под маршрутами малой протяженности понимаются маршруты с длиной, не превышающей 2000 км, а наиболее подходящими для этих маршрутов считаются самолеты, способные не только эффективно использоваться на маршрутах протяженностью до 1000 км, но и с полной загрузкой выполнять полеты на 3000—4000 км. Такой самолет благодаря возможности его гибкого использования в большей степени отвечает требованиям авиалиний, чем, например, самолет типа «Меркьюр», предназначенный исключительно для коротких маршрутов. Гибкость использования самолета, в частности, предполагает возможность промежуточных посадок на маршруте без дозаправки, так как при этом сокращаются наземные потери времени. Для этого необходимо обеспечить возможность посадок с весом, превышающим 95% максимального взлетного.

До 2000 г. скорость транспортных самолетов вряд ли существенно изменится (если не говорить о сверхзвуковых пассажирских самолетах), поэтому технические достижения, которые будут рассмотрены ниже, направлены в основном на повышение топливной экономичности и снижение эксплуатационных расходов, а также на выполнение требований охраны окружающей среды. Мировая статистика показывает, что преобладающими являются авиaperевозки на расстояние до 3000 км: 27% суммарного объема перевозок приходится на маршруты протяженностью до 1000 км, 48% — до 2000 км и 62% — до 3000 км. На маршрутах длиной от 2000 до 3000 км значительную роль играют перевозки на четырехдвигательных самолетах, предназначенных для авиалиний большой протяженности.

Как видно, четырехдвигательные реактивные самолеты большой дальности (типа Боинг 707, 747 и DC-8) выполняют перевозки на различных маршрутах, вплоть до самых коротких. Дело в том, что многие дальние маршруты включают короткие начальные и конечные участки, которые при анализе учитывались особо. Кроме того, многие реактивные самолеты ранних выпусков, такие как первые варианты Боинг 707, «Комета», DC-8 и др., в настоящее время эксплуатируются исключительно на маршрутах малой протяженности. Для деления самолетов на различные классы по дальности полета в зависимости от числа двигателей (четыре двигателя — большая дальность, два — малая) теперь нет оснований ввиду появления таких самолетов, как Боинг 747 SR (short range — для маршрутов малой дальности) и DC-10-30.

В будущем намечается рост использования двухдвигательных самолетов (А-300, А-310, Боинг 757 и т. д.) на маршрутах, где в настоящее время преобладают трехдвигательные.

Перспективы роста объема перевозок на маршрутах малой протяженности в различных регионах земного шара за период с 1975 г. по 2000 г. пока-

* Robinson P., Brown D. G. Short haul transport for the 1990s. Aeronautical Journal, 1979, v. 83, XI, N 827, p. 413—436.

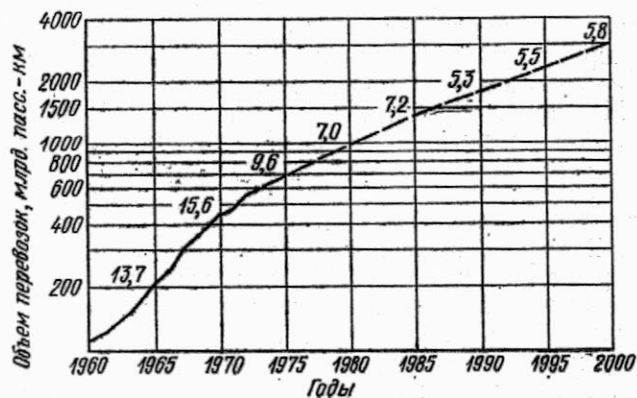


Рис. 1. Прогноз роста объема пассажирских перевозок на период до 2000 г. (цифрами указаны среднегодовые темпы роста в %)

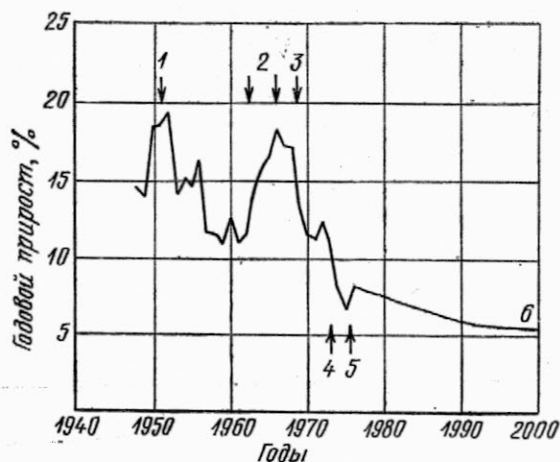


Рис. 2. Темпы роста мирового объема пассажирских перевозок

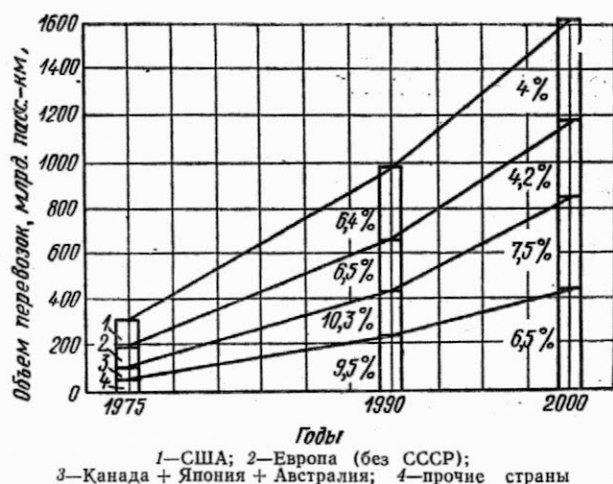


Рис. 3. Рост объема перевозок на коротких авиалиниях за период до 2000 г. (цифрами указаны средние темпы роста)

заны на рис. 3. Здесь отдельно указаны относительные годовые приросты на 1975—1990 и 1990—2000 гг., а также (в крайней правой колонке) суммарный рост за 25-летний период. Особенно интенсивно будет развиваться перевозки в Канаде, Японии и Австралии с примыкающими районами.

Дальнейший анализ удобнее вести, опираясь не на астрономические цифры объема перевозок в место-километрах, а на более привычные данные, отражающие потребности авиалиний в самолетах малой дальности. Для удобства рассматривается условный самолет на 100 пассажирских мест при обороте и интенсивности эксплуатации, имеющий 15-летний срок службы. Производительность самолета за срок службы составит 115 млн. пасс.-км.

Конечно, в зависимости от интенсивности пассажиропотока авиакомпания будут использовать самолеты различной вместимости: от 50-местных на местных авиалиниях до самолетов на 300 и более мест на загруженных маршрутах. Тем не менее можно по росту объема пассажирских перевозок рассчитать потребности в самолетах малой дальности на авиалиниях различных регионов. При расчетах сделано допущение, что 25% перевозок на коротких авиалиниях выполняют самолеты большой дальности полета.

Для обеспечения роста объема перевозок, прогнозируемого к 2000 г., парк самолетов для корот-

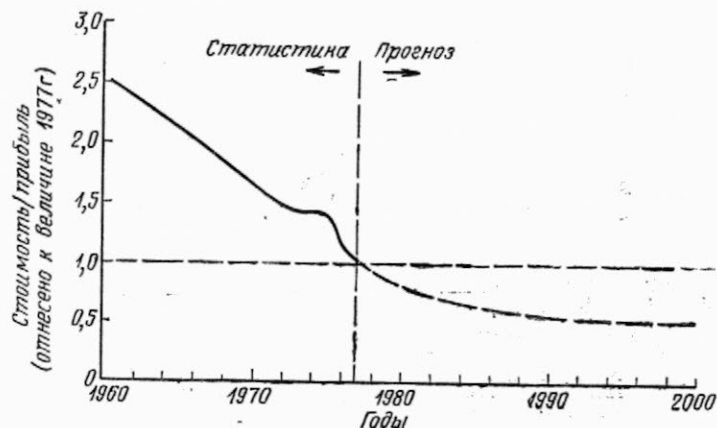


Рис. 4. Тенденция снижения отношения стоимости билетов к прибыли авиакомпании

ких авиалиний должен вырасти на 14 700 условных самолетов общей стоимостью 80 млрд. ф. ст. Среднегодовая потребность составит 400 условных самолетов до 1990 г. и 850 самолетов на последующее десятилетие до конца века. Рост парка самолетов в четырех регионах, прогнозы для которых представлены на рис. 3, примерно одинаков, а что касается отдельных стран, то наиболее крупным покупателем представляется Япония, которой до 2000 г. потребуется приобрести более 1500 самолетов для авиалиний малой протяженности. В связи с этим прогнозом следует отметить развитие авиационной промышленности в Японии и рост деловых связей между фирмами Японии и США. В будущем эта кооперация может существенно затруднить сбыт самолетов европейского производства.

ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ РАЗВИТИЕ АВИАЦИИ

Развитие авиационных перевозок и рынок сбыта самолетов зависят от ряда факторов, которые полезно проанализировать.

Экономические факторы. При условии отсутствия крупных военных конфликтов и всеобщих экономических кризисов развитие авиационных перевозок будет в значительной мере определяться ростом валового национального продукта. В развитых странах он составляет 4—6% в год, т. е. примерно соответствует прогнозу роста авиационных перевозок. Следует отметить удвоенный по сравнению с США темп роста валового национального продукта в Японии. Неучет КНР в прогнозах хотя и сбрасывает со счетов четверть населения Земли, но едва ли отразится на правильности прогнозов для текущего столетия.

Значительное влияние на рост объема перевозок оказывает неявно учитываемое при расчетах соотношение доходов авиакомпаний и стоимости билетов (тарифа). За период с 1966 г. по 1977 г. отношение стоимости билета к соответствующим доходам авиакомпаний снизилось в 2,5 раза и может снизиться еще примерно на 50% до 2000 г. (рис. 4). При этом тарифы на внутренних авиалиниях, обслуживаемых в основном самолетами малой дальности, относительно свободны от ограничений, которые IATA накладывает на стоимость билетов на международных авиалиниях.

Конкуренция наземного транспорта. С самолетами обычного взлета и посадки на маршрутах до 150—250 км успешно конкурируют скорые поезда, которыми охотно пользуются бизнесмены, для которых важно полное время поездки. Укрепить позиции воздушного транспорта на очень коротких маршрутах могло бы появление самолетов с вертикальным взлетом и посадкой.

Маршруты протяженностью от 200 до 700 км являются «ничейной полосой», а при большей дальности самолет имеет преимущество. В США предпочтение чаще отдается самолету, и обычными являются полеты даже на более короткие расстояния. В Европе исторически сложилась гораздо более развитая, чем в США, сеть железных дорог, что в сочетании с географическими и метеорологическими условиями дает железнодорожному транспорту хорошую основу для конкуренции с воздушным. Пассажиры предпочитают поезд из-за меньших концевых потерь времени, лучшего питания в пути, повышенного комфорта и, конечно, меньших транспортных расходов, хотя если затрачен-

ному времени назначить цену, полная стоимость поездки по железной дороге, вероятно, выше. Развитию авиационных сообщений будет способствовать упрощение процедуры оформления посадки, приема багажа, резервирования билетов и т. д.

Рассматривая перспективы развития внутриевропейского транспорта, интересно оценить влияние постройки железнодорожного туннеля под проливом Ла-Манш. Согласно оценке объема воздушных перевозок между Парижем и Лондоном, в 1990 г. потери доли перевозок воздушного транспорта составят 0,8 млрд. пасс.-км. Однако на внутриевропейском объеме перевозок на коротких авиалиниях, который к 1990 г. достигнет 220 млрд. пасс.-км, это изменение отразится весьма слабо.

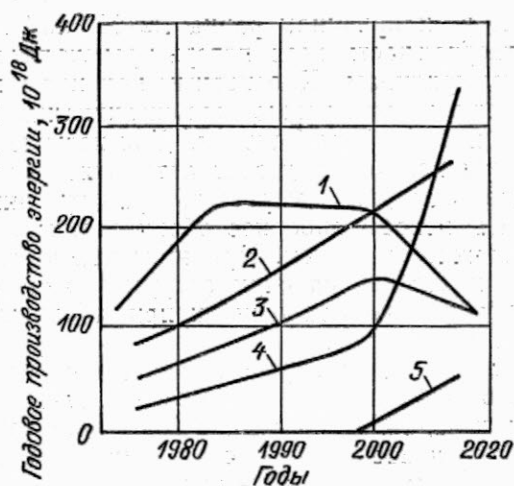
Развитие техники. В современных условиях внедрение научно-технических достижений в авиации обусловлено проведением длительных и дорогостоящих исследовательских работ, от финансирования которых зависит прогресс самолетостроения. В США около 50% ассигнований на развитие авиационной техники расходуется NASA по программе повышения энергетической эффективности самолетов (программа ACSEE*). За 10 лет на исследования будет израсходовано ~1,3 млрд. долл., но по отношению к затратам на закупку самолетов до 2000 г. (включая самолеты большой дальности), которые составят примерно 300 млрд. долл., эти расходы не превышают 0,5%.

Стоимость топлива и источники энергии. Ожидается, что к 2000 г. ископаемая нефть утратит роль основного мирового источника энергии (рис. 5). Однако на транспорте нефть останется основным источником энергии и после 2000 г. при возрастающей доле потребления синтетического топлива из угля и топлива, получаемого из горючих сланцев.

В последние годы приходится обращать серьезное внимание на значительное возрастание стоимости топлива. Ожидается, что к концу столетия стоимость авиационного топлива в твердых ценах удвоится по сравнению с уровнем 1979 г. и достигнет примерно 27 цент./л. Этот прогноз основан на предположении, что синтетическое и добываемое из битуминозных песков и горючих сланцев жидкое горючее будет производиться по стоимости 15,7 цент./л в современных ценах, и новые высокоэкономические двигатели должны работать на этих топливах без заметного снижения срока службы или повышения расходов на техобслуживание.

На долю современного воздушного транспорта приходится всего 6% мировой добычи топлива, и маловероятно, чтобы авиация перешла на топлива, отличные от жидких углеводородов. Доля затрат на топливо в транспортной авиации непрерывно возрастает: составляя для самолетов коротких авиалиний менее 15% ПЭР в 1973 г., т. е. до начала топливного кризиса, она увеличилась до 25% в 1974 г. и, как ожидается, достигнет 36% ПЭР к 1995 г. даже при условии осуществления программы повышения энергетической эффективности авиатранспорта, которая, впрочем, рассчитана на самолеты большой, а не малой дальности полета.

В достаточно отдаленном будущем возможно создание самолетов, использующих в качестве топлива жидкий водород. Однако, не говоря о проб-



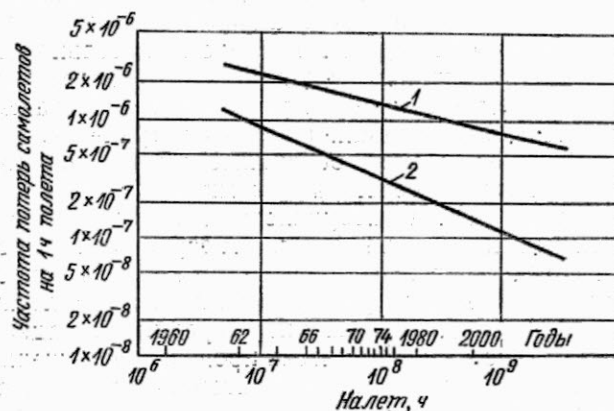
1—нефть; 2—каменный уголь; 3—природный газ; 4—ядерная энергия; 5—газ и нефть, полученные новыми методами

Рис. 5. Прогнозы производства энергии до 2020 г.

лемах хранения этого топлива, теплоизоляции баков и обеспечении безопасности, его применение потребует промышленного производства жидкого водорода, что само по себе является сложной проблемой.

Условия безопасности эксплуатации. Для самолетов авиалиний малой протяженности вопросы безопасности полета и технического обслуживания играют особо важную роль по двум причинам. Во-первых, наиболее напряженные этапы набора высоты и снижения составляют для этих самолетов основную часть перелета, а крейсерский участок относительно невелик или даже отсутствует. Во-вторых, требование интенсивного годового использования самолетов и большая частота рейсов предполагают ускорение наземного обслуживания.

Безопасность полета была и всегда останется основным требованием к воздушному транспорту. С увеличением суммарного налета реактивных транспортных самолетов вероятность аварий и катастроф на час полета снижается, как это показано на рис. 6. Экстраполируя эту зависимость на будущее, можно составить представление о перспективах повышения безопасности полета. Снижение частоты катастроф до целевого уровня ВСАР, равного 10^{-7} катастроф на 1 ч полета, потребует многих лет. В настоящее время частота потерь само-



1—все потери; 2—потери по техническим причинам

Рис. 6. Тенденция повышения безопасности полета

* См. «ТИ» № 14, 1980.

летов по всем причинам равна $1,2 \cdot 10^{-6}$ на 1 ч полета. Четвертая часть всех потерь происходит по техническим причинам. К основным причинам потерь самолетов относятся также ошибки экипажа, метеосостояние и стихийные бедствия. Для повышения безопасности полетов предстоит автоматизировать управление самолета, упростить работу экипажа (внедрить новое приборное оборудование), повысить надежность систем. При этом важно соблюсти меру и, снижая рабочую загрузку экипажа, не увеличить вероятность ошибок при обслуживании усложненных систем.

По сравнению с другими этапами полета наибольшего внимания в отношении безопасности требует посадка. В последние годы рост загрузки аэропортов привел к тому, что на многих ВПП самолеты в течение длительных промежутков времени принимаются с интервалом 1,5 мин. Увеличение пассажироместности самолетов снижает загрузку воздушного пространства и аэропортов, но по-новому ставит проблему вихревого следа. Большая интенсивность вихревого следа за тяжелыми широкофюзеляжными самолетами и длительное время его существования привели к необходимости увеличить дистанцию между самолетами в зоне аэродрома и интервал между посадками. Интересно, что влияние следа ослабляется при сильном боковом ветре, но в этих условиях, как известно, возникают свои трудности. Проблема вихревого следа проще решается при эксплуатации самолетов близких весовых классов и существенно обостряется, если, например, требуется обеспечить безопасность полета легкого самолета, выполняющего посадку вслед за широкофюзеляжным самолетом типа Боинг 747.

Рост объема перевозок в начале 1980-х годов приведет к повторению положения, создавшегося в аэропортах перед появлением широкофюзеляжных самолетов. Вопрос о строительстве новых аэропортов либо о создании самолетов В/КВП (предназначенных главным образом для авиалиний малой протяженности) будет решаться в зависимости от потребных затрат и сложности новых систем.

Наземное обслуживание. В это понятие входят подготовка самолета и обслуживание пассажиров, включая обработку багажа. На авиалиниях малой протяженности важнейшим требованием к самолету является быстрая оборачиваемость, чему способствует уже упомянутая возможность выполнять несколько промежуточных посадок без заправки топливом. Эта характеристика самолета зависит от запаса топлива и максимально допустимого посадочного веса, который в пределе желательно довести до величины максимального взлетного. Гибкость эксплуатации самолетов зависит также от простоты обслуживания кухонь и туалетов.

Повышение уровня обслуживания пассажиров является важной целью авиакомпаний. В последние годы эта задача затрудняется все более строгими нормами безопасности, требующими проверки пассажиров и их личного багажа. На современных, особенно широкофюзеляжных, самолетах с двумя проходами в кабине, передней и задней дверьми перемещение пассажиров и размещение багажа упрощаются. Для сокращения потерь времени пассажиров в аэропортах следует ускорить процедуру регистрации при вылете, получение багажа и отъезд из аэропорта после прибытия. В на-

стоящее время эти задачи еще не получили удовлетворительного решения ни в одном из основных аэропортов, в частности, из-за перегрузки уличного движения.

Грузоподъемность самолетов и частота движения. Рост пассажироместности самолетов, связанный с необходимостью уменьшить загрузку воздушного пространства в зоне аэродромов, выгоден для авиакомпаний, так как приводит к уменьшению эксплуатационных расходов. Однако использование больших самолетов непременно уменьшает коэффициент загрузки и частоту движения, поэтому обсуждение размеров самолетов является предметом постоянных дискуссий между авиакомпаниями и авиастроительными фирмами. Анализ пассажироместности выпускавшихся после второй мировой войны пассажирских самолетов показывает ее рост на 3—3,5% в год для самолетов местных и коротких авиалиний и на 5—6% для самолетов большой дальности. Вполне вероятно, что до 2000 г. авиакомпании будут использовать в основном модификации (например, с удлиненным фюзеляжем) современных самолетов.

Челночные перевозки. Этот термин используется для обозначения рейсов, на которых пассажиру гарантируется место без предварительного заказа. Впервые челночные рейсы были введены авиакомпанией Истерн Эрлайнз в 1961 г. В 1975 г. к ней присоединилась компания Бритиш Эрэйз. В дополнение к гарантии места без предварительного заказа авиакомпания Бритиш Эрэйз устанавливает удобное для запоминания расписание рейсов и оплату проезда на борту. Введение челночных рейсов становится экономически обоснованным при объеме перевозок 400 тыс. пассажиров в год. В этом случае интервал между рейсами 100—120-местных самолетов в течение 12-часового летного дня составляет 2 ч. Для организации движения с часовым интервалом между рейсами требуется увеличение пассажиропотока до 700 тыс. человек. На обслуживаемом компанией Истерн Эрлайнз маршруте Вашингтон—Нью-Йорк используются в основном 100-местные самолеты DC-9, вылетающие каждые 15—20 мин.

Челночные перевозки целесообразны на маршрутах с устойчивой, не зависящей от сезона загрузкой в обоих направлениях. На этих рейсах не применяются льготные тарифы, а основной контингент составляют деловые пассажиры. Новый вид обслуживания привлекает пассажиров и приводит к резкому приросту объема перевозок. Организация на маршруте челночных рейсов, как показывает опыт компании Бритиш Эрэйз, увеличивает темп роста перевозок с 6,5 до 20% в год. На трех челночных линиях, обслуживаемых этой компанией, за год перевозится 1,7 млн. пассажиров.

Условие оплаты билета в пути требует использования на челночных рейсах самолетов с одним проходом между креслами. Чтобы посадка и высадка пассажиров продолжались сравнительно недолго, число мест в таком самолете не должно превышать 200. По-видимому, в конце 1980-х и в 1990-х годах на челночных рейсах можно будет успешно использовать самолеты типа Боинг 757, хотя, исходя из прогнозов роста объема перевозок, могут потребоваться и более крупные самолеты типа Боинг 747.

Развитие систем связи. Широкое развитие систем связи, включая видеотелефон и передачу печатных документов в реальном времени, может, на первый взгляд, привести к сокращению объема пассажирских перевозок. Если считать, что деловые пассажиры составляют 50% общего количества и, как показали некоторые исследования, 20% из них предпочтут использование систем связи полету, это приведет к снижению пассажиропотока на 10%. Однако после телеконтактов, по всей вероятности, потребуются личная встреча партнеров, что должно способствовать развитию пассажирских перевозок. Личные встречи бизнесменов останутся необходимыми и по причине трудностей обеспечения секретности переговоров по каналам связи и недоверия к этому виду контактов.

Экологические факторы. Значительное влияние на развитие воздушного транспорта оказывают проблемы охраны окружающей среды. Такие требования, как ограничения по шуму на местности, содержанию вредных примесей в выхлопных газах двигателей и использованию земельных площадей, учитываются при разработке и эксплуатации самолетов.

За последнее десятилетие уровень создаваемого шума стал важнейшим ограничивающим параметром при разработке самолетов и авиационных двигателей, а продолжающееся ужесточение нормативов шума на местности все более затрудняет задачи проектировщиков. В настоящее время допустимый уровень воспринимаемого шума для самолета с взлетным весом 36,3 тс равен примерно 100 EPN дБ, и допускается увеличение этого уровня на 1 EPN дБ на каждые 13,6 тс взлетного веса самолета. С 1985 г. указанные требования утратят силу, и ко все самолетам будут применяться нормативы FAR.36. По этим нормативам допустимые уровни шума снижаются примерно на 5 EPN дБ. В 1990-х годах возможно снижение допустимого уровня шума еще на 5 EPN дБ, т. е. до 90 EPN дБ, что может быть обеспечено дальнейшим усовершенствованием двигателей, их экранированием, повышением тяговооруженности (для более крутого набора высоты) и аэродинамического качества самолетов.

Самолеты, предназначенные для авиалиний малой протяженности, зачастую эксплуатируются с местных аэродромов, расположенных вблизи населенных районов. Этот факт, наряду с большей частотой взлетов и посадок по сравнению с магистральными самолетами, требует повышенного внимания к уровню шума, создаваемого на местности самолетами малой дальности. Преимуществом таких самолетов в отношении шума является повышенная тяговооруженность, вызванная необходимостью взлета с коротких ВПП. Благодаря высокой тяговооруженности растет скоростная способность и уменьшается площадь зоны с повышенным уровнем шума на местности. При посадке шум двигателей незначителен, и повышается роль аэродинамического шума, создаваемого при обтекании планера. Увеличение аэродинамического качества самолета позволяет использовать более крутые траектории захода и облегчает маневрирование для облета жилых массивов.

Влияние продуктов сгорания авиационного топлива на загрязнение окружающей среды в неко-

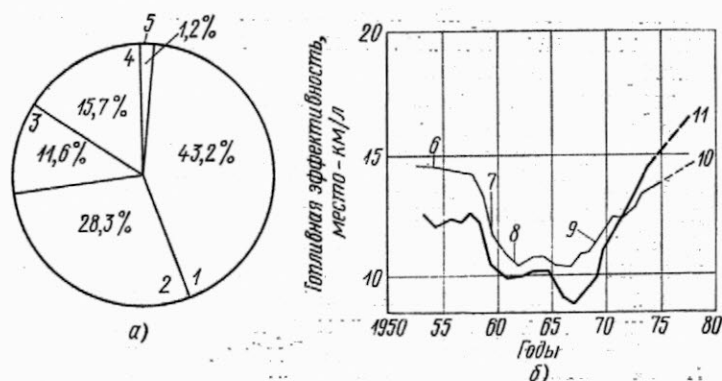
торых случаях привлекает больше внимания, чем оно того заслуживает. Видный издаль дымовой шлейф за взлетающим самолетом относительно безвреден, и его можно устранить путем улучшения сгорания топлива. Наиболее серьезную проблему для аэропорта и его окрестностей представляет большое содержание вредных веществ в продуктах сгорания топлива во время запуска двигателей и при рулении самолета. При работе двигателя на режиме малого газа и при рулении в продуктах сгорания содержится, например, в 20 раз больше окиси углерода, чем при взлете, и в 250 раз больше, чем при посадке. Выброс вредных примесей значительно уменьшается для самолетов ВВП ввиду отсутствия участка руления перед взлетом.

Типичный самолет малой дальности при коэффициенте загрузки 60% расходует 0,054 кгс топлива на 1 пасс.-км. Эта величина несколько ниже, чем для легкового автомобиля (0,059 кгс), но главное преимущество самолета состоит в том, что выхлопные газы его двигателей содержат гораздо меньше вредных примесей: в 15 раз меньше окиси углерода, в 6 раз — углеводородов и в 8 раз — окислов азота.

Потребности авиации в земельных площадях меньше, чем для любого другого вида транспорта, исключая водный. Крупный аэропорт, обслуживающий 10 млн. вылетов в год, может занимать площадь около 10 км². Так как пассажир в каждом путешествии использует минимум два аэропорта, то на его долю приходится 2 м² земельной площади аэропортов. В случае наземного транспорта потребная земельная площадь увеличивается пропорционально дальности пути. Преимущество авиационного транспорта тем более очевидно, что в течение 95% времени полета шум самолета не доходит до земли.

САМОЛЕТЫ ДЛЯ АВИАЛИНИЙ МАЛОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ

Для развития авиации исторически характерно первоочередное использование технических достижений на самолетах большой дальности полета. Так, например, на них впервые (после военных самолетов) появились реактивные двигатели, стреловидные крылья, ТРДД большой степени двухконтурности. Такое положение является следствием усложнения задач авиации дальних маршрутов: беспосадочные перелеты через Атлантику, из Европы на западное побережье США, в том числе с полной загрузкой и в сложных метеоусловиях. Однако самолеты для коротких авиалиний заслуживают серьезного внимания уже потому, что, выполняя значительную часть перевозок, они решают серьезные экономические задачи. На коротких маршрутах трудно добиться низкого уровня расходов на 1 пасс.-км. В то же время самолеты малой и средней дальности потребляют большую часть расходуемого авиацией топлива отчасти из-за наличия в парке значительного числа самолетов, оснащенных сравнительно неэкономичными двигателями низкой степени двухконтурности. Распределение потребления топлива по классам самолетов в Англии показано на рис. 7, а. Как видно, пассажирские самолеты английских авиакомпаний в 1977 г. расходовали 83,1% топлива, а на долю военных самолетов и



1—самолеты малой дальности (<1500 км); 2—самолеты средней дальности (1500—5000 км); 3—самолеты большой дальности (>5000 км); 4—военные самолеты; 5—авиация общего назначения; 6—самолеты с ПД и ТВД; 7—самолеты с ТРД; 8—самолеты с ТРДД низкой степени двухконтурности; 9—самолеты с ТРДД высокой степени двухконтурности; 10—внутренние линии США; 11—международные авиалинии США

Рис. 7. Расходование топлива авиацией Англии (а) и США (б)

авиации общего назначения пришлось 16,9%. На правом графике (рис. 7, б) представлены данные о повышении топливной эффективности самолетов на международных и внутренних авиалиниях США, выраженной в место-км/л. После 1975 г. около 70% самолетов, эксплуатировавшихся на международных линиях, имели двигатели с высокой степенью двухконтурности. Ожидалось, что к 1980 г. все двигатели низкой степени двухконтурности будут заменены, и на рис. 7, б показан ожидавшийся эффект.

По-видимому, в ближайшее десятилетие, несмотря на внедрение менее шумных и более экономичных ТРДД высокой степени двухконтурности, борьба за дальнейшее повышение топливной эффективности самолетов, предназначенных для коротких авиалиний, будет продолжаться, и на этих самолетах следует ожидать применения новейших технических достижений, обеспечивающих снижение расхода топлива. Самолеты, которые будут эксплуатироваться или поступят на авиалинии в 1980-х годах, при сроке службы в 15 лет станут основой парка до конца века, а их варианты и модификации будут осуществлять перевозки и в следующем столетии.

При прогнозировании характеристик самолетов 1990-х годов следует рассмотреть самолеты, поступающие в эксплуатацию в 1980-х годах, поскольку развитие авиации в значительной степени определяется модификацией существующих самолетов и созданием их вариантов.

Модернизация выпускаемых самолетов выгодна не только фирме-изготовителю благодаря экономии затрат на разработку, но и авиакомпании, сохраняющей опыт и оборудование для эксплуатации хорошо знакомой ей техники. Во многих случаях изменяющиеся запросы авиалиний удается удовлетворить, изменяя число мест в пассажирской кабине, например, путем увеличения длины фюзеляжа.

Создание нового самолета становится неизбежным при появлении нового определяющего фактора, связанного, например, с качественным изменением требований и условий эксплуатации. Толчком к разработке новых самолетов могут явиться, например, более жесткие нормативы по шуму или

переход на новую концепцию, подобно тому как в прошлом перешли от ТВД к ТРД и от обычных фюзеляжей к широким.

Большинство самолетов, производство которых начнется в 1980-х годах, создается на основе моделей с ТРДД, разрабатывавшихся в 1960-х годах для замены ранее выпускавшихся самолетов с ТВД и ТРД.

Эволюция самолетов зависит от разработки двигателей с требуемыми характеристиками. До последнего времени основные усилия двигателестроительных фирм концентрировались на создании мощных ТРДД с тягой более 20 тс. Потребность в двигателях высокой степени двухконтурности, пригодных для установки на самолеты с обычным фюзеляжем (5 или 6 мест в ряду), не удовлетворялась. В скором времени это положение изменится, и авиационная промышленность получит двигатели такого класса.

Программа разработки новых двигателей вполне обеспечивает переоснащение всего спектра самолетов 1980-х годов, их развитие и оснащение модификаций до конца века, если только ход развития не изменится существенно под влиянием серьезных ограничений, которые нельзя предвидеть в настоящее время. Вероятно влияние следующих факторов: требование высокой топливной экономичности; более жесткие ограничения по шуму; насыщение воздушного пространства и аэропортов; конкуренция со стороны усовершенствованных средств наземного транспорта.

При разработке новых и модификации выпускающихся самолетов требуется решить ряд вопросов, определяющих пути технического развития:

до каких пределов техническое совершенствование самолетов для выполнения новых требований не ведет к заметному ухудшению их экономических показателей;

насколько реально выполнение новых требований путем модификации существующих самолетов; каким должен быть новый самолет, если модификация существующих самолетов не обеспечивает требуемых характеристик;

потребуется ли коренное изменение современной системы воздушного транспорта;

какие новые системы могут появиться до конца столетия.

Ниже представлен обзор технических достижений, применение которых в авиации вполне вероятно в пределах рассматриваемого периода времени.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДОСТИЖЕНИЯ

В развитии авиации в прошлом можно отметить ряд скачкообразных повышений технического уровня, но за последние 20 лет ее успехи связаны с непрерывными достижениями во всех отраслях. В настоящее время, за исключением управления пограничным слоем, трудно указать на такое достижение, которое еще не вступило хотя бы в начальную фазу реализации.

Развитие авиационной техники идет по пути внедрения технических усовершенствований в трех основных направлениях: силовая установка, планер и оборудование.

В современных условиях первоочередными являются меры, обеспечивающие снижение расхо-

да топлива и повышение экономичности самолетов, т. е. относящиеся главным образом к силовым установкам и планеру и во вторую очередь — к бортовым системам. Новая техника требует значительных расходов на разработку и внедрение. Как и в прошлом, многие технические достижения являются результатом НИОКР по программам военной техники. Специфически «гражданские» направления требуют значительных начальных расходов, которые часто не под силу фирмам, хотя и обещают в отдаленном будущем существенный выигрыш. Большое значение имеет осуществляемая программа NASA, направленная на повышение энергетической эффективности самолетов. Ее результаты обеспечат авиапромышленности США значительные преимущества. Западноевропейской авиационной промышленности в современных условиях трудно конкурировать с фирмами США. Особенно сложное положение в Англии, где фирма Бритиш Аэроспейс (BAe) должна самостоятельно финансировать исследования, направленные на совершенствование транспортных самолетов. Западноевропейское авиадвигателестроение более конкурентоспособно.

Создание высокоэффективного самолета будущего потребует комплексного совершенствования планера и бортовых систем. В области аэродинамики предстоит разработать профили крыла, обеспечивающие высокое аэродинамическое качество, создать эффективные системы увеличения подъемной силы и усовершенствованные концевые шайбы крыла. Системы активного управления позволят снизить маневренные и ветровые нагрузки, обеспечить требуемую устойчивость, исключить флаттер, расширить область летных режимов. Новое высоконадежное электронное и приборное оборудование облегчит работу экипажа и оптимизирует параметры полета. Совершенствование двигателей приведет к повышению их экономичности, снижению веса и уровня шума, будут снижены установочные потери. Новые конструкционные материалы, в том числе композиционные, будут широко использоваться для снижения веса и улучшения прочностных характеристик планера. Найдут применение новые конструктивные схемы и аэродинамические компоновки, подобные изображенной на рис. 8. Проблемы шума на местности будут решаться путем улучшения акустических характеристик двигателей и планера, а также изменением эксплуатационных процедур.

Силовая установка. Наиболее важным условием совершенствования самолетов является снижение расхода топлива и уровня шума на местности; и с середины 1960-х годов основные достижения авиации были связаны с развитием двигателей и улучшением их согласования с планером. Так, появление мощных ТРДД с высокой степенью двухконтурности сделало возможной постройку современных широкофюзеляжных самолетов, отличающихся меньшим расходом топлива и сниженным уровнем шума по сравнению с прошлым поколением самолетов, оснащенных двигателями низкой степени двухконтурности.

Продолжающиеся работы по совершенствованию двигателей путем оптимизации рабочего цикла и доводки компонентов обещают значительные, но не скачкообразные, как в прошлом, достижения. Имеющиеся возможности существенного усовер-

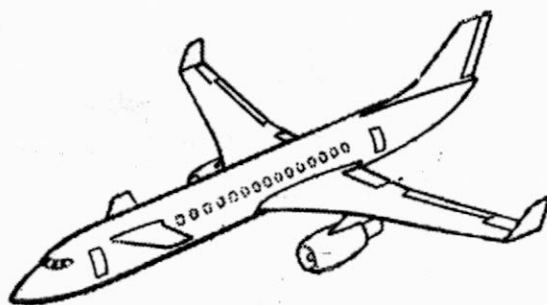


Рис. 8. Возможный вид перспективного пассажирского самолета

шенствования силовых установок, например, путем использования регенеративного цикла, ведут к значительному росту веса, что, вероятно, не позволит применить такие двигатели на самолетах для авиалиний малой протяженности. Рассматривается также дальнейшее повышение степени двухконтурности или возврат к ТВД с открытым или установленным в канале винтом-вентилятором. Проводящиеся исследования показывают, что этот путь усовершенствования силовых установок обещает значительный выигрыш. Однако в случае использования винтовентиляторных установок предстоит решить проблемы объединения их с планером, которые будут особенно серьезными для скоростных самолетов.

При разработке новых двигателей обращается внимание на повышение удельной тяги, упрощение конструкции, снижение начальной стоимости и эксплуатационных расходов, повышение надежности и безопасности. Последнее требование ведет к возрастанию веса двигателя, так как по нормам летной годности необходимо, чтобы обломки деталей в случае разрушения двигателя локализовались внутри его объема. Для иллюстрации успехов в повышении экономичности авиационных двигателей на рис. 9 представлены данные по удельному расходу топлива, начиная с 1960 г., и прогноз до 1990-х годов. За 100% принят расход, соответствующий современному уровню; учитываются установочные потери.

Аэродинамика. Среди работ в этой области можно выделить четыре главных направления:

- разработка высокоэффективного крыла для больших критических скоростей;

- повышение характеристик крыла при малых скоростях и создание систем увеличения подъемной силы;

- усовершенствование аэродинамики планера;
- согласование планера и силовой установки.

Оценку преимуществ крыльев современных и перспективных самолетов можно провести достаточно наглядно, изображая возрастание относительной толщины крыла, приведенной к постоянным значениям угла стреловидности, расчетного числа M и коэффициента подъемной силы. Аналогичное приведение можно выполнить и по величине критического числа M ($\Delta M = 0,02$ эквивалентно $\Delta c \approx 1,7\%$).

График на рис. 10 иллюстрирует рост приведенной относительной толщины крыла (пересчитано на определенные χ , число M и $c_{у\text{кр}}(c_{у\text{кр}})$). Возмож-

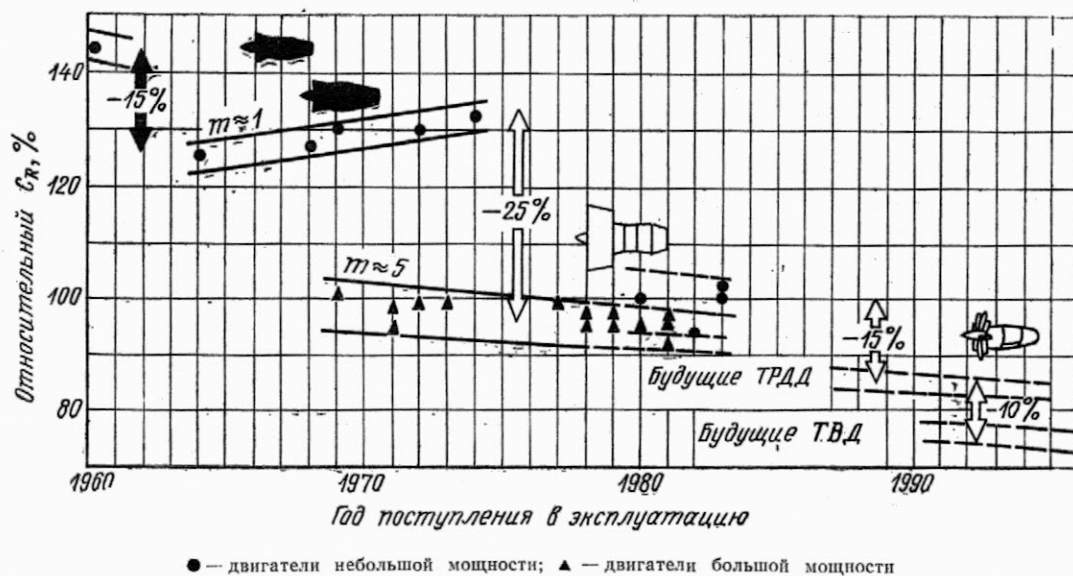


Рис. 9. Снижение удельного расхода топлива при усовершенствовании силовых установок (условия крейсерского полета, $MCA + 10^\circ C$, $H = 9150$ м, число $M = 0,8$)

пость. увеличить толщину крыла позволяет конструктору самолета шире варьировать другие параметры, например увеличить удлинение крыла с целью повышения аэродинамического качества.

Значительные перспективы обещает улучшение аэродинамики крыла при малых скоростях и усовершенствование систем. увеличения подъемной силы крыла, упрощающие эксплуатацию самолетов с относительно коротких ВПП. Длительное время возлагались надежды на системы обдува верхней поверхности крыла струями двигателей, но они пока что не применяются на гражданских самолетах, хотя ряд исследований, в том числе выполненных NASA, может иметь большое значение, в частности для создания самолетов КВП.

Можно указать и другие направления совершенствования аэродинамики самолетов. Вероятно, одно из важнейших — это общее снижение сопротивления при докритических скоростях: американские самолеты в этом отношении лучше западноевропейских. Значительные возможности обещает применение усовершенствованных концевых шайб на крыле для увеличения аэродинамического ка-

чества при малых скоростях и в условиях крейсерского полета. Хотя такие устройства показали свою эффективность на модифицированных существующих самолетах, пока что имеются серьезные сомнения относительно их преимуществ на самолетах, разработанных с учетом применения концевых шайб.

Важной областью исследования являются средства разрушения вихревого следа, позволяющие сократить интервал между самолетами и более рационально использовать воздушное пространство аэропорта. На интенсивность вихревого следа оказывают влияние система механизации и форма законцовок крыла.

Большие возможности повышения аэродинамической эффективности в крейсерском полете открывает искусственная или естественная ламинаризация обтекания. Однако использование на самолетах малой дальности систем УПС нецелесообразно. Для самолетов большой дальности эффект ламинаризации обтекания значительно, но ряд специалистов все еще выражают скептическое отношение к системам УПС в связи с возможными эксплуатационными трудностями.

Согласование силовой установки и планера обещает значительные преимущества. Рассматриваются, в частности, такие аспекты проблемы, как предельное уменьшение длины воздухозаборника, захват воздухозаборником заторможенного пограничного слоя, управления спутным следом.

Технические решения, пригодные для самолетов малой дальности, в частности из-за побочных воздействий на работу двигателей, пока не получены.

Совершенствование систем управления. Термином «усовершенствованные системы управления» обозначается широкий спектр технических достижений в этой области, в частности средства активного управления, которые в своем зачаточном состоянии используются уже давно на многих современных самолетах (например, демпферы рыска-

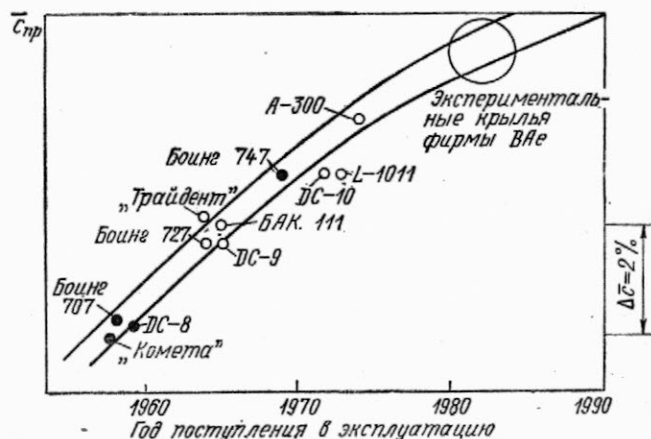


Рис. 10. Возрастание средней приведенной относительной толщины крыла ($\bar{c}_{пр}$)

ния). В настоящее время выделяются четыре главные цели применения активного управления:

1. Управление траекторией полета.
2. Расширение области полетных режимов (в частности, путем подавления флаттера).
3. Снижение нагрузок при воздействии порывов и при маневре, повышение комфортабельности полета в условиях турбулентности.
4. Улучшение устойчивости, искусственная устойчивость.

Системы управления траекторией полета, в частности на этапах захода на посадку и посадки, получили широкое распространение много лет назад. Благодаря развитию техники надежность систем и безопасность полета существенно повысились. Все шире используется непосредственное управление подъемной силой.

Усовершенствованные системы для выполнения специальных процедур регулирования тяги при взлете и оптимизации профиля полета будут способствовать экономии топлива при эксплуатации самолетов малой дальности.

Активное управление помогает расширить эксплуатационные режимы полета, увеличить скорость, снять ограничения по тряске и т. п. либо, напротив, ослабить требования к конструкции, снизив за счет этого ее вес при сохранении заданных условий летной эксплуатации. Наиболее ярким примером возможностей активного управления является противофлаттерная система, но до внедрения такой системы на гражданских самолетах потребуются провести обширные исследования для обеспечения ее соответствия требованиям летной годности.

Парирование нагрузок от порывов ветра позволяет уменьшить вес крыла или увеличить его удлинение, в том числе и на новых вариантах существующих самолетов. Активные системы позволяют сократить запас собственной статической устойчивости и существенно уменьшить размеры хвостового оперения.

Системы активного управления облегчают работу конструктора, давая ему большую свободу, и обеспечивают значительное уменьшение веса, лобового сопротивления и стоимости. В начале 1980-х годов их использование на самолетах будет еще ограничено, но после выработки требований летной годности к усовершенствованным системам можно ожидать их широкого внедрения еще до конца следующего десятилетия.

Материалы и конструкции. За последние два десятилетия расширилось применение алюминиевых сплавов с улучшенными свойствами, сталей, титана и композиционных материалов. В следующем десятилетии ожидается значительное снижение веса неосновных элементов конструкции и деталей интерьера за счет применения материалов на основе стекловолокна, волокон углерода и кевлара. Говорить о внедрении материалов на основе волокон углерода для основных компонентов конструкции пассажирских самолетов пока еще преждевременно, хотя для военных самолетов уже разрабатываются даже полностью композиционные крылья. Считается, что углепластики будут использоваться в основных компонентах конструкции самолетов в начале 1990-х годов, и это приведет к скачкообразному снижению веса конструкции.

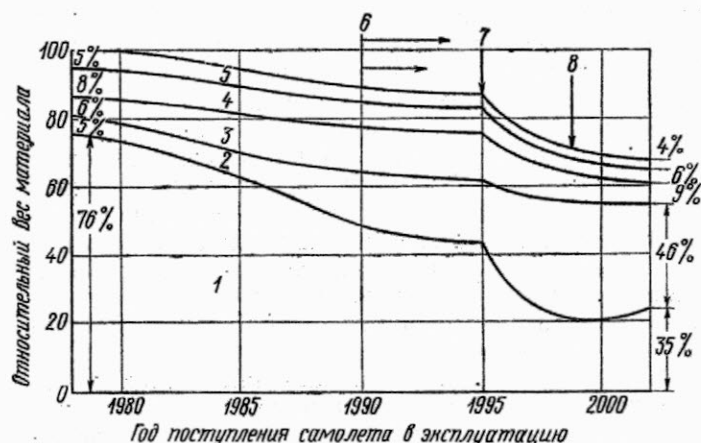
Тенденции изменения веса планера и распределения материалов, используемых в его конструкции, показаны на рис. 11 для условного самолета. В вес конструкции включены колеса и тормоза, но не включен вес гондол двигателей. Учитывается только чистая экономия веса за счет применения композиционного материала в основной конструкции, а вторичное влияние этого уменьшения веса на основные элементы конструкции не рассматривается.

В настоящее время перспективные композиционные материалы и компоненты конструкции проходят летные эксплуатационные испытания. Еще многое предстоит сделать в изучении свойств этих материалов и разработке методов контроля в процессе эксплуатации. Необходимо также создать методы проектирования и изготовления, отличающиеся от традиционных, но отвечающие особенностям композиционных материалов и способствующие эффективному использованию их свойств.

Важное значение имеет разработка новых методов производства и оборудования для компонентов, изготавливаемых из композиционных материалов. Необходимо наладить производство так, чтобы оно было рентабельным, несмотря на высокую стоимость материалов. Особенности новой технологии, обеспечивающей существенное сокращение количества деталей, по мнению некоторых специалистов, обещают даже большие преимущества в отношении стоимости, чем снижение веса.

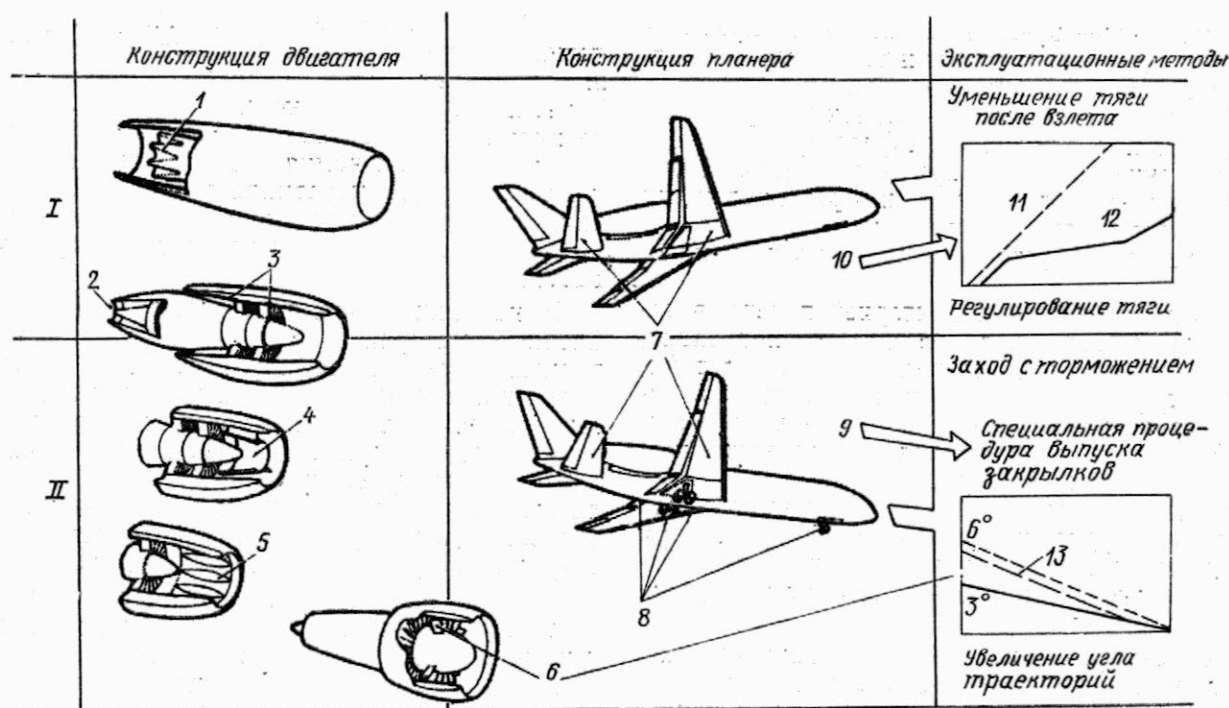
Планеры и легкие самолеты уже вступили в эру цельнопластиковых конструкций, но для гражданских самолетов она наступит не скоро, а может быть и не наступит и вовсе.

Требования к шуму. Широкофюзеляжные самолеты 1970-х годов с двигателями высокой степени двухконтурности удовлетворяют нормативам по шуму, установленным на 1980-е годы. Однако некоторые узкофюзеляжные самолеты, в частности Боинг 707 и DC-8, а также самолеты с двигателями «Спей» должны быть сняты с эксплуатации. Поэтому в первой половине 1980-х годов будет происходить широкое внедрение в эксплуатацию новых самолетов с малошумными двигателями (см. рис. 8).



1—алюминиевые сплавы; 2—композиционные материалы; 3—титановые сплавы; 4—сталь; 5—разные материалы; 6—начало разработки; 7—применение композиционных материалов в основной конструкции; 8—внедрение новых алюминиевых сплавов

Рис. 11. Тенденции использования различных материалов в конструкции планера



1—взлет и набор высоты; 11—заход на посадку и посадка; 1—сопла с принудительным смещением потоков; 2—снижение скорости реактивной струи; 3—акустическая облицовка; 4—кольцевые разделительные вставки; 5—«запертый» воздухозаборник; 6—вентилятор с изменяемым углом установки лопаток; 7—экранирование шума; 8—снижение шума планера; 9—аэродинамические средства непосредственного управления подъемной силой; 10—усовершенствованные профили крыла; 11—крутой набор высоты; 12—траектория, обеспечивающая снижение шума на местности; 13—снижение по двухлучевой глиссаде

Рис. 12. Методы снижения шума перспективных самолетов

По поводу дальнейшего изменения нормативов шума самолетов в 1980—1990-х годах высказываются различные предположения. Скорее всего, несмотря на требования населения, допустимые уровни шума и сроки введения новых требований будут устанавливаться в соответствии с техническими возможностями. Существует мнение, что нормативы CAN5 смогут применяться длительное время, но для ряда самолетов 1980-х годов с усовершенствованными двигателями уровни шума будут близки к ограничениям, установленным этими нормами.

На рис. 12 показаны некоторые возможности для дальнейшего снижения уровня шума путем оптимизации размещения двигателей, конструкции планера и эксплуатационных процедур. От полноты использования указанных возможностей и размеров затрат будет зависеть прогресс в этом направлении. Обширные исследования по экранированию шума, включая летные испытания, выполненные в Англии, указывают на хорошие перспективы компоновки с задним расположением двигателей (см. рис. 16). К сожалению, современные исследования показывают, что снижение уровня шума обязательно сопровождается некоторым ухудшением показателей экономичности и ростом расхода топлива, и этот факт может повлиять на сроки внедрения ряда мер.

Усовершенствование авиационных двигателей и снижение их шума могут привести к тому, что преобладающее значение, особенно при заходе на посадку, будет иметь шум планера. Способы снижения этой составляющей шума являются предметом современных исследований.

Системы и оборудование. Не упоминая о конкретных разработках, можно указать, что к 1990-м

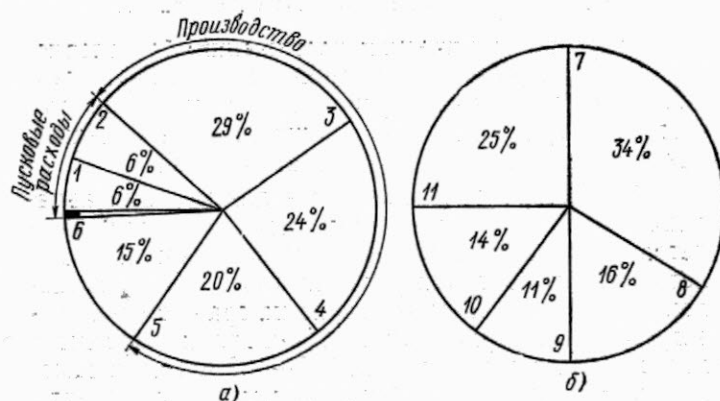
годам будет достигнуто заметное снижение стоимости и веса самолетов, повышена надежность и уменьшены эксплуатационные расходы. Наиболее значительную роль в усовершенствовании приборов и оборудования сыграет, вероятно, использование цифровой техники и микроэлектроники. Их применение может дать снижение веса и повышение надежности на порядок величины при соответствующем повышении экономичности самолета.

Внешне особенно заметными будут изменения приборного оборудования в кабине пилотов. Важное значение имеют проводящиеся компанией Бритиш Эруэйз исследования применения на приборных досках индикаторов на электронно-лучевых трубках.

Эффект технических усовершенствований. Прежде чем оценивать преимущества, связанные с внедрением того или иного технического усовершенствования, следовало бы, в идеале, полностью подсчитать расходы на разработку, исследования и внедрение новой техники. Такие подсчеты выполнить крайне трудно, однако необходимо помнить о весьма незначительной доле расходов на чисто исследовательские работы в тех случаях, когда самолет выпускается серийно и объем производства достигает нескольких сотен самолетов. На рис. 13 для 150-местного самолета с двигателями высокой степени двухконтурности представлены составляющие продажной цены (а) и эксплуатационных расходов (б) при расчетной дальности полета 825 км.

Наиболее значительный экономический эффект достигается благодаря снижению производственных расходов путем развития технологических методов ускорения процесса освоения производства и, если обеспечен рынок сбыта, увеличения объема производства.

Тесная взаимосвязь технических и экономических аспектов и их зависимость от назначения и загрузки самолета не дают возможности указать конкретные цифры, определяющие эффективность использования того или иного технического решения в изолированном виде. Взаимосвязь между различными техническими усовершенствованиями показана на рис. 14. Как видно, результат зависит от того, насколько рационально все средства применены в конкретных условиях. Прогнозы повышения топливной экономичности до конца 1990-х годов, связанные с внедрением различных усовершенствований, даны на рис. 15. В качестве исходного выбран самолет 1970-х годов с двигателями высокой степени двухконтурности. Слева показана экономия топлива от внедрения отдельных усовершенствований. Получить общий выигрыш простым суммированием отдельных эффектов нельзя, и справа на рис. 15 показано возможное снижение расхода топлива для оптимизированного самолета с ТРДД. К 1990 г. ПЭР могут быть снижены более чем на 20% по сравнению с уровнем 1970-х годов.



1—исследования и разработка; 2—производственное оборудование и опытные самолеты; 3—изготовление планера; 4—материалы для планера и закупаемое оборудование; 5—двигатели и гондолы; 6—коммерческие издержки и финансирование программ; 7—амортизация, проценты на капитал, страховка; 8—техобслуживание (двигатели — 7%, планер — 9%); 9—оплата посадки и использования навигационного оборудования; 10—зарплата пилотов и стюардесс; 11—топливо

Рис. 13. Состав продажной цены (а) и прямых эксплуатационных расходов (б)

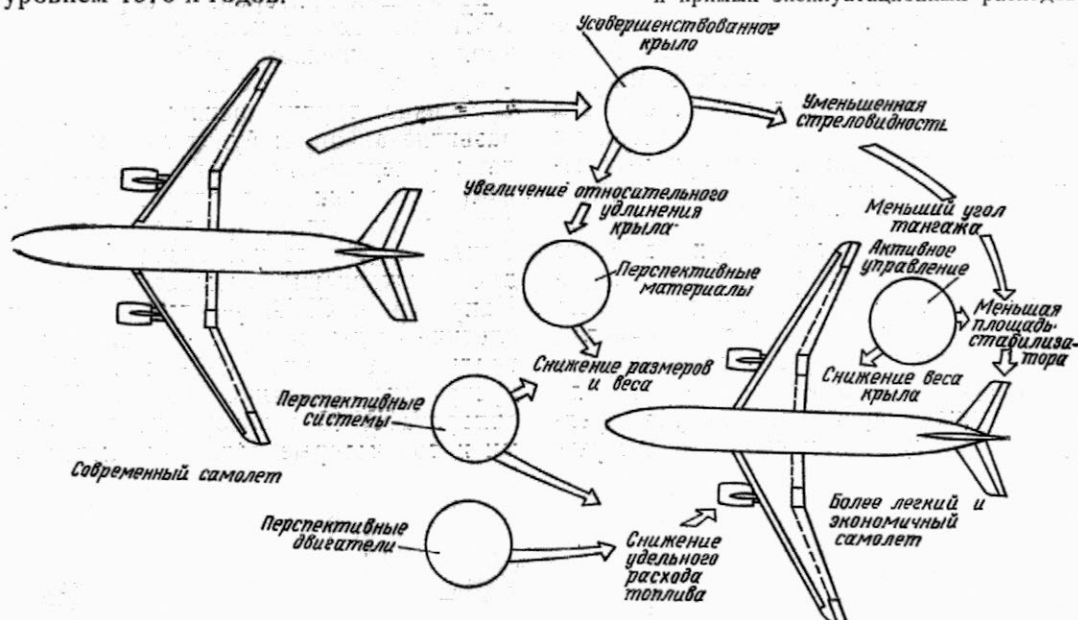
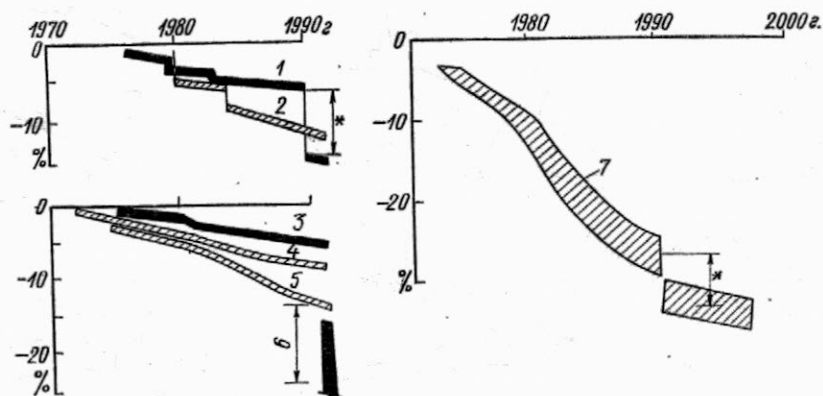


Рис. 14. Взаимосвязь перспективных технических решений



1—конструкция; 2—активное управление; 3—системы; 4—аэродинамика; 5—двигатели; 6—винтовентиляторные двигатели; 7—совместное использование технических достижений

Рис. 15. Перспективы экономии топлива благодаря техническому усовершенствованию самолетов (* — применение композиционных материалов в основных элементах конструкции)

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ

Внедрение технических достижений, безусловно, отразится на развитии авиации в целом. Представляет интерес оценка перспектив рынка сбыта для всего спектра самолетов, начиная с небольших, предназначенных для местных авиалиний.

Обновление парка самолетов для местных авиалиний будет происходить как путем создания самолетов с пассажироместимостью заменяемых самолетов, так и постройкой самолетов с большим числом мест. В основном, особенно на сравнительно не загруженных маршрутах, в 1980-х годах сохранится потребность в экономичных 110—120-местных самолетах. В Западной Европе изучаются и проекты самолетов на 150—170 мест (см. рис. 12). Для самолетов на 200 мест встает вопрос об использовании широкого фюзеляжа. Узкофюзеляжный самолет Боинг 757 может оказаться своего рода пробным камнем, поскольку сомнительно, чтобы пассажиры самолета с большим числом мест предпочли узкий фюзеляж.

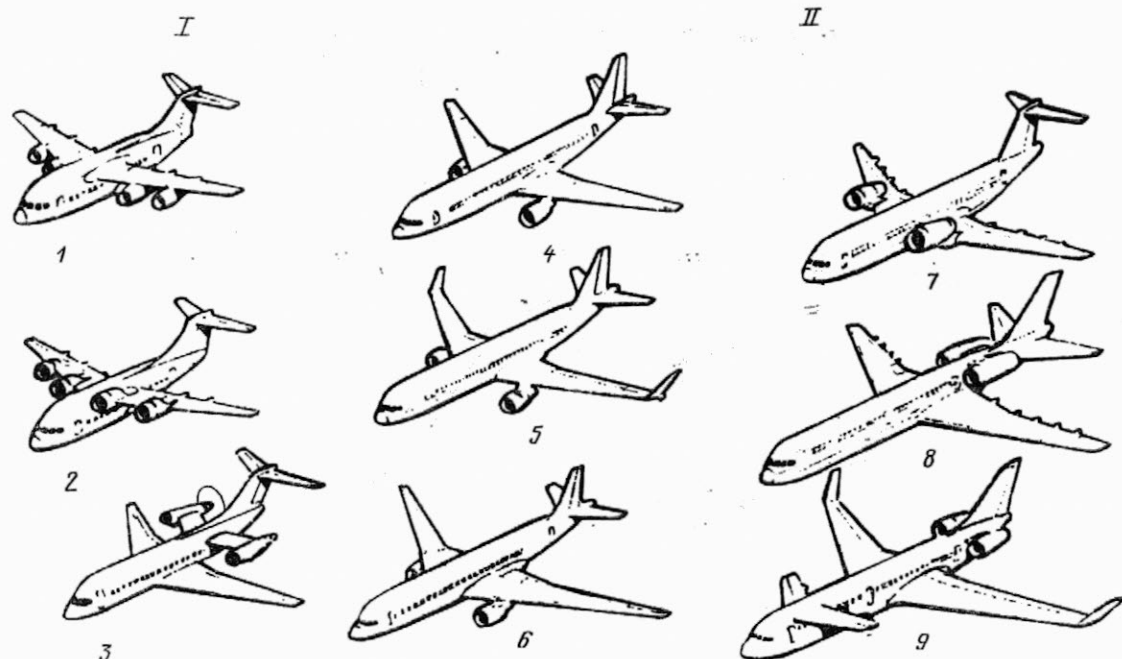
В классе самолетов на 200 и более мест до конца века будут эксплуатироваться самолеты А-310 и Боинг 767 и их усовершенствованные варианты, заполняя промежуток до самолетов класса А-300В2; В4 и В9, L-1011 и DC-10. По поводу использования на коротких авиалиниях еще более крупных самолетов существуют самые различные мнения. Так, в Японии уже эксплуатируется самолет Боинг 747SR на 500 и более мест, а фирма Боинг в середине 1980-х годов намерена выпустить двухпалубный вариант самолета 747 с числом мест свыше 600. Проектируются самолеты с числом мест до 1000, в создании которых большую роль будут играть новые технические решения. Для приема таких крупных партий пассажиров предстоит перестроить работу таможенной и некоторых

других служб аэропортов, чтобы исключить перегрузку, а это представит серьезные трудности. Пока еще неясно, будут ли столь крупные самолеты иметь обычную аэродинамическую схему или, например, схему «летающее крыло».

Применение самолетов очень большой пассажироместимости оправдывается только в случае чрезмерной загрузки воздушного пространства. С других точек зрения — частота рейсов, время ожидания, впечатление пассажира — многое говорит в пользу самолетов обычных размеров, особенно на сильно загруженных линиях. На таких маршрутах, где особенно сильна конкуренция наземного транспорта, для челночных рейсов оптимальными являются 150—200-местные самолеты.

В середине 1960-х годов в США и в Европе перегрузка аэропортов, необходимость их реконструкции, нехватка земельных площадей и ограничения по шуму на местности заставили обратить внимание на новые системы воздушного транспорта: самолеты КВП, способные эксплуатироваться с небольших пригородных аэродромов, и самолеты ВВП для связи с центрами городов, позволяющие наряду с решением проблемы загрузки аэропортов сократить полное время поездки.

Сейчас трудно решить, каким путем пойдет развитие авиации: будут ли использоваться вертолеты и перспективные виды наземного транспорта для связи между аэропортами и центрами городов или получат распространение самолеты В/КВП. Однако в Европе исследования в области В/КВП для гражданских самолетов резко сократились. Напротив, в США ведется ряд программ: за последние годы построены опытные военно-транспортные самолеты YC-14 и YC-15, продолжаются программы испытаний самолета КВП Боинг QSRA, аппарата XV-15 с поворотными воздушными винтами и др., которые поддерживаются NASA.



1—самолеты местных авиалиний; 11—самолеты малой и средней дальности.
1—закрылки с обдувом струями двигателей; 2—обдув верхней поверхности крыла; 3—перспективные ТВД;
4—самолет обычной схемы; 5—концевые шайбы; 6—активное управление, увеличенное удлинение крыла, уменьшение площади оперения; 7—экранирование шума двигателей, установленных над крылом; 8—экранирование шума двигателей, установленных по сторонам хвостовой части фюзеляжа; 9—гипотетический самолет XXI века с передним горизонтальным оперением (?)

Рис. 16. Возможные схемы самолетов ближайшей перспективы

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ

Самолеты обычного взлета и посадки. Возможные конфигурации будущих самолетов для местных авиалиний, а также для маршрутов малой и средней протяженности показаны на рис. 16. В ближайшее время небольшие самолеты местных линий будут подобны современным самолетам или новому четырехдвигательному высокоплану ВАе 146. Возможно применение системы обдува верхней поверхности крыла или нижней поверхности закрылков. В более отдаленном будущем вновь могут найти применение усовершенствованные ТВД с воздушными винтами в каналах или без них, в том числе и в «толкающем» исполнении.

До конца столетия не следует ожидать применения на самолетах малой дальности, эксплуатируемых в отдаленных районах земного шара, таких сложных технических усовершенствований, как активные системы управления или новейшее приборное оборудование. Другие технические достижения при условии их экономической эффективности будут использоваться на самолетах с числом мест 120 и более.

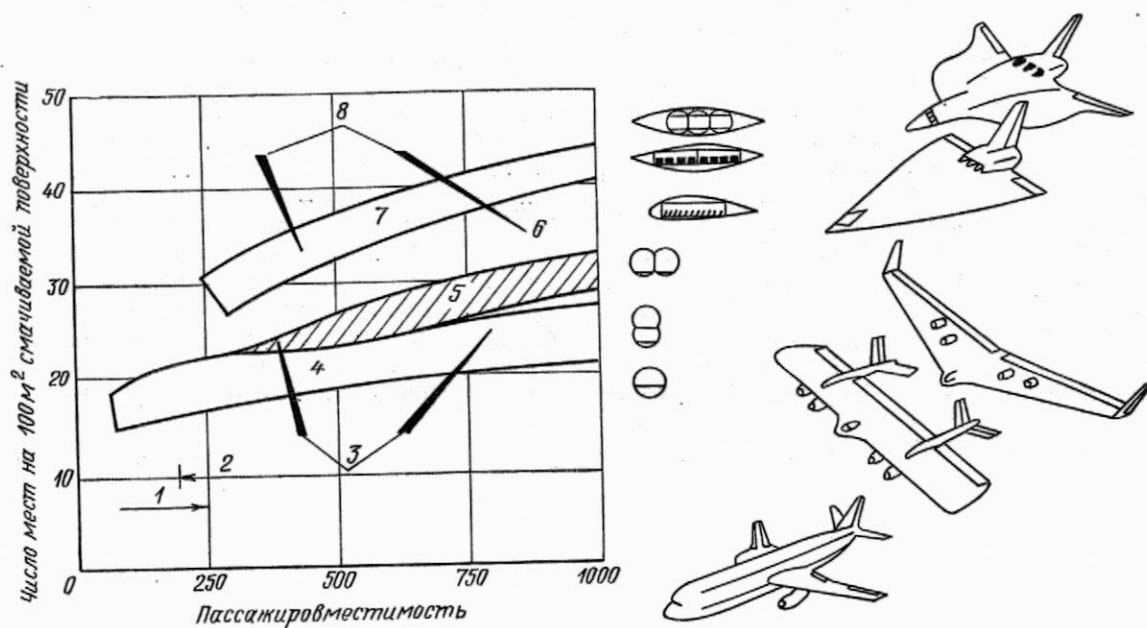
На маршрутах средней дальности в 1980-х годах, за исключением самолетов Боинг 767, нового западноевропейского самолета (получившего обозначение А-320. *Прим. ред.*) и, возможно, нового самолета фирмы Макдоннелл-Дуглас (проект получил недавно обозначение DC-XX. *Прим. ред.*), будут эксплуатироваться варианты существующих самолетов. Благодаря аэродинамическим усовершенствованиям и новым методам конструирования, а также технике активного управления, на новых самолетах удастся увеличить относительное удлинение крыла, угол стреловидности может быть уменьшен. Применение системы искусственной устойчивости позволит уменьшить размеры хвостового оперения, и станут возможными схемы с передним горизонтальным оперением, создающим положительную балансирующую силу. Более широкое применение могут получить системы непо-

средственного управления подъемной силой, обеспечивающие существенную экономию топлива и снижение шума на местности.

Важнейшим вопросом при выборе компоновки является, вероятно, размещение двигателей. В 1960-х годах большинство самолетов малой дальности имело двигатели по сторонам хвостовой части фюзеляжа, а в 1970-х годах стала обычной установка двигателей под крылом. Каждая схема имеет свои преимущества и недостатки. Установка под крылом обеспечивает некоторые эксплуатационные преимущества, однако в этом случае возможно усиление шума на местности из-за отражающего эффекта нижней поверхности крыла. Если в будущем выполнение более жестких нормативов по шуму станет затруднительным, возможно появление компоновок, использующих экранирование шума двигателей, устанавливаемых либо над крылом, либо на фюзеляже. В последнем варианте экранирование осуществляется и крылом, и оперением. Впрочем, по современным представлениям, обе эти схемы приводят к ухудшению экономических показателей и повышенному расходу топлива, что едва ли приемлемо в условиях роста его стоимости.

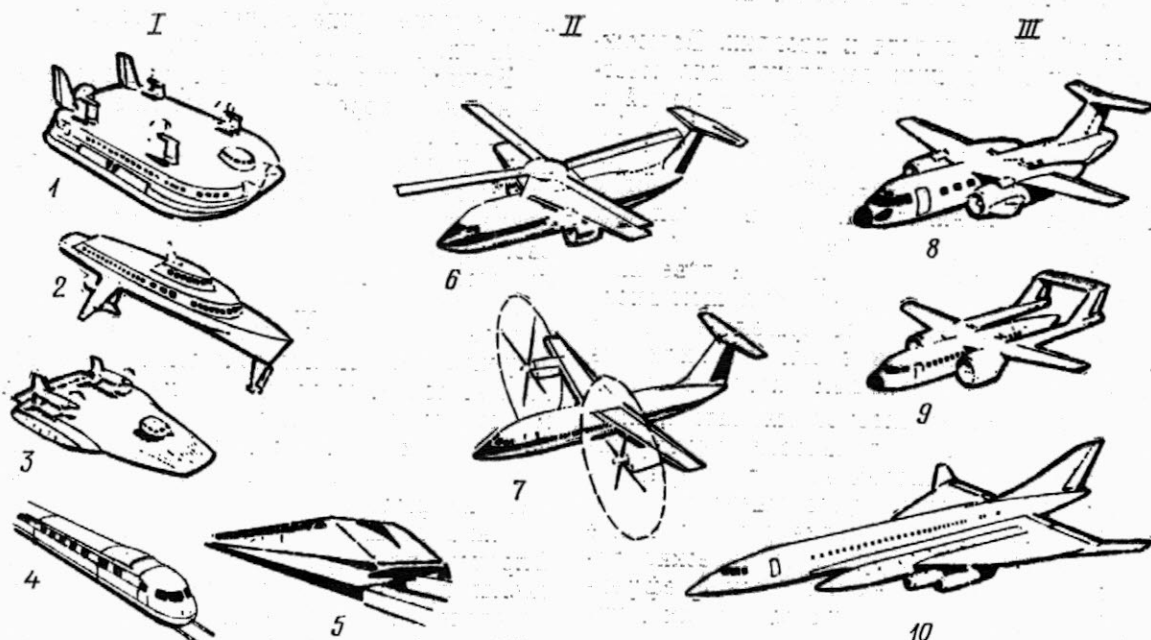
Характерен в этой связи отказ фирмы Боинг от ранней компоновки самолета 7X7 с двигателями над крылом в пользу более традиционной схемы самолетов 767 и 777.

Говоря о самолетах больших размеров, можно отметить давно уже предлагаемую схему «летающее крыло», отличающуюся существенно уменьшенной смачиваемой поверхностью. Эта компоновка становится экономически выгодной при числе мест свыше 400—500 и, вероятно, будет рассматриваться применительно к самолетам малой дальности после того, как она будет реализована на самолетах для маршрутов большой протяженности. Некоторые перспективные схемы пассажирских самолетов и характерные для них соотношения числа мест и площади смачиваемой поверхности показаны на рис. 17. Одним из недостатков схемы



1—узкофюзеляжные; 2—широкофюзеляжные; 3—обычная схема; 4—однопалубные; 5—двухпалубные; 6—схема «летающее крыло»; 7—крыло треугольной формы в плане; 8—перспективные интегральные схемы

Рис. 17. Компоновки самолетов дальней перспективы



1—аппарат на воздушной подушке; 2—судно на подводных крыльях; 3—экраноплан; 4—скоростной поезд; 5—скоростной поезд на магнитной подушке; 6—канароплан; 7—самолет с поворотными винтами; 8—самолет для обслуживания нефтяных буровых вышек; 9—самолет с подъемно-тяговыми ТРДД; 10—самолет дальней перспективы

Рис. 18. Новые транспортные системы

«летающее крыло» является большой размах и связанные с этим «аэродромные» проблемы. Кроме того, разработка самолета радикально новой компоновки потребует очень больших расходов.

Новые транспортные системы. Очень трудно составить точные прогнозы развития новых транспортных систем на длительные сроки, так как реальные условия могут за это время существенно измениться. Достаточно для примера вспомнить, что в 1960-х годах предсказывалось широкое применение самолетов ВВП или КВП в 1980-х годах, но этого не произошло по ряду причин, в частности, из-за уменьшения темпов роста объема перевозок в связи с топливным кризисом, сокращением правительственных ассигнований на разработки и внедрение новой техники, а также активные выступления против дальнейшего «проникновения» авиации в городские районы. В настоящее время отмечается некоторое оживление рынка сбыта, и поэтому может возникнуть благоприятная ситуация для создания в конце 1980-х — начале 1990-х годов новых транспортных систем. Значительное развитие могут получить вертолеты, используемые для разведки нефти и обслуживания промыслов (как, например, в Северном море). Расширение добычи нефти в зоне континентального шельфа и удаление нефтебуровых установок от берегов требуют применения для обслуживания более скоростных, чем вертолеты, воздушных транспортных средств,

обладающих скоростью 740—925 км/ч и радиусом действия до 1600 км.

Некоторые авиакомпании вновь рассматривают вопросы применения вертолетов для связи между центрами городов. Если эти планы осуществляются, то в будущем потребуется увеличение скорости и дальности полета. В 1970-х годах в США и Англии были проведены значительные исследования по военным самолетам В/КВП различного назначения. Результаты военных программ могут быть использованы при разработке новых экономических аппаратов В/КВП, которые смогут использоваться для обслуживания нефтепромыслов и в качестве между-городного транспорта.

На рис. 18 перспективные летательные транспортные аппараты показаны вместе с наземными и водными средствами транспорта.

В целом следует отметить, что перспективы развития авиации до конца 1990-х годов и в начале следующего столетия не вполне ясны. Что касается проблем перегрузки воздушного пространства, аэропортов и наземных средств обеспечения полетов, то они начинают ощущаться вновь, и, по-видимому, пришло время готовиться к их решению. Предстоит определить, удастся ли при этом обойтись мерами эволюционного характера либо потребуются внедрять совершенно новые транспортные системы.

Референт Е. В. Малютина

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА БУДУЩИХ САМОЛЕТАХ МАЛОЙ И СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ*

Проявляемый в США интерес к ТВД с многолопастными высоконагруженными воздушными винтами (винтами-вентиляторами) для оснащения самолетов малой и средней дальности объясняется возможностью значительной экономии топлива, так как примерно половина топлива на авиалиниях США расходуется на маршрутах протяженностью до 1600 км. Ниже представлены результаты проведенных фирмой Макдоннелл-Дуглас исследований перспективных самолетов малой и средней дальности с турбовинтовентиляторными двигателями (ТВВД).

В качестве базового рассматривается самолет Макдоннелл-Дуглас DC-9 «Супер 80» с ТРДД Пратт-Уитни JT8D-209. На новых самолетах предполагалось установить турбовальные двигатели Аллисон PD370-22А с восьмилопастными высоконагруженными винтами фирмы Гамильтон Стандарт с окружной скоростью конца лопасти 244 м/с. Основные данные самолетов следующие: максимальный взлетный вес 63,5 тс, число пассажирских мест 155 (платная нагрузка 14,4 тс), крейсерское число $M=0,80$, начальная высота крейсерского полета 9450 м. Были рассмотрены три схемы размещения ТВВД, показанные на рис. 1—3: на крыле,

* Goldsmith I. M., Bowles J. V. Potential benefits for propfan technology on derivatives of future short-to-medium-range transport aircraft.

AIAA Paper N 80—1090.

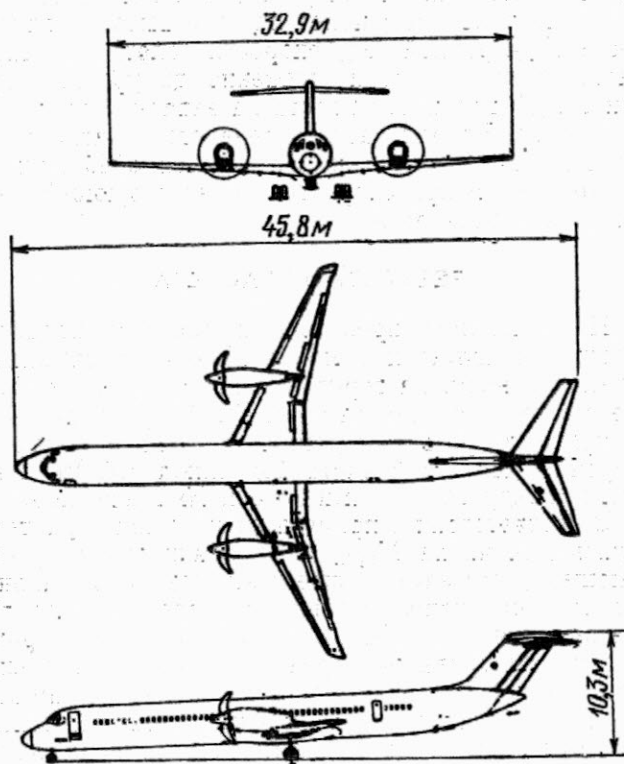


Рис. 1. Схема самолета с ТВВД, установленными на крыле (самолет № 1)

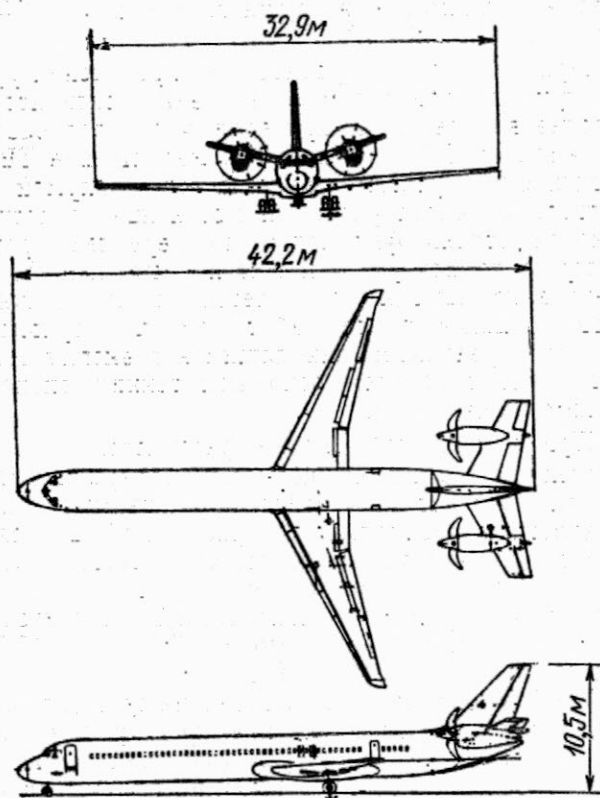


Рис. 2. Схема самолета с ТВВД, установленными на горизонтальном оперении (самолет № 3)

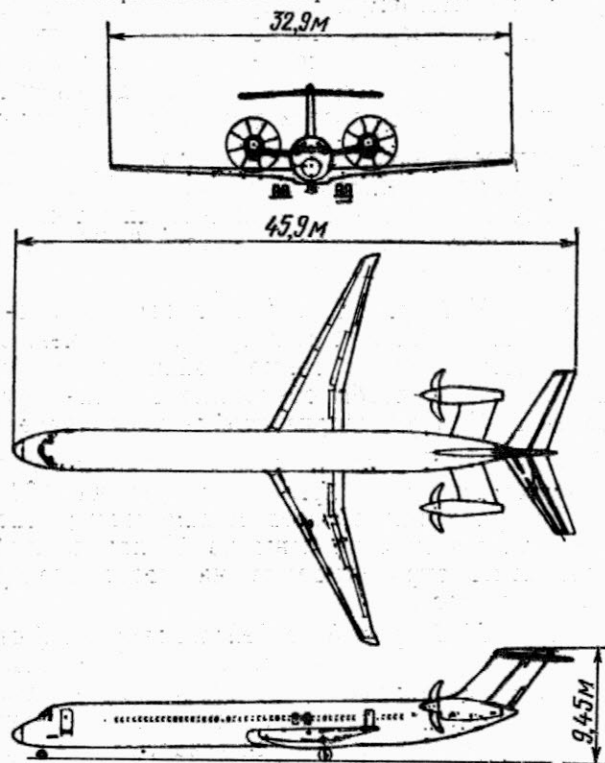


Рис. 3. Схема самолета с ТВВД, установленными на пилонх по сторонам хвостовой части фюзеляжа (самолет № 2)

горизонтальном оперении и пилонах по сторонам хвостовой части фюзеляжа. Основные данные силовой установки из ТВВД: взлетная мощность на уровне моря 15160 л. с., степень повышения давления 25, число лопастей винтовентилятора 8 (базовое) или 10, диаметр винтовентилятора (базовый) 4,22 м, отношение крейсерской мощности к квадрату диаметра воздушного винта ($N/D^2 = \bar{N}$) составляет 306 кВт/м².

При расчетах на прочность и определении уровня шума в кабине самолета с винтовентилятором использовались те же критерии, что и для базового самолета DC-9 «Супер 80». Размещение ТВВД выполнено с учетом рекомендуемых фирмой Гамильтон Стандарт расстояний от конца лопасти до боковой стенки фюзеляжа, до передней кромки крыла и до поверхности земли. Выполненное исследование выгодно отличается от аналогичных, проводившихся ранее работ тем, что сравнение ведется с реальным, находящимся в эксплуатации самолетом и по всем основным технико-экономическим показателям.

При технической оценке рассматривались совершенство компоновочной схемы, аэродинамика, силовая установка, статическая, динамическая и усталостная прочность, акустика, удобство технического обслуживания, основные летные данные, экономика, приемлемость для авиакомпаний. Определялись приращения показателей относительно характеристик базового самолета DC-9-80 с ТРДД. При этом, кроме оценки трех компоновок самолета с ТВВД, проводились исследования чувствительности характеристик к изменению крейсерского числа M , протяженности маршрута (включая маршруты с несколькими промежуточными посадками), а также основных данных винта-вентилятора, таких как число лопастей, окружная скорость конца лопасти, нагрузка на ометаемую поверхность, КПД, и акустических параметров. На основе этих исследований выбрана наиболее перспективная компоновка двухдвигательного самолета средней дальности с ТВВД для больших дозвуковых скоростей полета.

На основе анализа основных параметров, главным образом весовых и летных характеристик, для подробных исследований были выбраны три указанные выше компоновки самолета с ТВВД, имеющие следующие особенности.

Самолет № 1 (рис. 1) с двигателями на крыле: крыло сдвинуто на 2,41 м вперед по сравнению с базовым самолетом; основные стойки шасси удлинены на 0,254 м, чтобы обеспечить взлетный угол тангажа 10,5°. При уборке стойка укорачивается.

Самолет № 3 (рис. 2) с двигателями на горизонтальном оперении: крыло сдвинуто на 0,94 м назад по сравнению с базовым самолетом; основные стойки шасси отклонены на 5° назад, чтобы предотвратить опрокидывание на хвост незагруженного самолета.

Самолет № 2 (рис. 3) с двигателями на фюзеляжных пилонах: крыло сдвинуто на 0,94 м назад; основные стойки шасси отклонены на 5° назад; система кондиционирования перенесена в передний грузовой отсек, там же в нижней части отсека фюзеляжа установлен топливный бак емкостью 2195 л с целью предотвратить опрокидывание незагруженного самолета.

Все варианты имеют одинаковую платную нагрузку 14,4 тс (155 пассажиров). Результаты весовых расчетов указанных вариантов и данные исходного самолета представлены в табл. 1.

Для всех вариантов характеристики двигателя определяются следующими условиями: выбор начальной высоты крейсерского полета, равной 9450 м, при оптимальном числе M (обеспечивающем полет на дальность, равную 99% максимальной), при выбранном максимальном взлетном весе.

Рассматривались следующие варианты крейсерского участка полета:

ступенчатое увеличение высоты (9450—10670—11900 м) в крейсерском полете со скоростью, соответствующей оптимальному числу M . Эта методика обычна для пассажирских самолетов. В расчетах принималось число $M_{крейс} = 0,80$;

крейсерский полет с непрерывным набором высоты при постоянном числе M . Этот метод применялся при определении параметров и сравнении самолетов;

полет при постоянном числе $M_{крейс}$ на постоянной оптимальной высоте.

Во всех случаях протяженность крейсерского участка полета должна составлять не менее одной трети протяженности маршрута. Для очень коротких маршрутов (185—370 км) принималось, что высота полета не превышает 4570—7620 м, а $M_{крейс}$ значительно меньше 0,8.

Большая часть исследований чувствительности характеристик самолета проведена для $M_{крейс} = 0,8$ и оптимальной высоты.

Резервы топлива рассчитывались по нормативам FAA для внутренних авиалиний. В соответствии с FAR 121-639 резервный запас топлива состоит из двух частей. Первая должна обеспечить набор высоты от уровня моря до 9144 м при максимальной взлетной тяге и скорости, как при полете на большую дальность; полет на этой высоте при скорости $V_{опт}$, равной 99% скорости полета на максимальную дальность, и снижение до уровня моря при общей дальности полета на запасной аэродром до 370 км. Вторая часть резервного остатка обеспечивает крейсерский полет в течение 45 мин на высоте 9144 м при скорости, соответствующей максимальной дальности.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

На основании проведенных расчетов предпочтительным является самолет № 3 с двигателями, установленными на горизонтальном оперении. Второе место занимает самолет № 1 с двигателями на крыле и третье — с двигателями на пилонах по сторонам хвостовой части фюзеляжа (№ 2). Различия между самолетами № 3 и № 1 невелико.

В соответствии с принятыми условиями расчеты велись для числа $M_{крейс} = 0,8$, значительно превышающего соответствующее максимальной дальности, поэтому дополнительно проведено исследование влияния числа M на дальность полета. Кроме того, рассматривались профиль полета с промежуточными посадками, полет на режиме максимальной дальности, изучался эффект изменения основных показателей винта-вентилятора: числа лопастей, окружной скорости конца лопасти, параметра \bar{N} , КПД, уровень создаваемого шума.

Ниже представлены основные результаты анализа.

Крейсерская высота полета. Во всех случаях, за исключением маршрутов очень малой протяженности, крейсерские высоты полета базового самолета и самолетов с ТВВД отличаются примерно на 300 м, причем большая высота характерна для базового самолета. На рис. 4 представлена зависимость крейсерской высоты (постоянной) от дальности полета. Как отмечалось выше, полеты по маршрутам малой протяженности проходят на высотах от 4570 до 7620 м.

Зависимости платной нагрузки от дальности полета для рассмотренных самолетов показаны на рис. 5 при полете с $M_{крес} = 0,8$ и на рис. 6 — для режима максимальной дальности. В каждом случае расчеты велись при условии ступенчатого на-

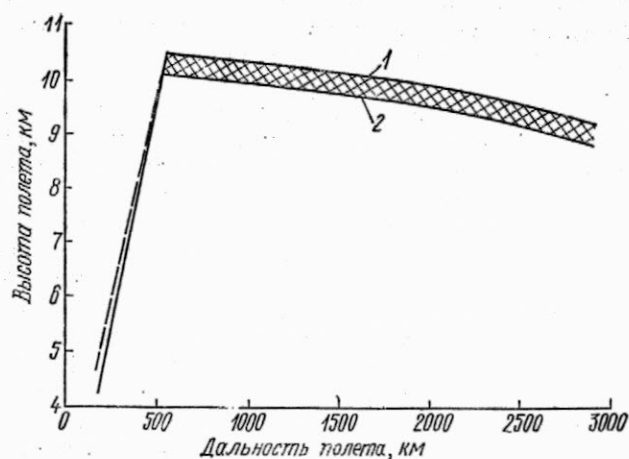
бора высоты и при одинаковых допущениях. Относительные значения дальности полета и удельной дальности (величина, обратная километровому расходу топлива) приведены на рис. 7 и 8. Данные в табл. 2 показывают значительные преимущества варианта № 3 перед базовым самолетом при различной платной нагрузке. Крейсерская высота менялась ступенчато от 9450 до 10670 м.

Влияние крейсерского числа M на дальность полета при неизменном взлетном весе показано на рис. 9. Как видно из графиков, при изменении числа M от 0,80 до 0,76 дальность полета базового самолета увеличивается на 11%, а самолетов № 1, № 2 и № 3 соответственно на 14,1%, 14,2% и 14,7%. Зависимости рейсового расхода топлива от крейсерского числа M приведены на рис. 10. Указанное уменьшение числа M приводит к уменьше-

Таблица 1

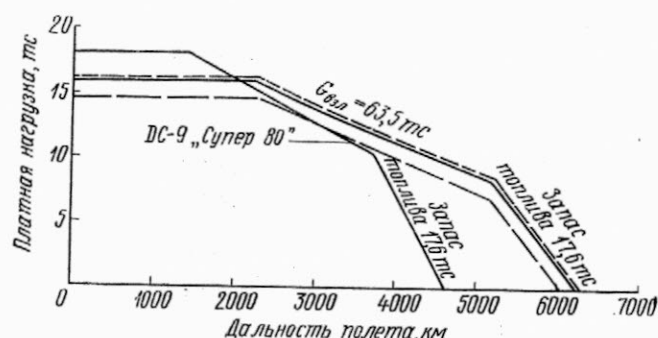
Весовые данные базового самолета с ТРДД и самолетов с ТВВД

Характеристика	DC-9-80, ТРДД	ТВВД		
		на крыле, № 1	на ГО, № 3	на фюзеляже, № 2
Максимальный взлетный вес, кгс	63 500	63 500	63 500	63 500
Максимальная платная нагрузка, кгс	17 841	15 785	15 880	14 395
Номинальная платная нагрузка (155 пассажиров), кгс	14 412	14 412	14 412	14 412
Площадь крыла, м ²	112,3	112,3	112,3	112,3
Площадь ГО/ВО, м ²	29,1/14,9	33,5/18,4	46,9/20,9	36,2/19,8
Плечо ГО/плечо ВО, м	18,6/15,6	21,6/18	14,3/13,8	18,1/14,6
Номинальная мощность на валу двигателя, л. с.	—	16 520	16 275	16 515
Число лопастей/окружная скорость конца лопасти, м/с	—	8/244	8/244	8/244
Диаметр винта-вентилятора, м	—	4,41	4,38	4,41
Вес, кгс:				
крыла	6948	7026	6988	6973
горизонтального оперения	870	881	1301	1115
вертикального оперения	543	702	567	696
фюзеляжа	7381	7477	7601	7575
шасси	2424	2489	2470	2470
гондолы и крепления	966	1145	1033	2085
силовой установки	4736	5626	5523	5623
топливной системы	330	311	358	619
органов управления и гидросистемы	1043	1135	1336	1245
ВСУ	381	381	381	381
приборов	418	418	418	418
электросистемы	1150	1159	1157	1155
электронного оборудования и автопилота	612	612	612	612
системы кондиционирования и воздушной системы	880	1003	992	1133
оборудования пассажирской кабины	5041	5411	5041	5086
противообледенительной системы	270	274	281	271
вспомогательного оборудования	40	40	40	40
Заводской вес пустого самолета, кгс	34 030	36 089	36 092	37 440
Вес оборудования, устанавливаемого авиакомпанией, кгс	1652	1652	1652	1652
Вес снаряженного самолета, кгс	35 682	37 728	37 732	39 102



1—базовый самолет DC-9 «Супер 80»;
2—самолеты № 1, 2 и 3 с ТВВД

Рис. 4. Изменение высоты крейсерского полета в зависимости от дальности маршрута (постоянная крейсерская высота, платная нагрузка 14,4 тс)



— самолет № 1; — — — самолет № 2;
— — — — — самолет № 3

Рис. 5. Зависимость платной нагрузки от дальности полета (ступенчатое изменение высоты крейсерского полета: $H = 9450-10670-11900$ м; $M_{крейс} = 0,8$; вес самолета без топлива 53,5 тс; винт-вентилятор с 8 лопастями; окружная скорость конца лопасти 244 м/с; $\bar{N} = 306$ кВт/м²)

нию расхода топлива (при постоянной дальности полета, соответствующей числу $M = 0,8$) на 9,8% для базового самолета и соответственно на 13%, 14% и 13,1% для самолетов № 1, № 2 и № 3.

Влияние изменения протяженности маршрута на экономию рейсового расхода топлива самолетов с ТВВД по сравнению с базовым самолетом показано в табл. 3 (число $M_{крейс} = 0,8$, платная нагрузка 14412 кгс). Максимальная дальность полета у са-

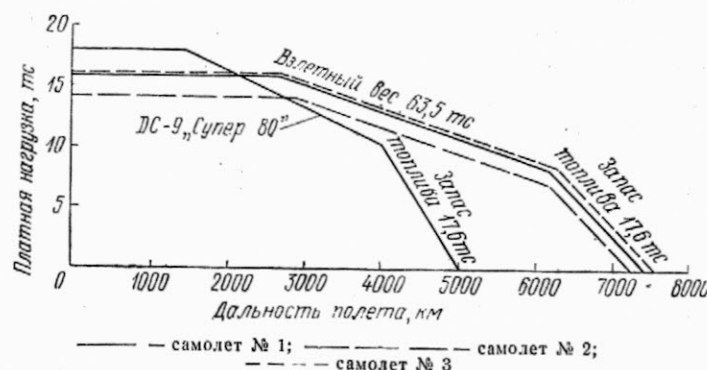


Рис. 6. Зависимость платной нагрузки от дальности полета (ступенчатый набор высоты, число $M_{опт}$, вес самолета без топлива 53,5 тс, восьмилопастный винт-вентилятор, окружная скорость конца лопасти 244 м/с; $\bar{N} = 306$ кВт/м²)

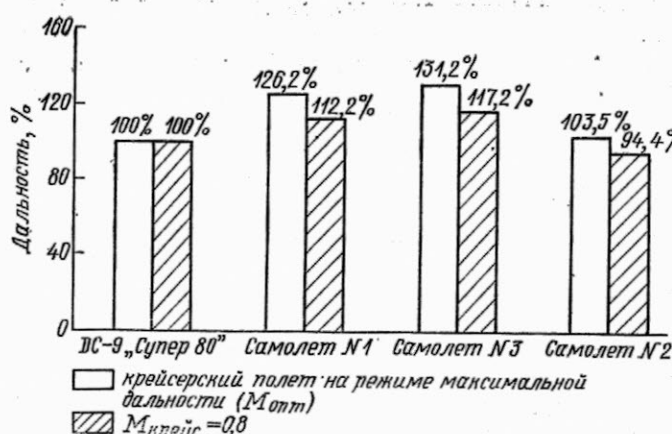


Рис. 7. Сравнение самолетов по дальности полета (взлетный вес 63,5 тс, платная нагрузка 14,4 тс, ступенчатый набор высоты)

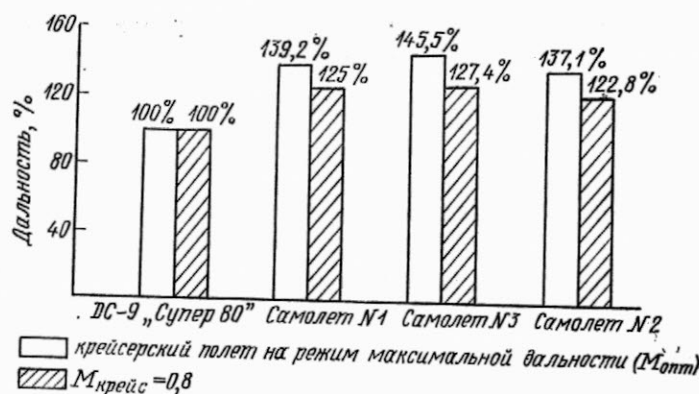


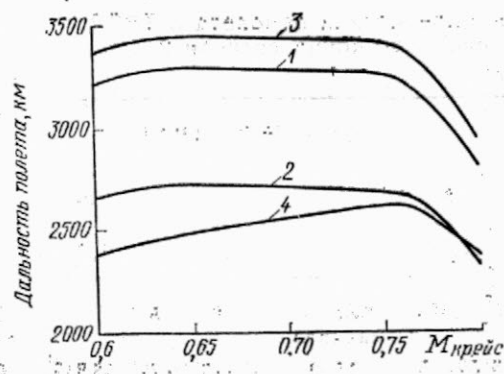
Рис. 8. Сравнение самолетов по удельной (на единицу веса расходуемого топлива) дальности полета (взлетный вес 63,5 тс, платная нагрузка 14,4 тс, ступенчатый набор высоты)

молетов № 1 и № 3 будет соответственно на 14 и 20% больше, чем у базового самолета, а у самолета № 2 она будет меньше на 4%. Запас топлива базового самолета уменьшается в соответствии с протяженностью маршрута. При таком сравнении преимущество самолета с ТВВД при малых дальностях, по-видимому, меньше, чем если бы самолет был специально спроектирован для таких маршрутов.

Как указывалось выше, условия сравнения таковы, что по крайней мере треть маршрута должна приходиться на крейсерский участок. Это требование соответствует опыту эксплуатации самолетов на очень коротких маршрутах и опреде-

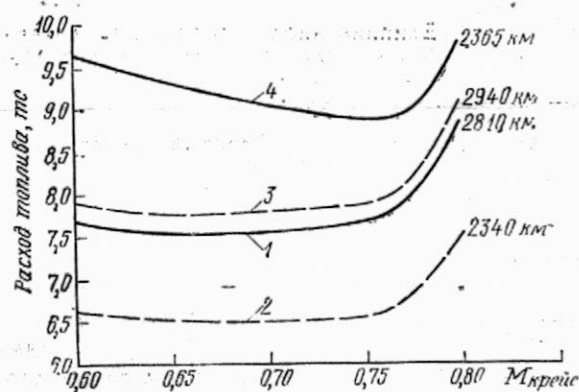
Таблица 2
Преимущества варианта № 3 перед базовым самолетом в дальности полета

Расчетная взлетная масса, т	Коэффициент загрузки, %	Увеличение дальности, %		Увеличение средней удельной дальности, %	
		$M_{крейс} = 0,8$	$M_{опт}$	$M_{крейс} = 0,8$	$M_{опт}$
63,5	100	18,3	31,2	27,4	41,7
63,5	60	34,6	47,8	26,7	39,9
55,3	0	36,1	51,3	29,9	44,0



1—самолет № 1; 2—самолет № 2;
3—самолет № 3; 4—DC-9 «Супер 80»

Рис. 9. Влияние изменения $M_{крейс}$ на дальность полета рассматриваемых самолетов (взлетный вес 63,5 тс, платная нагрузка 14,4 тс, ступенчатый набор высоты, восьмилопастный винт-вентилятор с окружной скоростью конца лопасти 244 м/с, $\bar{N} = 306$ кВт/м²)



1—самолет № 1; 2—самолет № 2;
3—самолет № 3; 4—DC-9 «Супер 80»

Рис. 10. Влияние $M_{крейс}$ на рейсовый расход топлива ($M_{крейс} = 0,8$, платная нагрузка 14,4 тс, крейсерский полет с непрерывным набором высоты, восьмилопастный винт-вентилятор с окружной скоростью конца лопасти 244 м/с, $\bar{N} = 306$ кВт/м²)

ляет малую (от 4570 до 7620 м) высоту и невысокую ($M = 0,55 \div 0,65$) скорость полета. При остальных значениях дальности, указанных в табл. 3,

Таблица 3

Сравнение рейсового расхода топлива
(Δi — уменьшение затрат топлива i -го самолета относительно рейсового расхода базового самолета в %)

Протяженность маршрута, км	185	555	1482
Δ № 1	-22	-23	-23
Δ № 3	-26	-24	-25
Δ № 2	-25	-22	-23

число $M_{крейс} = 0,8$, а высота постоянна и равна оптимальной начальной высоте крейсерского полета.

Влияние промежуточных посадок на рейсовый расход топлива и максимальный взлетный вес самолета с ТВВД относительно этих показателей базового самолета представлено в табл. 4. Рассматривается маршрут протяженностью 1850 км, состоящий из отрезков длиной 370, 925 и 555 км, и беспосадочный маршрут длиной 1850 км. Платная нагрузка 14412 кгс. Дозаправка топливом на промежуточных аэродромах не производится, и рейсовый расход топлива возрастает из-за необходимости многократного набора высоты. Резервы топлива рассчитываются для всего 1850-км маршрута. Как видно из табл. 4, самолеты с ТВВД расходуют на 7—9% меньше топлива, чем базовый самолет, а увеличение их взлетного веса в случае выполнения промежуточных посадок несколько меньше.

Анализ влияния показателей винта-вентилятора привел к результатам, представленным в табл. 5 и 6.

Влияние увеличения числа лопастей винта-вентилятора с 8 до 10 на самолете № 3 характеризуется данными в табл. 5. Десятилопастный воздуш-

ный винт имеет несколько меньший диаметр, чем восьмилопастный, и одновременно меньший установочный вес, что и обеспечивает некоторое снижение веса самолета, рейсового расхода топлива и увеличение дальности полета.

Результаты оценки влияния окружной скорости конца лопасти и параметра \bar{N} для десятилопастного винта сведены в табл. 6. Снижение окружной скорости с 244 до 183 м/с приводит к необходимости увеличить диаметр винта с 4,38 до 5,33 м. Хотя при этом еще не приходится сталкиваться с трудностью обеспечения требуемого клиренса лопастей, однако проблема компоновки ТВВД на самолете усложняется, что приводит к ухудшению характеристик. Ослабление шума при уменьшении окружной скорости конца лопасти позволяет снизить вес звукоизоляции на самолете № 1, но этого недостаточно для компенсации возросшего веса винта большого диаметра. В итоге эффект снижения окружной скорости оказывается неблагоприятным.

Таблица 4

Увеличение взлетного веса и рейсового расхода топлива при выполнении промежуточных посадок на маршруте длиной 1850 км

Тип самолета и маршрут	Взлетный вес, кгс	Рейсовый расход топлива, кгс
Базовый самолет, с посадками	63 140 (+3,1%)	9385 (+26,2%)
без посадок	61 235	7440
Самолет с ТВВД № 1, с посадками	61 810 (+2%)	7120 (+18,9%)
без посадок	60 600	5990
Самолет с ТВВД № 3, с посадками	61 470 (+2,1%)	7020 (+19%)
без посадок	60 328	5900
Самолет с ТВВД № 2, с посадками	63 200 (+1,9%)	7170 (+17,1%)
без посадок	62 000	6120

Таблица 5

Влияние числа лопастей винта-вентилятора на характеристики самолета с ТВВД
($M_{\text{крейс}} = 0,8$, платная нагрузка 14,4 тс, окружная скорость конца лопасти 244 м/с,
 $\bar{N} = 301$ кВт/м²)

Характеристика	Базовый самолет с ТРДД				Самолет № 3 с ТВВД							
Число лопастей					8				10			
Диаметр, м					4,38				4,37			
Протяженность маршрута, км	185	555	1480	Максимальная	185	555	1480	Максимальная	185	555	1480	Максимальная
Взлетный вес, кгс	55 157	56 436	59 956	63 503	55 460	56 468	59 115	63 503	55 225	56 227	58 848	63 503
Рейсовый расход топлива, кгс	1450	2748	6273	9815	1070	2077	4724	9115	1065	2064	4690	9344
Максимальная дальность, км				2350				2820				2910
Вес снаряженного самолета, кгс	35 681				37 537				37 326			
Изменение по отношению к самолету с ТРДД, %:												
взлетный вес					+0,5	+0,1	-1,4		+0,1	-0,4	-1,9	
расход топлива					-26,4	-24,4	-24,7		-26,8	-25,0	-25,3	
дальность при максимальном взлетном весе								+20,0				+23,7

Влияние КПД винта-вентилятора на дальность полета иллюстрируется графиками на рис. 11. Изменению η на 1% соответствует изменение дальности полета примерно на 2%.

Влияние уровня шума винта-вентилятора в пределах ± 6 дБ исходного на вес самолета и расход топлива показано в табл. 7 на примере самолета № 1, поскольку установка ТВВД на крыле предъявляет наибольшие требования к звукоизоляции. При уменьшении шума на 6 дБ вес самолета снижается на 311 кгс, а при возрастании на 6 дБ —

увеличивается на 397 кгс. При полной платной нагрузке, равной 14,4 тс, и взлетном весе 63,5 тс снижение уровня шума на 6 дБ приведет к увеличению дальности на 92 км, а повышение уровня шума на такую же величину — к уменьшению дальности на 167 км.

При расчетах определялся дополнительный вес панелей, необходимых для обеспечения уровня внутреннего шума 82 дБ (как у базового самолета). Дополнительно звукоизолируются только стенки фюзеляжа над полом кабины. На самолете

Таблица 6

Влияние окружной скорости конца лопастей винта-вентилятора и параметра \bar{N} на характеристики самолета № 3 ($M_{\text{крейс}} = 0,8$, платная нагрузка 14 412 кгс)

Характеристика	Самолет № 3 с ТВВД											
Число лопастей	10				10				10			
Окружная скорость, м/с	244				213				183			
\bar{N} , кВт/м ²	306				245				212			
Диаметр, м	4,36				4,87				5,29			
Протяженность маршрута, км	185	555	1480	Максимальная	185	555	1480	Максимальная	185	555	1480	Максимальная
Взлетный вес, тс	55,22	56,22	58,85	63,5	55,94	56,95	59,59	63,5	56,92	57,97	60,73	63,5
Рейсовый расход топлива, кгс	1063	2063	4688	9344	1089	2063	4719	8632	1095	2143	4900	7672
Максимальная дальность, км				2910				2678				2298
Вес снаряженного самолета, тс	37,32				38,0				38,9			
Изменение по отношению к самолету с ТРДД, %:												
взлетный вес	+0,1	-0,4	-1,9		+1,4	+1,4	-0,6		+3,2	+2,7	+1,3	
расход топлива	-26,8	-25,0	-25,3		-26,8	-24,6	-24,8		-24,6	-22,1	-21,9	
дальность при максимальном взлетном весе				+23,7				+13,9				-2,4

Таблица 7

Влияние шума винтов-вентиляторов на вес самолета № 1

Уровень шума, дБ	138	132	144
Дополнительный вес панелей, кгс	370	154	688
Утяжеление для обеспечения усталостной прочности, кгс	172	77	252
Суммарное изменение веса, кгс	542	231	930

установлены восьмиллопастные винты-вентиляторы диаметром 4,22 м с окружной скоростью 244 м/с.

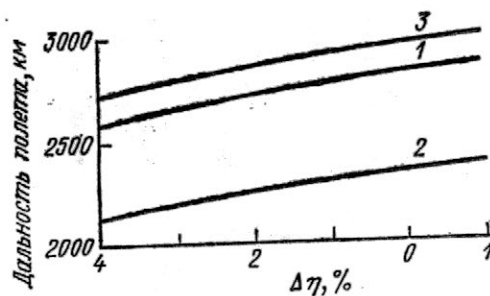
Результаты оценки уровня шума на местности при взлете самолета с ТВВД представлены в табл. 8.

Таблица 8

Оценка уровня шума на местности (в EPN дБ) самолета DC-9-80 с ТВВД (взлетный вес 65,3 тс, посадочный вес 58 тс)

	Взлет с уменьшением тяги	В стороне от ВПП	Заход на посадку, $\delta_z = 40^\circ$
DC-9 «Супер 80» с ТВВД	81	94	94
Нормы FAR. 36 (3-я редакция)	90,6	96,2	100
DC-9 «Супер 80» с ТРДД JT8D-209	90,5	93,8	98,2

Низкие уровни шума самолета с ТВВД являются главным образом следствием крутой траектории набора высоты. Некоторое преимущество самолета с ТВВД над самолетом с ТРДД заметно и при заходе на посадку. В стороне от ВПП уровни шума обоих самолетов близки.



1—самолет № 1; 2—самолет № 2; 3—самолет № 3

Рис. 11. Влияние КПД винта-вентилятора на дальность полета самолетов (взлетный вес 63,5 тс, платная нагрузка 14,4 тс, крейсерский полет с плавным набором высоты при $M=0,8$, восьмиллопастный винт-вентилятор с окружной скоростью конца лопасти 244 м/с, $N=306$ кВт/м²)

Созданию самолета с ТВВД должны предшествовать следующие основные исследовательские и опытные работы:

- анализ условий обтекания компонентов самолета спутными струями винтов-вентиляторов;
- определение конфигурации гондолы двигателя с учетом потока за винтом-вентилятором;
- снижение потерь тяги от закрутки потока;
- согласование двигателя, гондолы и винта-вентилятора;
- исследование акустической усталостной прочности;
- испытания на флаттер;
- объединение компонентов силовой установки — винта-вентилятора, двигателя, редуктора, системы управления — с учетом условий установки на самолете;

летные испытания крупномасштабных моделей до разработки опытного самолета с ТВВД.

Референт Е. В. Малютина

УДК 629.735.33—4

ПРОЕКТ ПЕРСПЕКТИВНОГО АДМИНИСТРАТИВНОГО САМОЛЕТА VATLIT 1985*

В лаборатории летных исследований Канзаского университета (США) был разработан проект перспективного административного самолета с двумя ТВД, рассчитанного на перелеты на расстояние 4630 км, имеющего взлетный вес 5670 кгс, близкого по летно-техническим характеристикам к реактивному самолету и отличающегося высокой топливной экономичностью (рис. 1). По этой программе, получившей название VATLIT (Very Advanced Technology Light Twin) 1985, были рассмотрены все возможные усовершенствования пла-

нера, систем, силовой установки и новые технологические методы.

Аэродинамическая схема самолета была получена в результате итеративного процесса оптимизации характеристик самолета. На рис. 2—5 показаны вариации проектных параметров. Как видно из рис. 2, при постоянной величине подъемной силы увеличение площади крыла приводит к росту лобового сопротивления. Из известной формулы дальности Бреге следует, что дальность полета пропорциональна величине аэродинамического качества. На рис. 3 показано, что увеличение площади крыла при неизменном коэффициенте подъемной силы ведет к возрастанию аэродинамического качества.

* Roskam J., Grosveld F., van Keppel B., Eijssink J. and Hoeven A. v. d. Preliminary design of a very advanced technology light twin for the mid-80's. AIAA Paper N 80—1862.

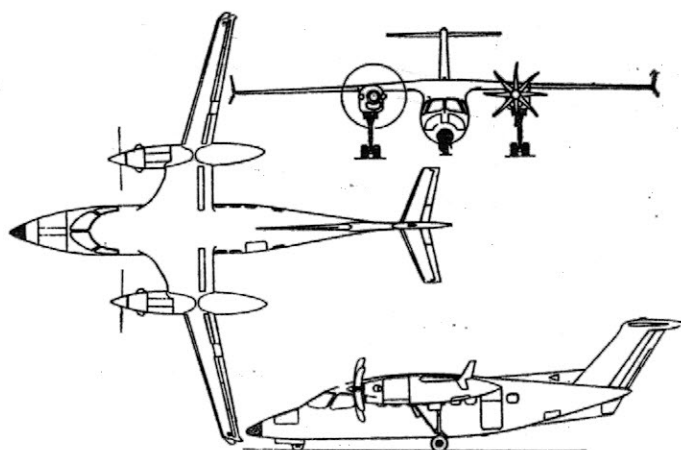


Рис. 1. Схема самолета VATLIT 1985

На крейсерском числе $M=0,5$ (режим максимальной дальности) увеличение площади крыла способствует (рис. 4) возрастанию величины аэродинамического качества и, следовательно, увеличению дальности полета; на более высоких числах M площадь крыла оказывает противоположное влияние. На рис. 5 показана зависимость между аэроди-

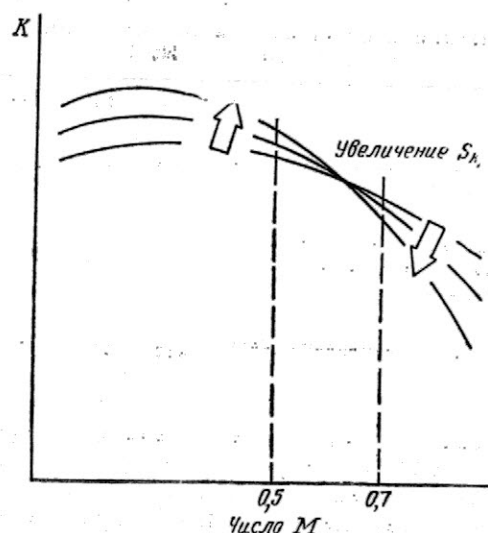


Рис. 4. Изменение зависимости $K=f(M)$ при вариации $S_{кр}$

намическим качеством и коэффициентом лобового сопротивления при изменении скорости полета и площади крыла.

На основании этого параметрического анализа была определена предварительная величина площади крыла; затем, когда из более точных расчетов стала ясна возможность значительного снижения нагрузки на крыло за счет небольшого увеличения потребной крейсерской мощности (рис. 6), площадь крыла была уточнена, что привело к улучшению взлетно-посадочных характеристик.

При относительно высоком значении удельной нагрузки на крыло возникли трудности в обеспечении взлетно-посадочных характеристик (минимальные скорости) и размещении топлива. Для улучшения взлетно-посадочных характеристик потребовалось использовать закрылки Фаулера по всему размаху, что в свою очередь обусловило необходимость управления по крену с помощью интерцепторов. Вопрос размещения топлива решался несколькими путями. Рассматривалась возможность использования баков в гондолах двигателей, но выработка топлива из них приводит к большо-

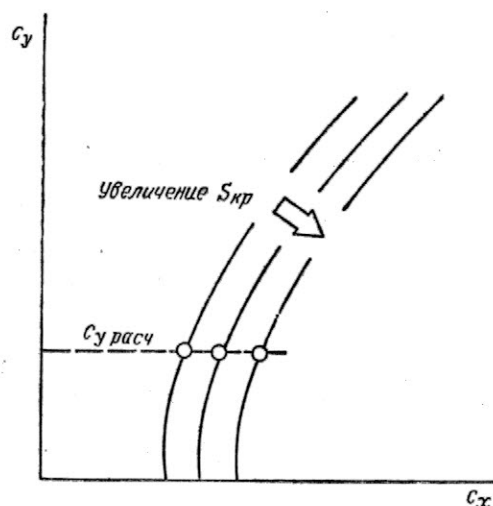


Рис. 2. Изменение поляры при вариации $S_{кр}$

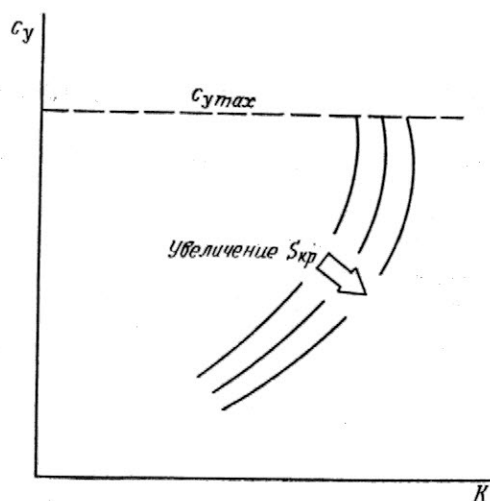


Рис. 3. Связь между C_y , K и $S_{кр}$

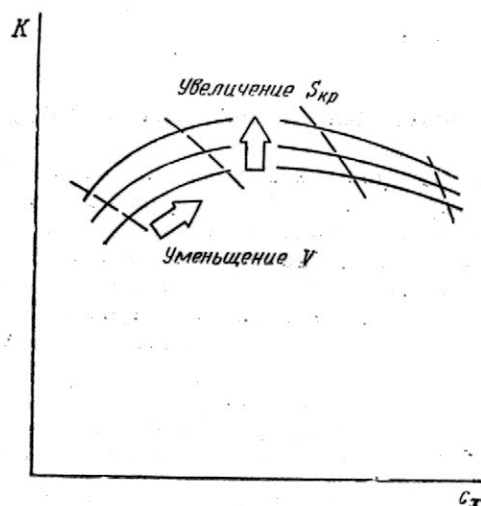
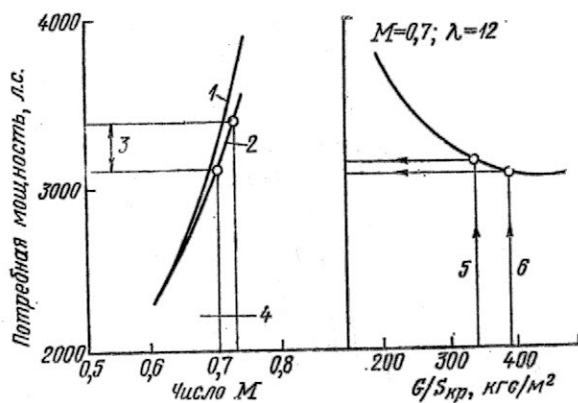


Рис. 5. Зависимость аэродинамического качества от C_x , $S_{кр}$ и скорости полета



1 — $G/S_{кр} = 293 \text{ кгс/м}^2$; 2 — $G/S_{кр} = 390 \text{ кгс/м}^2$; 3 — уменьшение потребной мощности; 4 — уменьшение числа M ; 5 — окончательный вариант; 6 — первый вариант

Рис. 6. Зависимость потребной мощности от крейсерской скорости и нагрузки на крыло

му перемещению центра тяжести; кроме того, в этом варианте затрудняется уборка основных стоек шасси. При размещении топлива в фюзеляже возникает та же проблема центровки. Наилучшим решением было признано размещение топлива в центропланной части крыла. Принятая схема высокоплана дает определенные аэродинамические преимущества (в частности, зализ крыла положительно влияет на момент тангажа и может быть использован для размещения топлива).

Использование винтовентиляторной силовой установки с воздушными винтами относительно небольшого диаметра облегчает размещение двигателей. Наилучшим вариантом было признано их размещение в подкрыльных гондолах, служащих также для уборки основных стоек шасси.

Т-образное горизонтальное оперение не подвержено воздействию спутных струй воздушных винтов и исключает нарушение балансировки при изменении режима работы двигателей; кроме того, ослабляются вибрации, передаваемые с горизонтального оперения на фюзеляж.

На рис. 7 показана стандартная компоновка кабины на 10 пассажиров. Багаж размещается в задней части салона, вблизи входной двери.

Крыло имеет сверхкритический профиль GAW-1 и усовершенствованные концевые шайбы. Профиль GAW-1 обеспечивает высокое аэродинамическое качество при крейсерских значениях угла атаки. Выбором соответствующей формы зализов крыла у фюзеляжа и гондол можно предотвратить возникновение скачков уплотнения в этих зонах. При этом начало волновой тряски отодвигается на более высокие числа M , и сохраняется возможность использования относительно большой толщины крыла. Некоторые характеристики профиля GAW-1 приведены на рис. 8.

Концевые шайбы способствуют повышению эффективного удлинения крыла и разрушению концевых вихрей, что приводит к снижению индуктивного сопротивления, особенно заметному на больших углах атаки.

Использование профиля GAW-1 в сочетании с закрылками Фаулера по всему размаху позволяет получить высокие значения максимального коэффициента подъемной силы при взлете и посадке. На рис. 9 показаны зависимости коэффициента

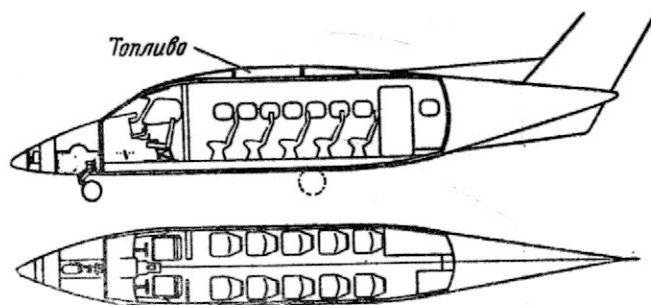


Рис. 7. Компоновка кабины

подъемной силы самолета от угла атаки при различных углах отклонения закрылков, а на рис. 10 — камера при различных углах отклонения закрылков и убранном шасси.

Винтовентиляторный двигатель имеет восьмилопастный высоконагруженный воздушный винт небольшого диаметра с регулируемым шагом. Лопастные винта отличаются тонким (3—4%) сверхкритическим профилем. Концевые части лопастей имеют угол стреловидности 30° .

Рассматривался гипотетический двигатель РЕ 1985, оптимизированный для крейсерского полета на высоте 10 700 м с числом $M=0,7$. На рис. 11 и 12 в функции числа M и высоты полета приведены характеристики двигателя.

Применение винтовентиляторной силовой установки с тонкими саблевидными лопастями винтов позволяет увеличить число M на концах лопастей

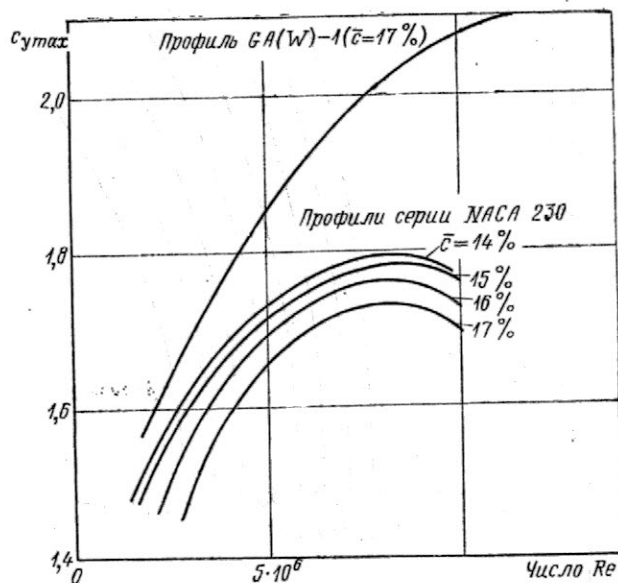
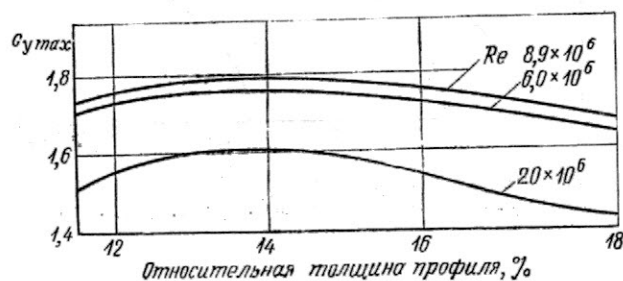


Рис. 8. Расчетные характеристики профиля GAW-1

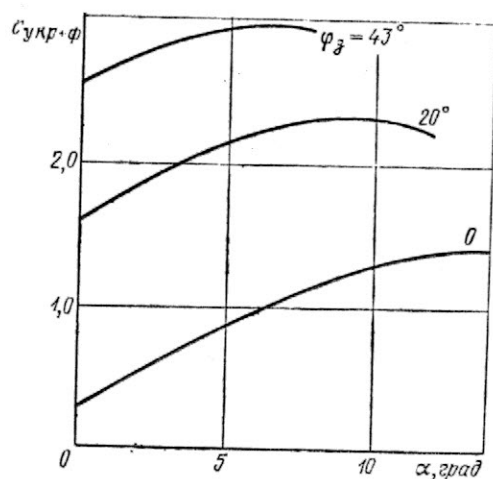


Рис. 9. Кривые подъемной силы системы крыло+фюзеляж при различных углах отклонения закрылков ($H=0$, передняя центровка)

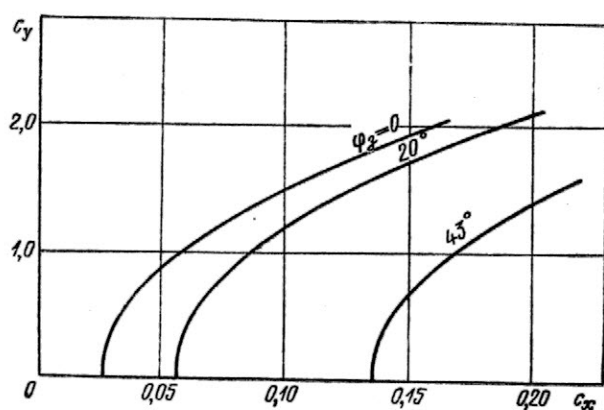


Рис. 10. Поляры самолета при различных углах отклонения закрылков (шасси убрано, $H=0$)

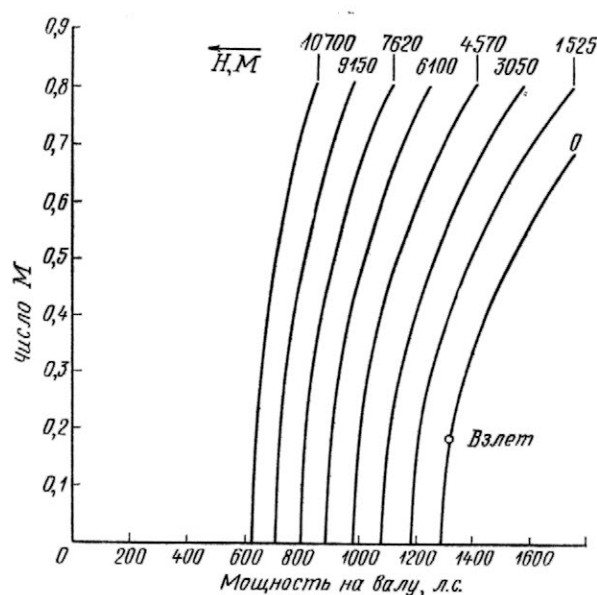


Рис. 11. Характеристики гипотетического двигателя PE 1985 (максимальный продолжительный режим без отбора воздуха и мощности)

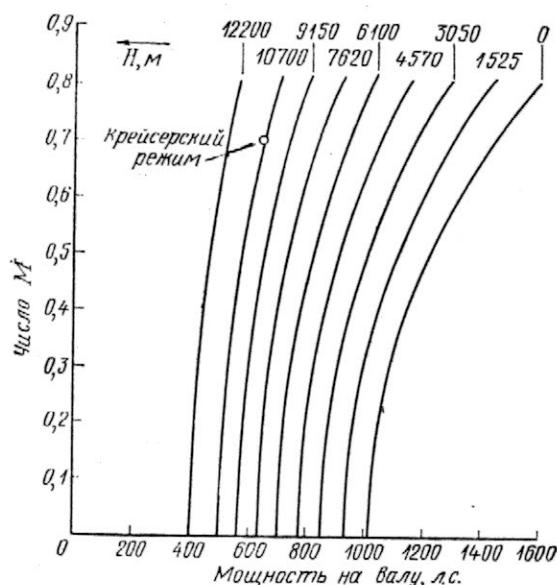


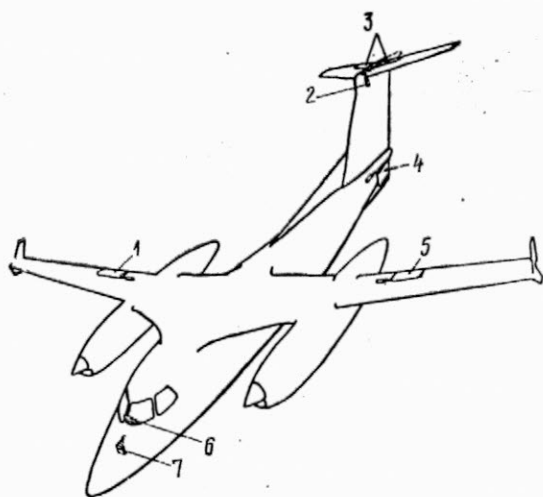
Рис. 12. Характеристики гипотетического двигателя PE 1985, режимы полета с максимальной крейсерской скоростью и набора высоты (без отбора мощности и воздуха)

(в крейсерском полете оно достигает 1,05) и скорость полета (750 км/ч) без значительного повышения расхода топлива. Удельный расход топлива (0,196 кгс/ч.с.) ниже, чем у ТРДД в тех же полетных условиях. Относительно небольшой (2,15 м) диаметр воздушного винта дает большую возможностей для выбора двигателя (с учетом клиренса относительно земли и фюзеляжа, а также с учетом устойчивости). Уровни шума в кабине и на местности будут с запасом отвечать будущим нормам.

На самолете используются простая основная система управления с механической проводкой и специальные аэродинамические поверхности, работающие от автопилота и системы улучшения устойчивости. В случае отказа любой из специальных поверхностей пилот должен иметь возможность управлять самолетом вручную с помощью основной системы. Обеспечивается возможность выполнения автоматической посадки в условиях категории IIIA.

Расположение специальных аэродинамических поверхностей, имеющих независимый привод, показано на рис. 13. Усилия от поверхностей не передаются на органы управления в кабине экипажа, как это принято на большинстве современных легких самолетов (например, демпфер рыскания действует посредством сервопривода автопилота, связанного с тросовой проводкой руля направления, в результате при работе демпфера происходит перемещение педалей; в процессе посадки при боковом ветре это очень мешает пилоту).

Из табл. 1 видно, что спиральное движение неустойчиво, характеристики остальных видов движения вполне удовлетворительны. Характеристики спирального движения обусловлены влиянием не одной, а нескольких переменных. В связи с необходимостью повышения устойчивости было проанализировано несколько режимов работы системы повышения устойчивости и автопилота: стабилизация угла тангажа, демпфирование продольного движе-



1—правый специальный элерон; 2—бустеры балансировки; 3—специальные рули высоты; 4—специальный руль направления; 5—специальный левый элерон; 6—приборная панель; 7—электронная аппаратура

Рис. 13. Расположение специальных аэродинамических поверхностей на самолете

Таблица 1

Характеристики устойчивости самолета

Движение	Недемпфированная собственная частота, рад/с	Коэффициент демпфирования	Время уменьшения амплитуды вдвое, с
Взлет			
Фугоидное	0,192	0,11	32,59
Короткопериодическое	2,136	0,52	0,62
Голландский шаг	1,772	0,151	2,59
Спиральное	—	—	—13,20*
Крен	—	—	0,48
Крейсерский полет			
Фугоидное	0,092	0,048	157,5
Короткопериодическое	3,528	0,353	0,56
Голландский шаг	3,153	0,113	1,94
Спиральное	—	—	—8664,4*
Крен	—	—	0,45
Заход на посадку			
Фугоидное	0,252	0,088	31,01
Короткопериодическое	1,726	0,551	0,72
Голландский шаг	1,548	0,146	3,06
Спиральное	—	—	—9,11*
Крен	—	—	0,47

* Знак «минус» означает, что указано время увеличения амплитуды вдвое.

Геометрические параметры самолета

Размах крыла	14,11 м
Длина самолета	14,93 "
Высота самолета	4,33 "
Площадь крыла	16,59 м ²
Пассажирская кабина:	
длина	7,20 м
ширина	1,50 "
высота	1,60 "

ния, стабилизация числа M , стабилизация высоты, стабилизация глассадного угла, стабилизация угла крена, демпфирование движения крена, стабилизация курса, демпфирование рыскания. При правильном подборе передаточных чисел большинство этих

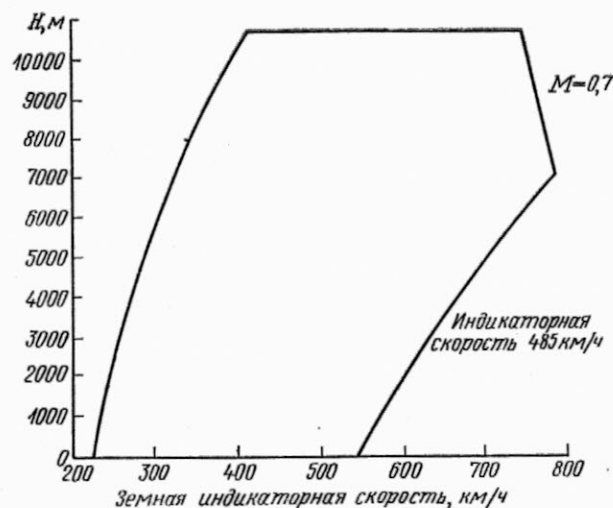


Рис. 14. Область режимов полета

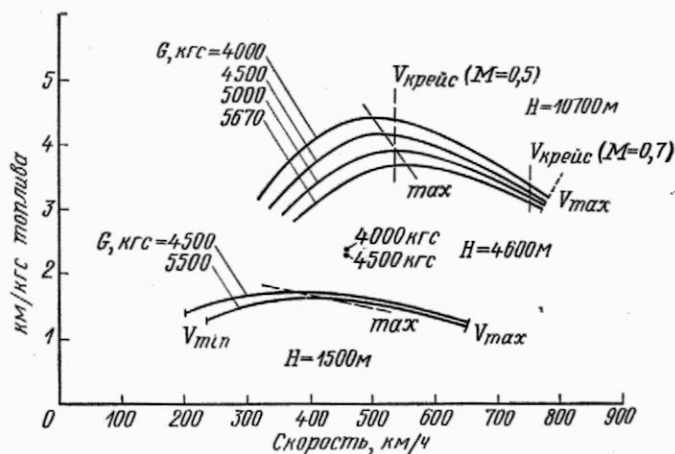


Рис. 15. Изменение удельной дальности полета в зависимости от крейсерской скорости

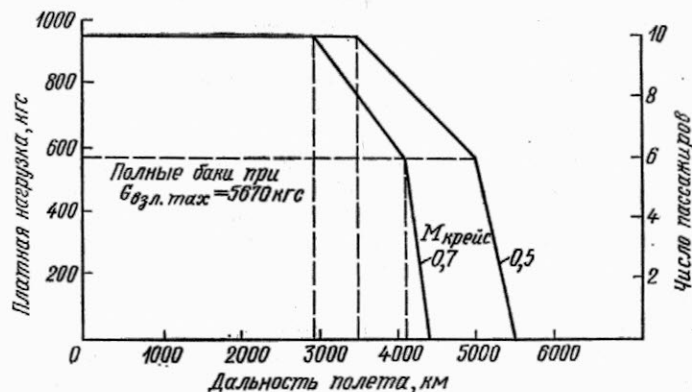


Рис. 16. Зависимость платной нагрузки по дальности полета (условия крейсерского полета при $M_{крейс}=0,5$ на высоте 10 700 м; полет на расстояние 170 км до запасного аэродрома при $M=0,4$ м на высоте 4600 м; ожидание посадки в течение 45 мин на высоте 1500 м)

Сравнение характеристик самолета VATLIT 1985 и современных административных самолетов с ТВД и ТРДД

	VATLIT 1985	Бич „Супер Кинг Эйр“ с ТВД	Лирджет 35А с ТРДД
Максимальный взлетный вес, кгс	5670	5670	7711
Вес пустого снаряженного самолета, кгс	3338	3367	4132
Число пассажирских мест	6—10	6—13	4—8
Удельная нагрузка на крыло, кгс/м ²	341,8	201,6	327,6
Запас топлива, л	2300	2100	3524
Относительное удлинение крыла	12	9,8	5,74
Закрылки	Фаулера, 30%	Одно- щелевые	Одно- щелевые
$c_{y\max}$ (при выпущенных закрылках)	2,8	1,9	
Скорость ($H=0$, условия МСА, максимальный взлетный вес), км/ч	150	140	171
Максимальная скорость крейсерского полета при максимальном взлетном весе, км/ч	750 ($M=0,7$)	515	839
Экономичная скорость полета, км/ч	533 ($M=0,5$)	503	774
Максимальная вертикальная скорость ($H=0$, условия МСА, максимальный взлетный вес), м/с:			
при двух работающих двигателях	23,4	12,5	25,9
при одном работающем двигателе	8,0	3,8	7,5
Практический потолок, м:			
при одном работающем двигателе	8 500	5 835	7 710
при двух работающих двигателях	14 500	>9450	12 955
Взлетная дистанция (до высоты 15 м при максимальном взлетном весе в условиях МСА), м	585	786	1310
Мощность (тяга) двигателей, л. с. (кгс)	2×1300	2×850	(2×1590)
Дальность при экономической крейсерской скорости, км	5004 (6 пасс.)	3497 (6 пасс.)	4466 (4 пасс.)
Дальность полета, приходящаяся на 1 кгс топлива, км/кгс	3,12	2,18	1,62

режимов обеспечивает самолету требуемые характеристики устойчивости.

Основная конструкция самолета выполняется из алюминиевых сплавов 2024 и 7075. Обшивка крепится к лонжеронам, нервюрам и стрингерам с помощью клея. Клейка имеет много преимуществ перед клепкой: снижение веса, улучшение усталостных характеристик и гладкости поверхности, хотя для подготовки производства требуются большие капиталовложения.

В неосновных элементах конструкции (поверхности управления, лопасти воздушного винта и зализы) используются сотовые или пенопластовые заполнители и композиционные материалы.

На рис. 14 приведена область режимов полета для максимального взлетного веса при единичной перегрузке. На высоте 10 700 м при числе $M=0,7$ максимальная маневренная перегрузка составляет около 2,4, что считается вполне достаточным.

При максимальном весе взлетная дистанция до высоты 10,7 м составляет 301 м, а до высоты 15 м —

585 м, так что самолет может эксплуатироваться с 80% аэропортов США. Отклонение закрылков на взлете на 20° позволяет сократить взлетную дистанцию, но ведет к снижению скорости набора высоты.

На рис. 15 показано, как меняется по скорости удельная дальность полета (дальность полета на 1 кгс затраченного топлива). На рис. 16 представлена зависимость платной нагрузки от дальности для максимальной и экономической скорости крейсерского полета.

Длина ВПП, необходимая для посадки с максимальным посадочным весом 5670 кгс, составляет 957 м. В связи с использованием при заходе на посадку закрылков Фаулера по всему размаху угол тангажа самолета при скорости, равной $1,3 V_{св}$, и полном выпуске закрылков равен — 9,5°, в связи с чем пилот имеет при заходе на посадку очень хороший обзор.

Референт В. Н. Шубин

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 16, 1–39.

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

Технический редактор Т. Ф. Рыкун

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 10.08.81.	Подписано в печать 13.10.81.	Формат бумаги 60×90 ¹ / ₈ .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура
Высокая печать.	Бум. л. 2,5.	Усл. печ. л. 5.	Уч.-изд. л. 6.	Тираж 2631 экз.
				Цена 55 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1416.

