

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Изучение фирмой Локхид техники перспективных тяжелых и сверхтяжелых самолетов	1
Проекты сверхтяжелых транспортных самолетов для гражданских и военных перевозок	7
Технические особенности энергетически эффективных транспортных самолетов	12
Перспективы применения винтовентиляторной силовой установки на пассажирских самолетах	26
Мероприятия зарубежных авиакомпаний по экономии топлива	30
Панели остекления кабин экипажа фирмы Триплекс	32

УДК 629.735.33.01.«71»(73)

ИЗУЧЕНИЕ ФИРМОЙ ЛОКХИД ТЕХНИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЯЖЕЛЫХ И СВЕРХТЯЖЕЛЫХ САМОЛЕТОВ*

Информационно-техническое обслуживание
Техническая библиотека

Анализ перспектив развития авиации свидетельствует о большой потенциальной роли тяжелых и сверхтяжелых самолетов военного и гражданского применения. В США планируется существенно повысить возможности военно-транспортной авиации, а недавние исследования NASA и фирмы Локхид выявили значительные потребности в гражданских сверхтяжелых специализированных грузовых самолетах (см. табл. 1).

Таблица 1

Оценки требуемого парка гражданских тяжелых грузовых самолетов (с расчетной платной нагрузкой 177 тс) в период 1990 — 2000 гг.

	Число самолетов	
	нижняя оценка	верхняя оценка
Внутренние авиaperезовки в США	40	60
Международные перeвозки	120	300
Всего	160	360

Как видно из табл. 1, наибольший спрос приходится на международный сектор, что свидетельствует о потребности в будущем в более дальних перевозках, чем обеспечиваемые большинством современных транспортных самолетов.

В военной области сверхтяжелые самолеты могут применяться для обеспечения:

стратегической мобильности войск (военно-транспортные самолеты, самолеты-заправщики);

боевых стратегических операций (самолет-носитель МБР, запускаемых в воздухе или на земле; носитель крылатых ракет; бомбардировщик прорыва ПВО);

тактических операций (ударные операции без захода в зону ПВО, патрулирование над морями и океанами);

* Lange R. H. Trends in very large aircraft design and technology.

AIAA Paper N 80-0902.

управления боевыми действиями и связи (самолет дальнего радиолокационного обнаружения и управления, воздушный командный пост).

Стратегические перевозки считаются наиболее важной функцией будущих сверхтяжелых самолетов. Возможность выполнения других заданий будет способствовать увеличению объема производства самолетов и, следовательно, снижению стоимости одного самолета. Базовый самолет должен допускать возможность простой модификации для выполнения широкого спектра заданий. Примером такого самолета может служить многоцелевой самолет ближней перспективы LX—MRSA (LX—Multirole Strategic Aircraft), проект которого изучался фирмой Локхид (рис. 1).

По аэродинамической схеме этот самолет аналогичен военно-транспортному самолету Локхид С-5 и наряду с перевозками крупногабаритных и тяжелых грузов может выполнять другие задания. Расчетный максимальный взлетный вес самолета LX—MRSA 417 тс ($n_{\text{экспл}}=2$), максимальная перевозимая нагрузка 130 тс. Самолет оснащен четырьмя ТРДД CF6-80 с тягой по 26,3 тс. Самолет

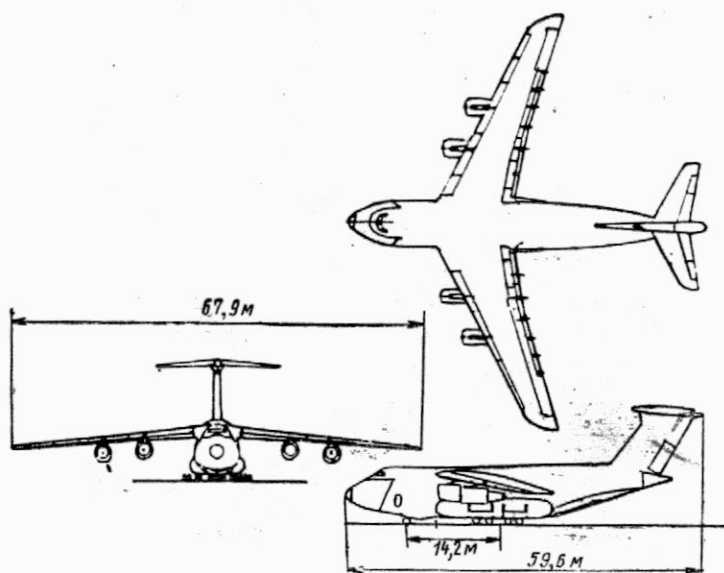
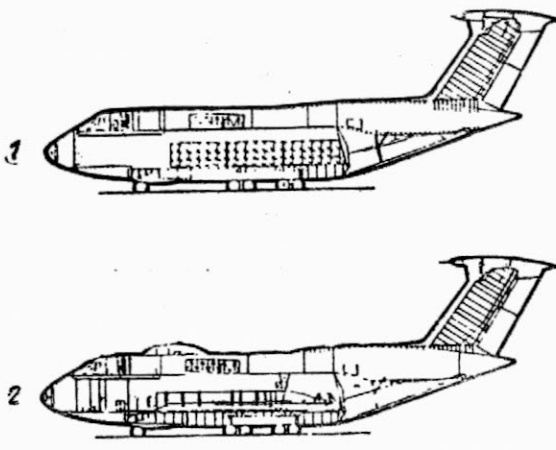


Рис. 1. Базовый самолет LX—MRSA



1—носитель крылатых ракет; 2—носитель МБР М-Х
Рис. 2. Стратегический самолет MRSA

может использоваться как носитель крылатых ракет и носитель МБР МХ, обеспечивающий их запуск в воздухе (рис. 2), а также как самолет-заправщик.

Одним из возможных гражданских применений сверхтяжелого самолета является перевозка полезных ископаемых (главным образом нефти или сжиженного природного газа) из арктических районов к морским портам в умеренных широтах. Проект такого самолета изучался ранее фирмой Боинг (рис. 3, 4). Авиатранспортная система на основе сверхтяжелых самолетов должна была обеспечить перевозку 85 млн. м³ жидкого газа в день. Жидкий газ планировалось размещать в трубообразных лонжеронах крыла площадью 2461 м² и размахом 157 м (САХ=16 м). Максимальный взлетный вес самолета 1587 тс. Хотя авиатранспортная система в целом была достаточно эффективной, спрос на такие самолеты был слишком мал, чтобы оправдать их разработку.

Перспективы создания сверхтяжелых самолетов становятся реальными в свете новейших технических достижений в области аэродинамики, материалов, силовых установок, конструктивных схем и авиационных топлив.

Фирма Локхид изучает новые конструкционные материалы, имеющие преимущества перед алюминиевыми сплавами, в том числе композиционные материалы (боро- и углепластики и материалы с металлической матрицей). Разработка проекта самолета на 10—25 лет вперед требует достаточно

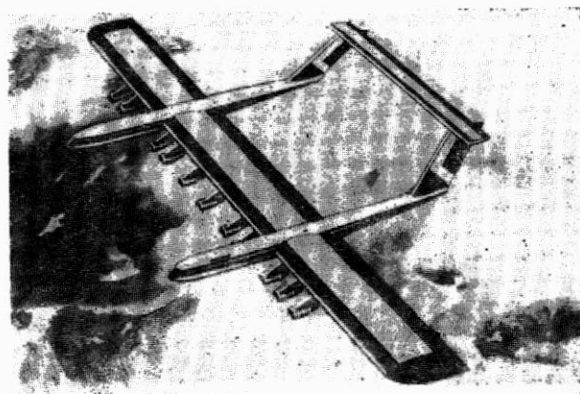


Рис. 3. Проект транспортного самолета фирмы Боинг для перевозки полезных ископаемых из Арктики

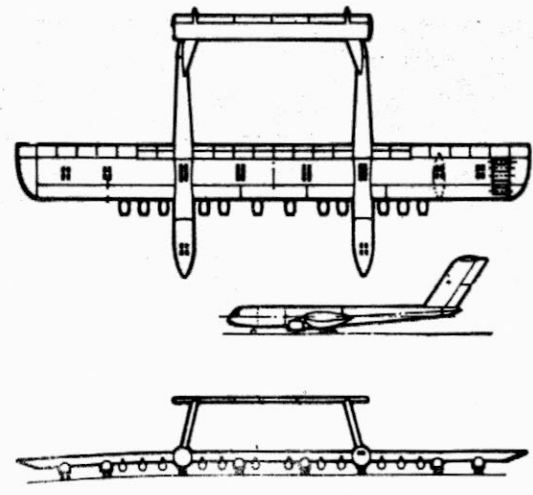
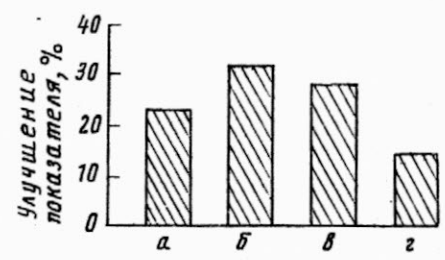


Рис. 4. Схема самолета фирмы Боинг для перевозки полезных ископаемых из Арктики

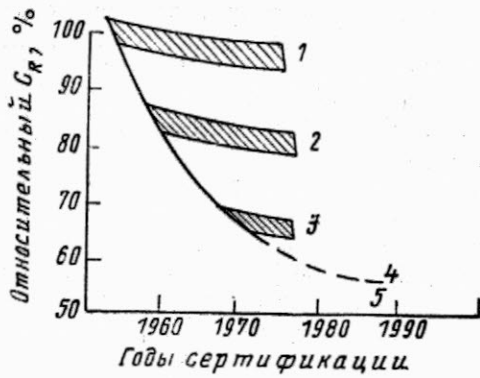
надежных оценок характеристик композиционных материалов для расчета самолета и его стоимости. Влияние применения композиционных материалов на ряд показателей перспективного военно-коммерческого самолета, способного перевозить 150 тс на расстояние 7400 км показано на рис. 5. По сравнению с самолетом алюминиевой конструкции перспективный самолет отличается на 23% меньшим взлетным весом, ему требуются двигатели с меньшей на 28% тягой, его топливная эффективность (производительность на единицу количества расходуемого топлива) выше на 38%. Все эти преимущества обеспечивают ему снижение ПЭР на 15%.

Повышение экономичности авиационных двигателей иллюстрирует график на рис. 6. Пунктиром показан ожидаемый уровень экономичности, который предполагается достичь в результате выполнения двух программ NASA — программы высокоэкономичного ТРДД E³ (Energy Efficient Engine Program) и программы создания перспективного ТВД с винтом-вентилятором. Винтовентиляторная силовая установка отличается высоконагруженным многолопастным воздушным винтом (рис. 7) с переменным шагом, с приводом от газовой турбины через редуктор. Саблевидные лопасти и их усовершенствованный профиль обеспечивают винту тяговую КПД, равную 80% при крейсерском числе M=0,8. Фирма Локхид рассмотрела в параметрических исследованиях типовой гражданский грузо-



а—G_{взл}; б—производительность в тонна-километрах на единицу веса расходуемого топлива; в—тяга двигателя; г—ПЭР

Рис. 5. Относительное улучшение (Δ) показателей самолета вследствие применения перспективных материалов



1—первые коммерческие ТРД; 2—ТРДД малой степени двухконтурности; 3—ТРДД большой степени двухконтурности; 4—программа E³ (NASA); 5—программа NASA по исследованию высоконагруженных винтов

Рис. 6. Повышение экономичности силовых установок

вой самолет, рассчитанный на $M_{крейс}=0,7$, платную нагрузку 113,4 тс и дальность полета 6500 км. На рис. 8 показаны преимущества этого самолета по сравнению с аналогичным самолетом с ТРДД. Существенно (на 35%) уменьшается потребная длина взлетной дорожки.

Известные требования FAA к допустимому уровню авиационного шума на местности, задаваемые в функции расчетного взлетного веса самолета, недавно были изменены и излагаются в нормативах FAR.36, редакция 3, которые, как планируется, вступят в силу после 1981 г. Действующие нормативы FAR.36 (редакция 2) и предлагаемые нормативы для шума самолета при взлете показаны в графическом виде на рис. 9.

Исследования фирмы Локхид показывают, что перспективные самолеты с винтовентиляторной силовой установкой, оптимизированные на минимум ПЭР, с большим запасом удовлетворяют новым ограничениям по шуму. Если такому самолету обеспечить избыток мощности для более крутого набора высоты, тогда шум при взлете может быть снижен до ~84 EPN дБ. Выполненные до настоящего времени исследования свидетельствуют о том, что шум самолета при заходе на посадку снизить труднее, чем шум при взлете.

Снижение лобового сопротивления самолета является очевидным путем повышения его харак-

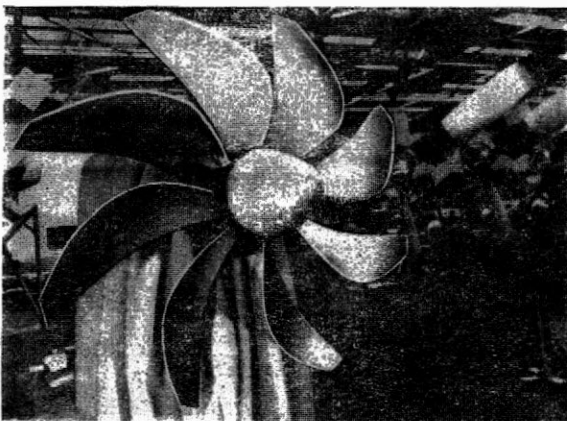
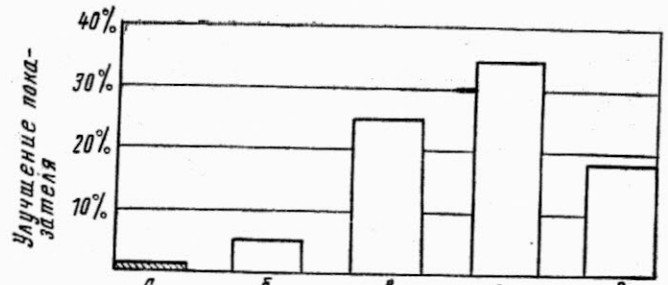


Рис. 7. Многолопастный высоконагруженный винт-вентилятор



а—вес снаряженного; б—стояночный вес; в—производительность в тонна-км на 1 кгс топлива; г—длина ВПП; д—расход топлива на маршруте

Рис. 8. Эффективность применения винтовентиляторных двигателей

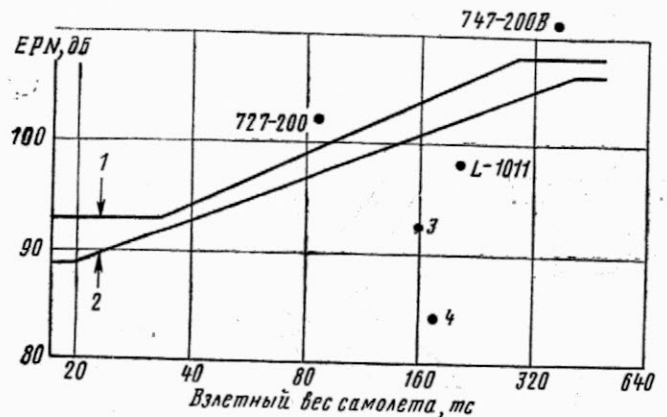
теристик. Дважды многообещающими путями в этом направлении являются применение крыльев большого удлинения и управление пограничным слоем (УПС) с помощью его отсоса.

Повышение относительного удлинения крыла приводит к снижению индуктивного сопротивления. Одной из проблем, связанных с выбором крыла большого удлинения, является оценка веса его конструкции. Фирма Локхид продолжает изучение статистических и аналитических методов определения веса крыла с большим удлинением. С помощью наиболее точных методов были рассчитаны характеристики перспективных грузовых самолетов в зависимости от удлинения крыла. Анализ проводился при следующих условиях: крейсерское число $M=0,85$, платная нагрузка 113,4 тс, дальность полета 650 км.

Результаты этих параметрических исследований представлены на рис. 10. Минимальной стоимости самолета соответствует $\lambda=7,5$, минимальному взлетному весу — $\lambda=9,8$, минимуму ПЭР — $\lambda=12$ и минимальным затратам топлива — $\lambda=15,2$.

Для создания крыльев очень большого удлинения необходимы серьезные исследования для решения проблем, связанных с выполнением требований к изгибной и крутильной жесткости и с исключением флаттера.

УПС обещает наибольшее повышение топливной эффективности и увеличение дальности полета. Новые профили крыла, конструкционные мате-



1—требования FAR.36, редакция 2; 2—требования FAR.36, редакция 3 (для самолета с четырьмя двигателями); 3—самолет с винтовентиляторной установкой, оптимизированный по ПЭР ($M_{крейс}=0,8$); 4—самолет с винтовентиляторной установкой, оптимизированный по шуму ($M_{крейс}=0,8$)

Рис. 9. Уменьшение шума на местности в результате использования винтовентиляторных силовых установок

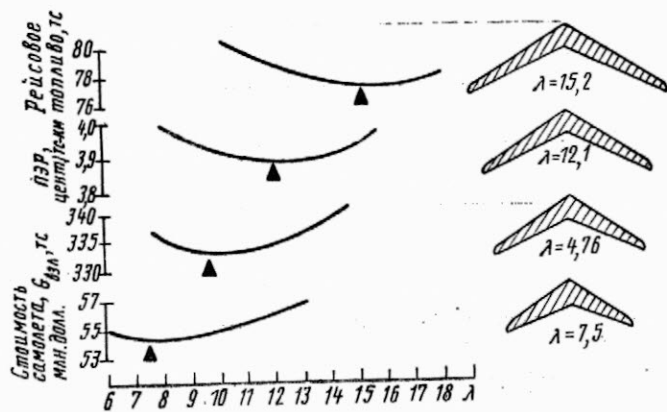
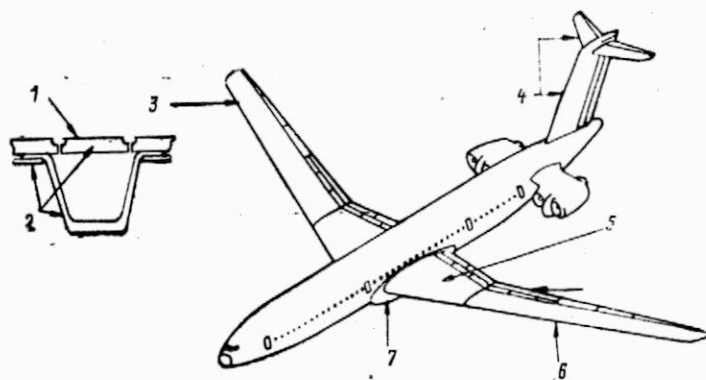


Рис. 10. Эффективность изменения удлинения крыла

риалы и принципы управления вместе с усовершенствованными методами проектирования и технологией производства могут обеспечить создание эффективной системы УПС. Применение такой системы на дозвуковом транспортном самолете изучалось фирмой Локхид по заданию НИЦ им. Лэнгли (NASA). С поверхностью самолета, обслуживаемой системой УПС, часто пограничный слой отсасывается через щели в обшивке, проходящий через коллекторные каналы, простирающиеся в направлении хорды крыла, и собирается в основных воздухопроводах, размещенных в носке крыла. Эти каналы подают воздух прямо к насосным агрегатам, установленным в корневой части крыла, где воздух разгоняется до скорости полета и выбрасывается в атмосферу по потоку. На рис. 11 показаны самолет с системой УПС и сечение панели обшивки с отсосом пограничного слоя. На этом самолете ламинарное обтекание должно обеспечиваться до линии 75% хорд на крыле и до линии 65% хорд на оперении.

Для обеспечения полета на нерасчетных для системы УПС режимах на основных закрылках предусмотрены дополнительные щитки с малой хордой для управления градиентом давления и положением скачка уплотнения на верхней поверхности крыла. Для предотвращения обледенения и загрязнения поверхности носка крыла предусмотрена специальная система.

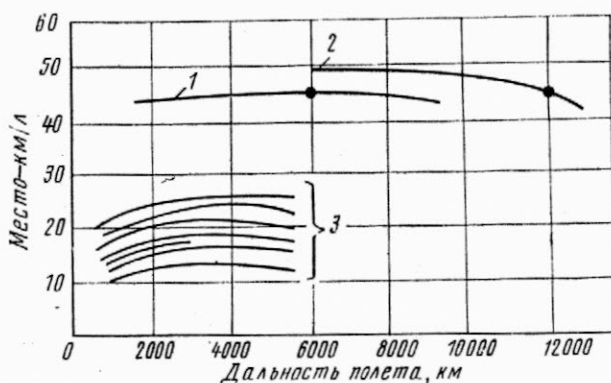


1—титановая перфорированная обшивка; 2—силовая конструкция из графитоэпоксидного материала; 3—ламинаризация до 75% хорд; 4—ламинаризация до 65% хорд; 5—внутренние каналы; 6—система защиты от загрязнения и обледенения; 7—два отсасывающих агрегата

Рис. 11. Перспективный пассажирский самолет с системой УПС

Снижение лобового сопротивления и ожидаемое 28%-ное повышение аэродинамического качества при числе $M=0,8$ обеспечит 25%-ное уменьшение расхода топлива по сравнению с эквивалентным базовым самолетом без системы УПС. Отсос пограничного слоя и другие технические усовершенствования, которые найдут практическое применение после 1990 г., существенно повысят эффективность транспортной авиации. Как показано на рис. 12, топливная эффективность самолета с системой УПС при пассажирских перевозках на дальних маршрутах будет в 2,5 раза выше, чем у современного пассажирского самолета. При перевозке пассажиров и грузов на более коротких маршрутах топливная эффективность будет в 1,8 раза выше, чем у современных широкофюзеляжных самолетов.

Снижение лобового сопротивления фюзеляжа грузового самолета сложнее, чем у пассажирского, из-за большего поперечного сечения первого самолета для размещения крупногабаритных грузов (смачиваемая поверхность фюзеляжа военнотранспортного самолета С-5 на 20% больше, чем у самолета Бойнг 747). Кроме того, на грузовом самолете необходимо обеспечить постоянную (по



1—с грузом; средняя дальность маршрута 6100 км; 2—только с пассажирами; расчетная дальность 12000 км; 3—современные транспортные самолеты

Рис. 12. Повышение топливной эффективности транспортных самолетов с системой УПС

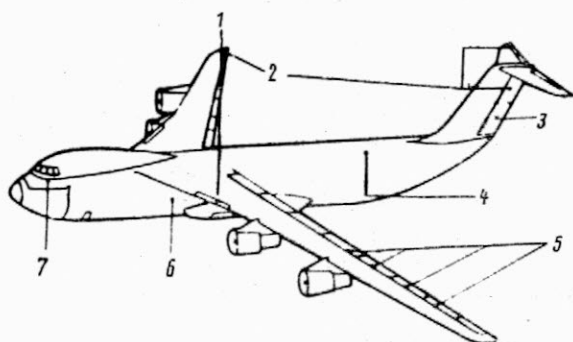
длине фюзеляжа) ширину грузовой кабины. В связи с этим необходимы исследования для поиска новых средств снижения лобового сопротивления фюзеляжа, в частности методов воздействия на пограничный слой для уменьшения сопротивления трения, выбора особых форм хвостовой части и методов воздействия на характер обтекания.

Области применения ЭВМ и другого электронного оборудования на будущих тяжелых самолетах показаны на рис. 13. Электронные системы обеспечат контроль маневренных и ветровых нагрузок, подавление флаттера, искусственную устойчивость, улучшение характеристик управляемости, выбор оптимальных (например, по расходу топлива) режимов полета, упростят эксплуатацию самолетов в зоне аэропорта.

В связи с удорожанием и возможной нехваткой в будущем топлива из нефти изучаются альтернативные виды топлива, такие как синтетическое топливо Jet-A из угля, жидкий метан, жидкий водород, а также ядерные силовые установки. Фирма Локхид участвует в оценках характе-

ристик самолетов, использующих необычные топлива. NASA сконцентрировало свои работы на гражданских самолетах с силовыми установками на жидком водороде или метане. По заданию NASA был рассмотрен проект грузового самолета на жидком водороде, способного перевозить на грузку 113,4 тс на расстояние 10 200 км при крейсерском числе $M=0,85$ (рис. 14). Грузы размещаются на нижней палубе, загрузка осуществляется через носовую дверь. Баки с жидким водородом занимают всю верхнюю часть фюзеляжа.

Исследования показывают возможность создания транспортного самолета на водороде, отвечающего стандартным требованиям авиакомпаний в отношении технического обслуживания и эксплуатации при перевозке пассажиров и грузов. По сравнению с самолетом, использующим обычное углеводородное топливо, самолет на жидком водороде будет иметь меньший взлетный вес, меньшую потребную тягу двигателей, меньший рейсовый расход топлива (частично из-за втрое большей удельной теплотворной способности жидкого водорода). Однако высокая стоимость производства жидкого водорода приведет к возрастанию ПЭР.



1—РЛС переднего обзора с фазированной антенной решеткой; 2—цифровая электронная система управления полетом; 3—цифровая электронная система улучшения устойчивости; 4—оптико-волоконные шины передачи информации; 5—рули системы активного управления; 6—микро-ЭВМ и микропроцессоры; 7—усовершенствованные индикаторы

Рис. 13. Электронное оборудование тяжелого транспортного самолета

Увеличение размеров и веса самолета способствует улучшению его летных и экономических показателей, однако с каждым новым этапом улучшение характеристик, по-видимому, будет менее значительным. Этот факт стимулирует изучение новых аэродинамических и конструктивных схем, минимизирующих неблагоприятные масштабные эффекты.

Одной из новинок является запатентованная фирмой Локхид схема самолета с распределенной по размаху крыла полезной нагрузкой (схема «спенлоудер»). Самолет, показанный на рис. 15, рассчитан на перевозку 300 тс грузов на расстояние 6100 км при $M_{\text{крейс}}=0,75$. Вместо обычного колесного шасси (потребовавшего бы ВПП очень большой ширины) применяется шасси на воздушной подушке (под центральной частью и на концах крыла). Фирма Боинг рассмотрела самолеты этой схемы с платной нагрузкой более 450 тс. Один из таких самолетов показан на рис. 16

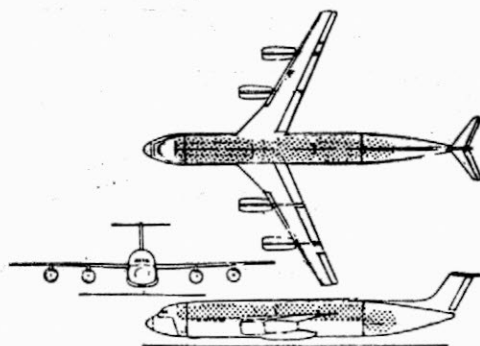


Рис. 14. Перспективный грузовой самолет на жидком водороде

(взлетный вес 1070 тс, платная нагрузка 475 тс, размах крыла 107,7 м, $M_{\text{крейс}}=0,78$).

Заслуживает внимания концепция многофюзеляжного самолета. Двухфюзеляжный самолет, например, показанный на рис. 17, имеет значительно меньшие изгибающие моменты крыла, чем самолет обычной схемы (рис. 18). Кроме того, упрощается производство самолета (из-за увеличения числа идентичных компонентов) и убыстряется процесс погрузки и разгрузки.

Фирма Локхид определила, что двухфюзеляжный самолет (рис. 19), рассчитанный на перевозку 200 тс грузов на расстояние ~7400 км при $M_{\text{крейс}}=0,8$, будет иметь взлетный вес на 7%, а стоимость жизненного цикла на 5,5% меньше, чем эквивалентный однофюзеляжный самолет.

Большой эксплуатационной гибкостью должен отличаться самолет, выполненный в соответствии

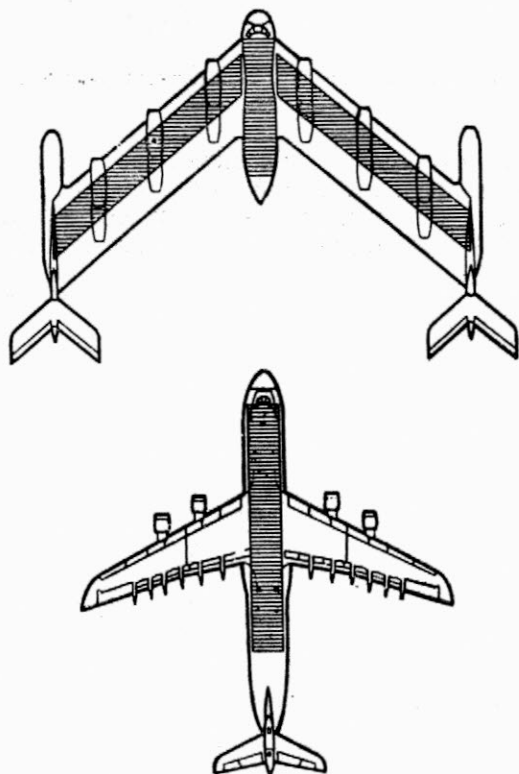


Рис. 15. Сравнение самолета с полезной нагрузкой в крыле с военно-транспортным самолетом Локхид С-5

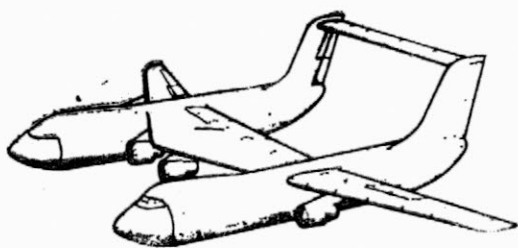
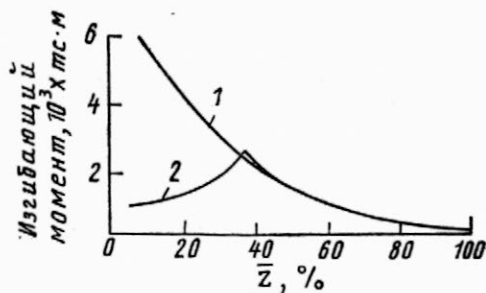


Рис. 16. Двухфюзеляжный транспортный самолет



1—однофюзеляжный; 2—двухфюзеляжный

Рис. 17. Сравнение изгибающего момента крыла однофюзеляжного и двухфюзеляжного самолетов

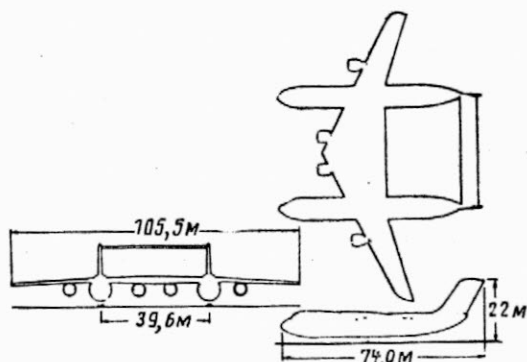


Рис. 18. Схема двухфюзеляжного самолета

с разработанной фирмой Локхид концепцией «Флэтбед» (платформа). Такой самолет (рис. 19) в зависимости от сменного фюзеляжного модуля может использоваться и как пассажирский, и как

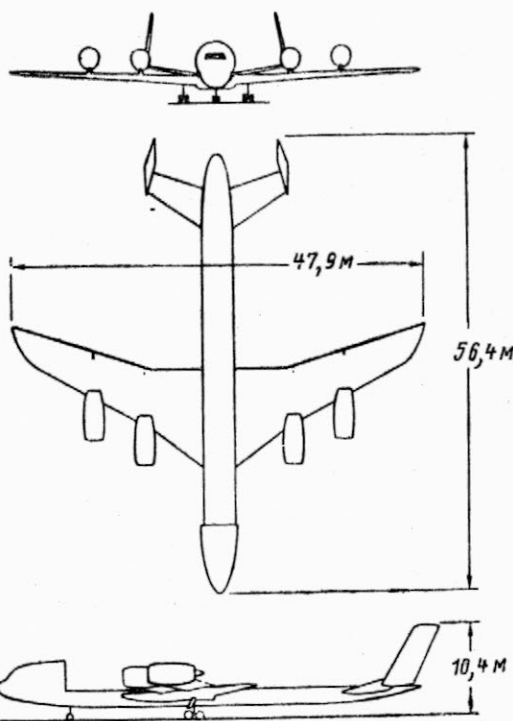


Рис. 19. Схема самолета «Флэтбед»

грузовой. Более того, крупногабаритные грузы могут перевозиться на нем открытым способом. Самолет-летающая платформа с пассажирским модулем (платная нагрузка 34 тс) имеет взлетный вес 127 тс и дальность полета 4820 км при $M_{\text{крейс}} = 0,82$. Ширина платформы равна 3,56 м, а ее длина допускает установку пяти стандартных контейнеров длиной по 6,1 м. Малая высота платформы над землей позволяет загружать транспортные средства своим ходом.

Контейнеры могут перевозиться открытым способом (за последним устанавливается хвостовой обтекатель), крейсерское число M в этом случае уменьшается до 0,75. Испытания модели самолета в аэродинамической трубе показали, что при открытой перевозке танка М-60 можно обеспечить крейсерское число $M=0,6$ при полете на высоте ~ 5500 м.

Референты: Ю. П. Журихин и Ю. Я. Шилов

ПРОЕКТЫ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ ДЛЯ ГРАЖДАНСКИХ И ВОЕННЫХ ПЕРЕВОЗОК*

По мнению специалистов фирмы Дорнье (ФРГ), в девяностых годах для гражданских и военных перевозок потребуются сверхтяжелые транспортные самолеты, причем определенные преимущества будут иметь гидросамолеты в связи с меньшей зависимостью от инфраструктуры (наземных компонентов транспортной системы). Предпочтение отдается самолетам обычной схемы в связи с меньшим техническим риском при осуществлении программы. Современный уровень авиационной техники позволяет преодолеть многие трудности на пути создания самолетов очень большой грузоподъемности.

Фирма Дорнье имеет значительный опыт разработки тяжелых самолетов с использованием последних технических достижений. Так, например, применение цельнометаллических конструкций из алюминиевых сплавов позволило фирме Дорнье в 1929 г. создать летающую лодку DoX со взлетным весом 56 тс, рассчитанную на перевозку 170 пассажиров. Основной целью программы DoX было перевести воздушный транспорт, поддерживаемый в то время значительными субсидиями, на коммерческую основу. Достичь этого можно было только путем увеличения размеров и веса самолета.

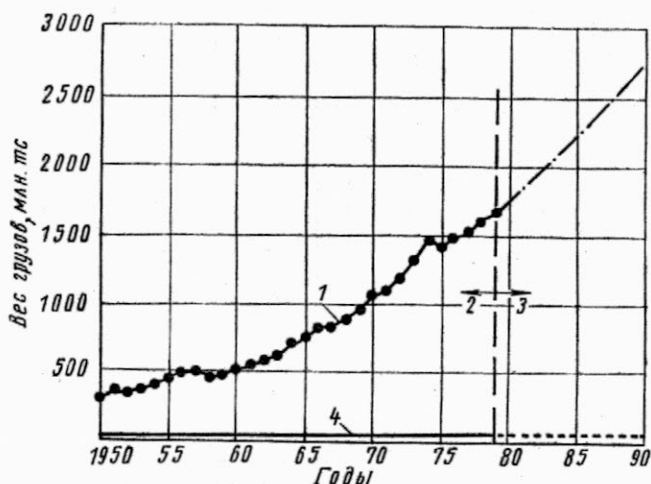
Прогнозируемый спрос на гражданские и военные воздушные перевозки требует, чтобы самолет 1990-х годов был значительно больше современных широкофюзеляжных самолетов.

В грузовых перевозках воздушный транспорт играет пока незначительную роль (рис. 1). Большая часть международных грузовых перевозок выполняется по морю, и самолет пока не может соперничать с водным транспортом по критерию стоимость—эффективность.

Увеличение производительности (скорость \times платная нагрузка) самолетов привело бы к снижению эксплуатационных расходов. Поскольку рациональная скорость полета должна оставаться дозвуковой и она не может быть значительно увеличена, то основным средством снижения эксплуатационных расходов остается увеличение платной нагрузки.

На рис. 2 показано снижение прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) вследствие увеличения платной нагрузки. Для того чтобы снижение ПЭР было существенным, увеличение грузоподъемности самолета должно быть значительным.

Грузовые самолеты, используемые в настоящее время, в основном являются модификациями пассажирских, и их компоновочная схема оптимизирована для перевозки пассажиров. Грузовой самолет будущего должен быть спроектирован специально для перевозки грузов в стандартных контейнерах, общих для наземного, морского и воз-



1—суммарный грузооборот (без перевозок нефти); 2—статистика; 3—прогноз; 4—воздушные грузовые перевозки

Рис. 1. Статистика и прогноз межконтинентальных грузовых перевозок

душного транспорта. Необходимо также улучшить технологию погрузочно-разгрузочных работ и перемещения грузов.

Самолет обеспечивает значительно меньшее время перевозки по сравнению с другими видами транспорта (рис. 3), что не только ускоряет доставку товара к потребителю, но и обеспечивает сохранность скоропортящихся товаров. Результатом сокращения времени доставки является снижение затрат на хранение, например, за счет ликвидации местных складов.

Очевидно, что эффективная система воздушного транспорта, использующая сверхтяжелые самолеты, будет способствовать увеличению доли международных воздушных грузовых перевозок.

На рис. 4 показано, что при существующих темпах роста грузовых перевозок (7,5% в год)

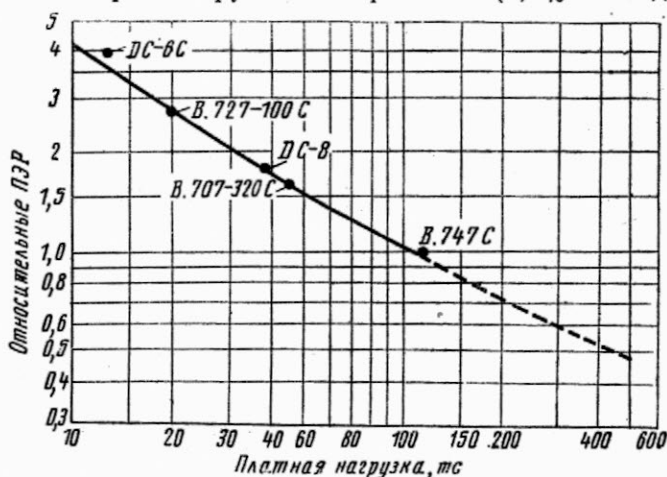


Рис. 2. Прямые эксплуатационные расходы (ПЭР) грузового самолета, как функция максимальной платной нагрузки (коэффициент загрузки 100%, ПЭР отнесены к расходам для самолета Боинг 747С)

* Dornier C. Long range very large aircraft supply system for civil/military application with special emphasis an water-based aircraft.

AIAA Paper N 80-0903.

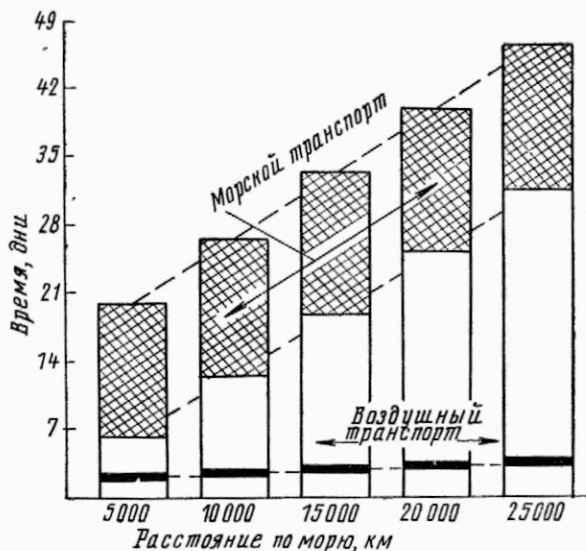
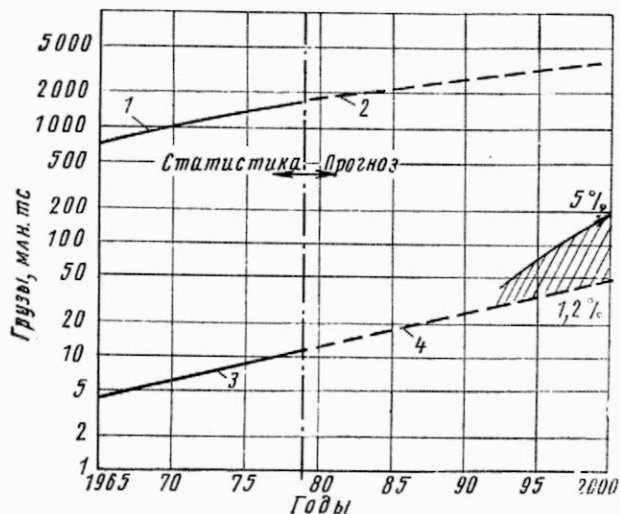


Рис. 3. Сравнение времени транспортировки по морю и по воздуху

доля воздушного транспорта в общем объеме грузовых перевозок в 2000 г. составит ~1,2%. Введение в эксплуатацию сверхтяжелых самолетов могло бы увеличить эту долю, приблизительно до 5%. Для этого необходимо построить 650 самолетов со взлетным весом 1000 тс каждый.

Требования к военным сверхтяжелым самолетам диктуются стратегическими соображениями. В прошлом военные перевозки осуществлялись в основном морским транспортом, часто не позволявшем вооруженным силам реагировать с достаточной быстротой. Эффективной альтернативой является система, включающая в себя сверхтяжелые самолеты с большой дальностью полета, способные перевозить войска, тяжелую бронетанковую технику и т. д., что снижает зависимость военных операций от зарубежных баз.

На рис. 5 показано потребное время перевозки военных грузов через Атлантический океан в



1—суммарные грузовые перевозки; 2—прирост 4,5% в год; 3—воздушные грузовые перевозки; 4—прирост 7,5% в год (без 1000-тонных самолетов)

Рис. 4. Прогноз грузовых перевозок (рост воздушных перевозок, соответствующий заштрихованной области, обеспечивается вводом в эксплуатацию 650 перспективных 1000-тонных самолетов)

зависимости от максимальной грузоподъемности одного самолета. На левом графике число самолетов является варьируемым параметром при фиксированном весе грузов, равном 400 000 тс, что соответствует весу боевой техники десантной дивизии. Людской состав может быть переброшен на обычных транспортных самолетах.

Графики на рис. 5 показывают также, что в случае транспортной системы на основе существующих самолетов с платной нагрузкой 100—150 тс потребовалось бы 600 самолетов для обеспечения переброски боевой техники за семь дней. Помимо высокой стоимости и значительных потенциальных потерь самолетов, эта транспортная система, по-видимому, нереальна из-за насыщения воздушного пространства, особенно вблизи аэропортов.

На основании данных, приведенных на рис. 5, можно сделать вывод, что умеренный парк должен состоять из сверхтяжелых самолетов грузоподъемностью 400—500 тс. При наличии самолетов подобного класса (рис. 6) впервые станут возможными массовые перевозки тяжелой боевой техники по воздуху.

Сверхтяжелый самолет для межконтинентальных грузовых перевозок целесообразно разрабатывать в двух вариантах—для гражданского и военного применения. Военный вариант, стартуя из США, должен достигать военных баз в Европе и на других континентах.

Сверхтяжелый самолет может быть разработан в виде базового самолета или гидросамолета. Создание самолета-амфибии технически возможно, но из-за большого веса трудности его разработки будут слишком велики; по этим причинам самолет-амфибия был исключен из рассмотрения.

Крупные авиакомпании, несомненно, заинтересованы в том, чтобы будущие сверхтяжелые грузовые самолеты эксплуатировались с существующих аэропортов и с использованием имеющегося вспомогательного оборудования, даже если это и вызовет значительные расходы и дополнительные трудности, например потребуются решить проблему шума.

Гидросамолет обладает тем преимуществом, что может использовать в большей степени существующую инфраструктуру морских портов без значительных затрат на новые сооружения. Вблизи многих морских портов имеются достаточно большие защищенные акватории, на которых могут безопасно взлетать и совершать посадку летающие лодки.

Соответствующим образом спроектированный самолет может загружаться и разгружаться на воде. Как показывает опыт использования самолета DoX, эксплуатация гидросамолета в прибрежном районе вполне возможна, а большое число зон, удобных для посадки, существует повсюду, даже во внутренних областях континентов.

Для гражданского использования самолет должен обладать собственной системой погрузки—разгрузки и крепления грузов, способной оперировать с отдельными грузами весом до 50 тс и стандартными контейнерами размером 2,44×2,44×6,1 м.

Военный вариант самолета должен иметь возможность автономно загружаться и разгружаться

на плаву. Максимальная перевозимая нагрузка должна быть не менее 400 тс, а дальность беспосадочного полета не менее 6500 км. Расчетные крейсерская скорость и перевозимая нагрузка должны обеспечивать максимальную производительность самолета.

«Сухопутный» самолет должен иметь возможность эксплуатироваться с ВПП длиной 3600 м. Гидросамолет должен быть способен совершать взлет и посадку в открытом море.

Из различных аэродинамических схем сверхтяжелого самолета — летающее крыло с распределенной по размаху нагрузкой; обычная (нормальная) схема, «утка» — обычная схема оказалась наиболее предпочтительной.

Каждая схема имеет те или иные преимущества, например самолет с размещением перевозимой нагрузки в крыле имеет преимущество с точки зрения веса. Но при рассмотрении всех факторов обычная схема оказывается лучше. Кроме того, имеется большой опыт по разработке самолетов такой схемы, поэтому технический риск будет минимальным, так как проблемы, обусловленные увеличением размеров самолета, не осложняются трудностями, связанными с выбором необычной аэродинамической схемы. В пользу нормальной схемы говорит также фактор времени, поскольку такой самолет будет разработан значительно быстрее других вариантов.

При использовании системы активного управления, обеспечивающей снижение маневренных и ветровых нагрузок, можно избежать флаттера и удержать вес конструкции в приемлемых пределах.

Конструкция фюзеляжа гидросамолета должна удовлетворять требованиям остойчивости и нормам летной годности морских самолетов. Большие летающие лодки уже строились в прошлом, и возможность постройки сверхтяжелого гидросамолета не вызывает сомнения.

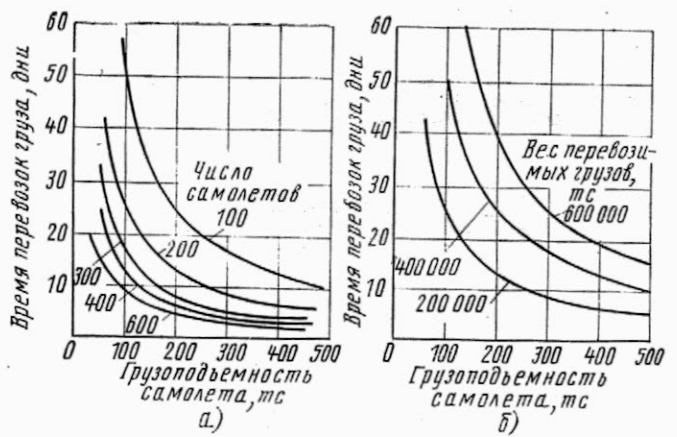
Существует мнение, что шасси сверхтяжелого самолета не может отвечать приемлемым требованиям по стоимости и весу, однако исследования этого вопроса дали обнадеживающие результаты.

Особое внимание необходимо уделить проблеме силовой установки. С точки зрения обеспечения независимости от природных топлив, особенно для военного применения, интерес представляет ядерная или водородная силовая установка. Весьма перспективными являются усовершенствованные ТВД с винтами-вентиляторами. К сожалению, ни одна из этих систем не является в достаточной степени развитой, чтобы ее можно было рассматривать применительно к сверхтяжелому транспортному самолету ближайшего будущего, поэтому фирма Дорнье остановилась на обычных ТРДД.

На рис. 7 и 8 показаны схемы предлагаемых фирмой Дорнье сверхтяжелых транспортных самолетов наземного и морского базирования. Основные параметры самолета приведены ниже.

Основные характеристики сверхтяжелого самолета

Взлетный вес	1000 тс
Максимальная перевозимая нагрузка	400 "
Длина самолета	105,5 м
Высота самолета	24,4 "



а) общий вес грузов 400 000 тс;
б) парк из 100 грузовых самолетов

Рис. 5. Время, потребное для перевозки заданного количества грузов, как функция веса максимальной перевозимой нагрузки самолета (один полет самолета в день; коэффициент готовности парка самолетов 0,8)

Размах крыла	108 м
Площадь крыла	1300 м ²
Нагрузка на крыло	769 кгс/м ²
Удлинение крыла	9
Относительная толщина профиля крыла	
в корневой части	15%
на концах	14%
Стреловидность	15°
Габариты грузового отсека	
длина	62 м
ширина	8 "
высота	5,7 "
объем	2812 м ³
Число ТРДД	10
Тяга одного двигателя	27 000 кгс
Удельный расход топлива (Н=9150 м, М=0,74)	0,499 кгс/кгс·ч

Крыло самолета свободнонесущее высокорасположенное со сверхкритическим профилем. Конструкция и применение двухщелевых закрылков отвечает требованиям непосредственного управления подъемной силой и контроля маневренных нагрузок. Боковое управление обеспечивается элеронами и интерцепторами. Оперение самолета имеет Т-образную схему.

В грузовом отсеке размещаются 60 стандартных контейнеров размером 2,44×2,44×6,1 м в два

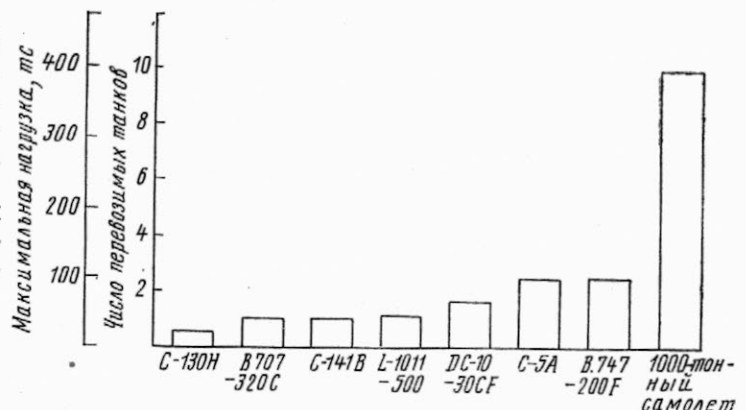


Рис. 6. Сравнение перевозимой нагрузки существующих самолетов

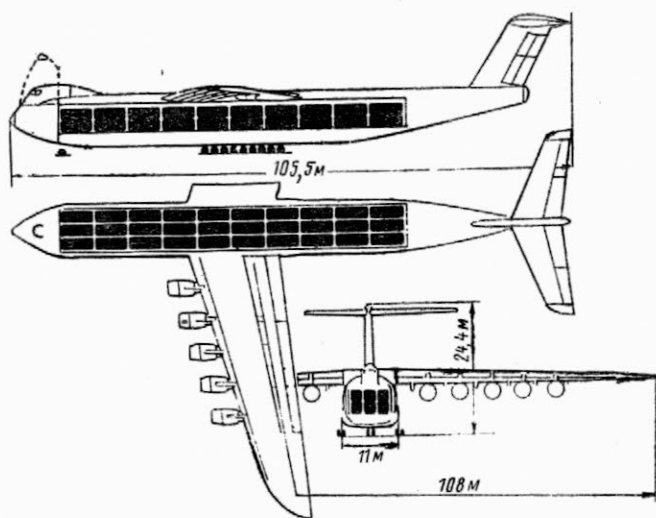


Рис. 7. Сверхтяжелый самолет наземного базирования

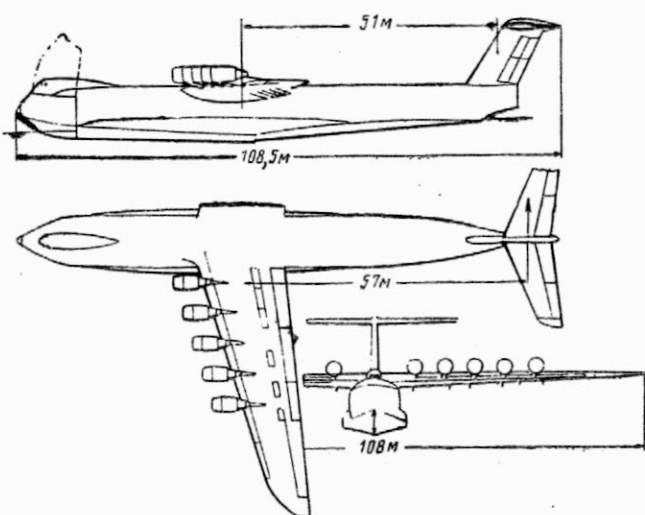
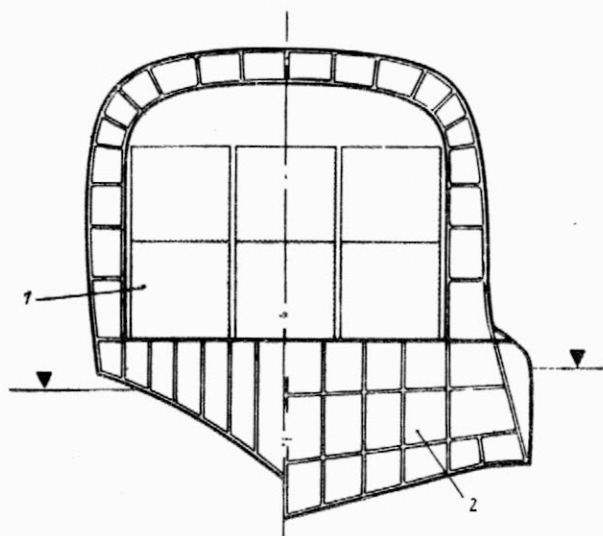


Рис. 8. Сверхтяжелый гидросамолет



1—контейнеры размером $2,44 \times 2,44 \times 6,1$ м; 2—топливо
Рис. 9. Поперечное сечение фюзеляжа гидросамолета (слева — носовой части, справа — средней части фюзеляжа)

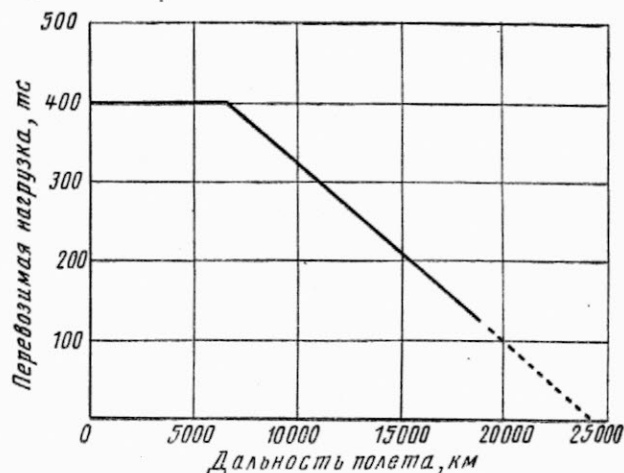


Рис. 10. Зависимость перевозимой нагрузки от дальности полета (высота полета 9140 м, взлетный вес 1000 тс, резервы топлива на 278 км и на 45 мин ожидания посадки)

ряда один над другим. Для проведения погрузочно-разгрузочных операций носовая часть самолета откидывается вверх.

Самолет наземного базирования имеет 18 основных стоек шасси, каждая из которых имеет амортизатор и спаренные колеса. Для улучшения маневренности на земле каждая стойка может управляться автономно. Каждая стойка убирается в отсек между двумя шпангоутами фюзеляжа. Передача нагрузок от стоек на фюзеляж осуществляется почти по касательной к рамам. Шасси рассчитано на посадку и взлет самолета без применения угла тангажа благодаря непосредственному управлению подъемной силой. Это позволяет применить короткие и легкие стойки шасси.

Силовая установка состоит из десяти ТРДД высокой степени двухконтурности ($m=9,5$), подвешенных на пилонах под крылом варианта наземного базирования и установленных над крылом гидросамолета (в последнем случае обеспечивается обдув верхней поверхности крыла струями двигателей). Корпус гидросамолета спроектирован для обеспечения необходимой остойчивости на плаву. Стабилизирующих килей или поплавков не требуется, поскольку вдоль корпуса имеются специальные боковые утолщения (рис. 9). Дно грузового отсека находится выше ватерлинии.

Топливо на самолете наземного базирования размещено в крыле, а на гидросамолете — в середине фюзеляжа под грузовым отсеком для увеличения гидродинамической и динамической устойчивости.

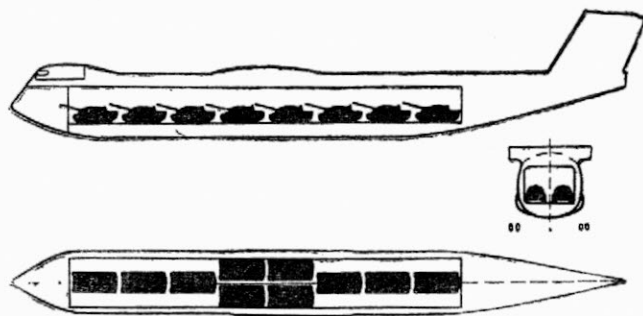


Рис. 11. Возможность перевозки танков

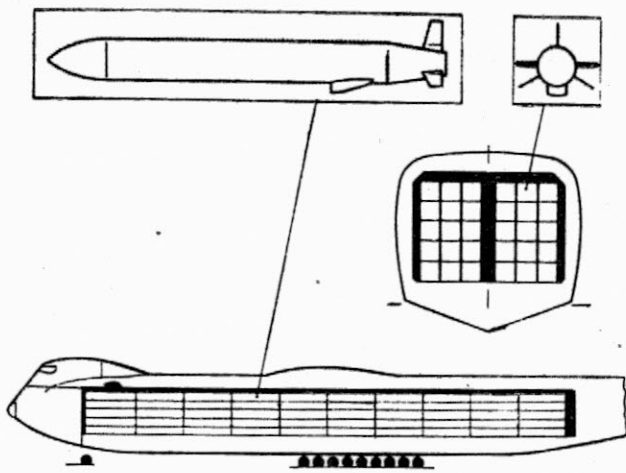


Рис. 12. Возможность перевозки 300 крылатых ракет

Самолет имеет следующие летные характеристики:

Взлетная дистанция (до высоты 15,25 м) ¹ . . .	2743 м
Посадочная дистанция (с высоты 15,25 м) ² . . .	1981 "
Взлетное время (на воде) ¹	53 с
Посадочное время (на воде) ²	40 "
Взлетная скорость ¹	278 км/ч
Посадочная скорость ²	232 "
Максимальная крейсерская скорость	796 "
Дальность полета при перевозимой нагрузке 400 тс	6486 км
Дальность полета при перевозимой нагрузке 200 тс	15 750 "
Перегоночная дальность	24 090 "

¹ Взлетный вес 1000 тс.
² Посадочный вес 900 тс.

На рис. 10 представлена зависимость веса перевозимой нагрузки от дальности полета, приведенные летные характеристики и график нагрузка—дальность полета в основном идентичны для обоих вариантов самолета, так как дополнительный вес фюзеляжа гидросамолета приблизительно соответствует весу шасси базового варианта.

При военном применении самолет может перевозить разнообразную боевую технику и вооружение. В грузовой отсек можно погрузить, например, 10 танков весом по 40 тс (рис. 11). На рис. 12 показано, что на самолете можно разместить 300 крылатых ракет.

Наземные или портские компоненты транспортной системы на основе сверхтяжелого самолета требуют особого внимания.

Для гражданских самолетов большое значение имеет минимальное время подготовки к повторному полету, включая время загрузки и разгрузки. Это требует высокой степени механизации работ. Подготовленные контейнеры загружаются с помощью наклонной ramпы и закрепляются. Поднимающаяся носовая часть самолета образует проход по всей ширине. Автомобили и танки могут по наклонной ramпе въезжать и выезжать своим ходом.

На рис. 13 показана типовая структура грузового аэропорта, приспособленного для контейнерных перевозок.

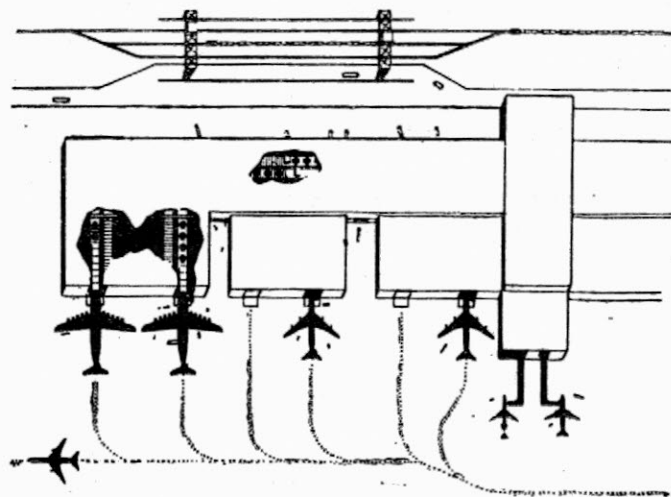


Рис. 13. Типовая инфраструктура аэропорта для сверхтяжелых самолетов

В принципе с существующих больших аэропортов, оборудованных соответствующим образом, можно эксплуатировать и тысячетонные сухопутные самолеты, но, чтобы получить действительно эффективную транспортную систему, потребуются специальные грузовые аэропорты, которые можно использовать для гражданских и военных перевозок.

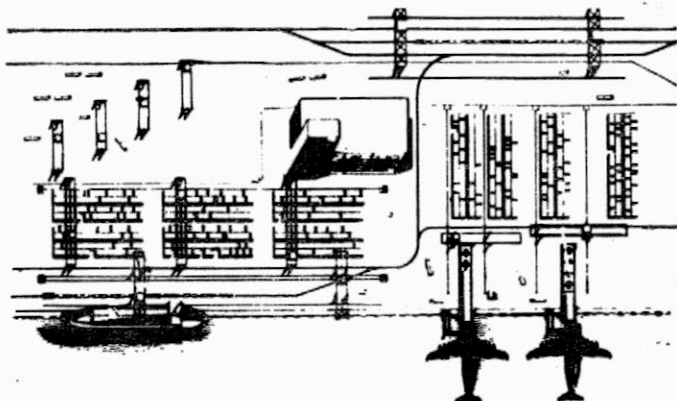


Рис. 14. Типовая инфраструктура морского порта для обслуживания сверхтяжелых гидросамолетов

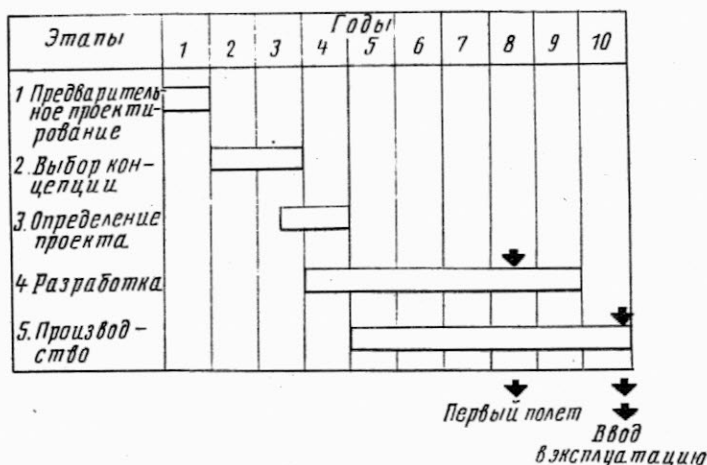


Рис. 15. Возможный график разработки сверхтяжелого самолета

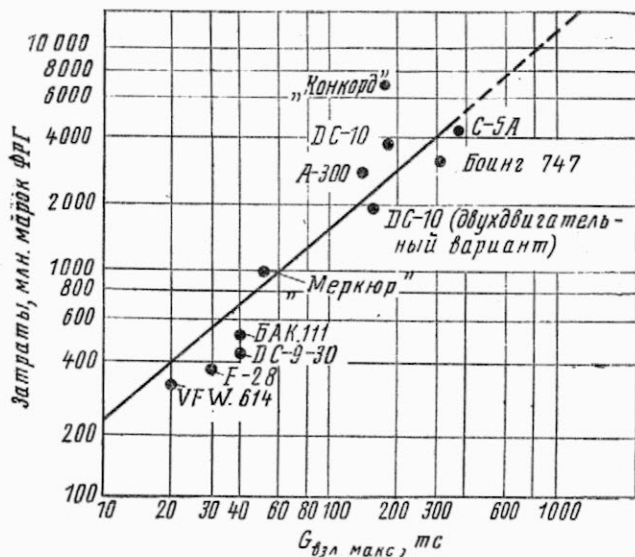
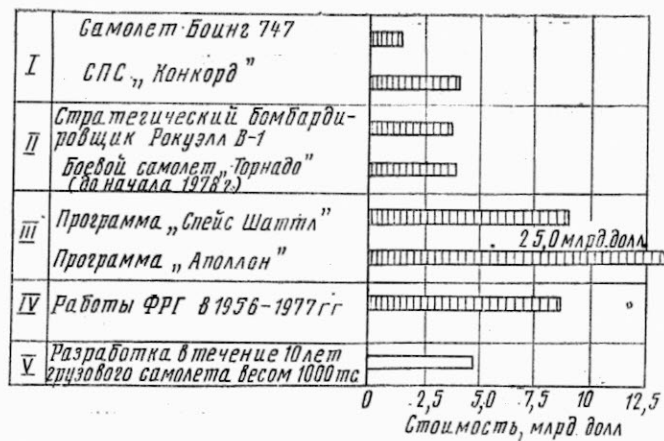


Рис. 16. Затраты на разработку транспортных самолетов

На рис. 14 показана схема зоны морского порта для приема гидросамолетов. Возможно использование готового погрузочного оборудования морских портов. В случае необходимости, разгрузка гидросамолета может производиться в открытом море. В портах, где предусмотрены контейнерные перевозки, контейнеры могут быть погружены либо на корабли, либо на самолеты в зависимости от характера груза и необходимого времени доставки.

Программа разработки сверхтяжелого самолета от формирования концепции до ввода в эксплуатацию займет десять лет (рис. 15). Если такой самолет должен появиться в начале девяностых годов, то разработку следует начать немедленно. Для реализации этой программы потребуются большие расходы и трудозатраты. На рис. 16 показана зависимость между максимальным



- I. Гражданские самолеты.
- II. Военные самолеты.
- III. Космические системы.
- IV. Ядерные исследования.
- V. Сверхтяжелый самолет.

Рис. 17. Сравнение затрат на разработку крупных программ

взлетным весом самолета и стоимостью его разработки. Предполагается, что для разработки самолета взлетным весом 1000 тс потребуется порядка 10 млрд. марок ФРГ.

На рис. 17 программа создания сверхтяжелого самолета сравнивается по затратам с другими крупными программами.

Финансирование проектов подобного масштаба одной страной может оказаться сложным делом, если это вообще возможно. Такой самолет может быть разработан совместно США и странами НАТО. Как и в программе разработки самолета дальнего обнаружения и управления Боинг E-3A AWACS, самолеты могли бы приобретаться и эксплуатироваться странами-участницами разработки в зависимости от их вклада в программу.

Референт Ю. П. Журихин

УДК 629.735.33—4

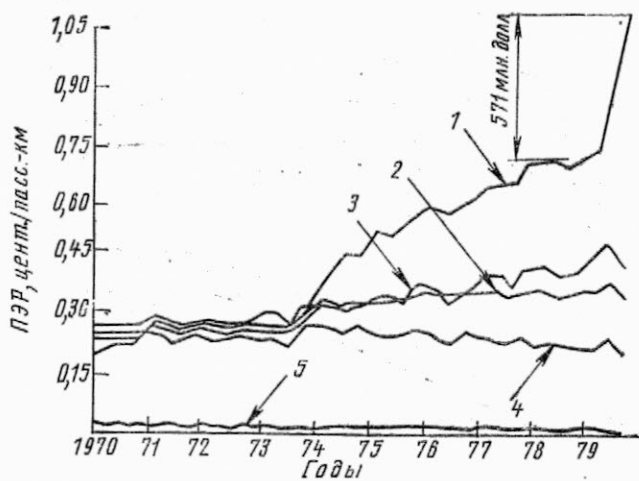
ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ ЭФФЕКТИВНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ*

Увеличение цен на авиационное топливо требует мобилизации всех технических возможностей для повышения энергетической эффективности транспортных самолетов. На рис. 1 показано изменение по годам статей прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) и повышение доли затрат на топливо. В 1979 г. расходы авиакомпаний США на топливо более чем в три раза превысили уровень 1972 г. Непрерывное дорожание топлива косвенным образом отражается в расходах на ремонт, техобслуживание и зарплату экипажа. Расходы

* Hanks G. W. Technology advancement for energy efficient transports. AIAA Paper N 80-0906.

на амортизационные отчисления и страхование несколько снижаются, однако при замене парка пассажирских самолетов новыми, более дорогостоящими самолетами следует ожидать увеличения и этих статей расходов. Из пяти компонентов ПЭР, показанных на рис. 1, авиакомпании более всего заинтересованы в снижении затрат на топливо, поскольку в настоящее время в основном именно они определяют рентабельность авиаперевозок.

Техническим вопросам повышения топливной эффективности транспортных самолетов посвящена начатая в 1976 г. программа NASA ACEE (Aircraft Energy—Efficiency Program).



1—топливо; 2—техническое обслуживание; 3—зарплата экипажа; 4—амортизационные отчисления; 5—отчисления на страхование

Рис. 1. Влияние цены авиационного топлива на статьи прямых эксплуатационных расходов

В настоящей статье рассматриваются работы по технике экономических самолетов, осуществляемые фирмой Боинг.

АЭРОДИНАМИКА

Возможности аэродинамического совершенствования самолета весьма велики. В зависимости от технической сложности усовершенствований планера и систем самолета его аэродинамическое сопротивление можно уменьшить на величину от 1 до 30%.

Профиль и форма крыла в плане. Исследование возможностей улучшения аэродинамических характеристик крыла — наиболее важный элемент программы АСЕЕ. Результаты этих работ стали базой для многих дальнейших исследований по указанной программе. По заданию NASA фирма Боинг провела изучение оптимального сочетания параметров профиля и формы крыла в плане с целью снижения расхода топлива. Некоторые результаты исследования фирмы Боинг представлены на рис. 2, 3. Как и следовало ожидать, увеличение относительного удлинения крыла ухудшает весовую эффективность конструкции, однако утяжеление конструкции из алюминиевых сплавов и из композиционных материалов не одинаково. Использование композиционных материалов дает наибольший эффект в случае крыла большого удлинения, где сильнее проявляются явления аэроупругости (рис. 2).

На рис. 3 показано изменение расхода топлива на место-километр при увеличении относительного удлинения крыла (в процентах расхода топлива при удлинении 12). Расход топлива определяется ростом аэродинамического качества и утяжелением конструкции. Результаты, представленные на этом рисунке, свидетельствуют о том, что роль аэродинамического качества более значительна вплоть до удлинения 12. При использовании композиционных материалов этот эффект усиливается. Однако самолету с увеличенным размахом крыла требуются большие размеры стояночной площадки. Это обстоятельство может ока-

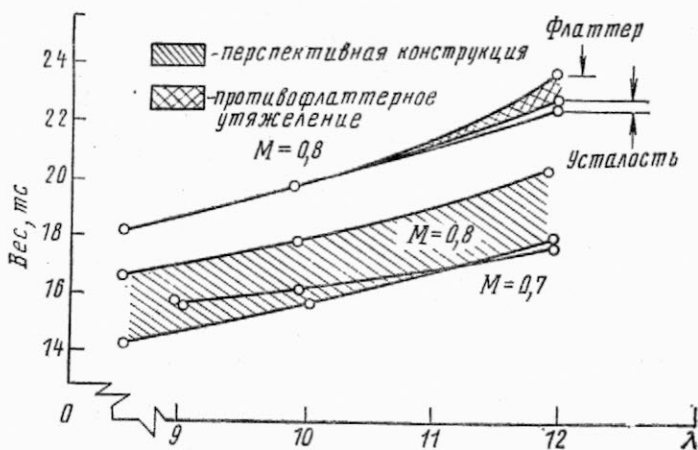


Рис. 2. Влияние относительного удлинения крыла на его вес (взлетный вес 191 420 кгс, площадь основной трапеции крыла 297 м²)

заться серьезным ограничением из-за большой загрузки современных аэропортов.

Механизация крыла. Выбор типа механизации крыла самолета существенным образом влияет на площадь и, следовательно, вес крыла. Это, в свою очередь, влияет на потребный запас топлива для полета по маршруту заданной протяженности. Опыт проектирования самолетов фирмой Боинг свидетельствует о том, что реальная эффективность механизации крыла, полученная по результатам летных испытаний самолета, почти всегда превышает расчетную эффективность механизации. Этот факт объясняется отсутствием достаточно точных аналитических методов расчета аэродинамических характеристик механизированных крыльев при больших числах Re.

Фирма Боинг разработала новый теоретический метод оценки аэродинамических характеристик механизированных крыльев. Метод основан на последних достижениях теоретической аэродинамики. Для оценки точности разработанного метода результаты расчета на ЭВМ профилей с различными типами закрылков сравнивались с результатами испытаний моделей в аэродинамических трубах. Расчеты на ЭВМ проводились по программе, основанной на теории отрывных течений.



Рис. 3. Изменение расхода топлива на 1 место-км в зависимости от относительного удлинения крыла (дальность полета 5550 км, платная нагрузка 18 140 кгс, крейсерское число $M=0,8$, степень двуконтурности 6, $\chi=30^\circ$, $c=0,10$)

Сравнение теоретических и экспериментальных зависимостей $c_y - \alpha$, $m_z - c_y$ (рис. 4) показало, что точность расчета величины $c_{y \max}$ составляет 2%, а точность расчета угла атаки при $c_{y \max}$ зависит от конкретной зависимости $c_y - \alpha$. Если углы атаки при $c_{y \max}$ невелики, точность расчета удовлетворительна. Дальнейший этап исследования включал в себя проектирование теоретического профиля с предкрылком и двухщелевым закрылком для натуральных чисел Re (17×10^6). Сравнение аэродинамических характеристик найденного профиля с аналогичными характеристиками профиля, форма которого определена с помощью обычных расчетных методов, справедливых при числах $Re < 2 \times 10^6$, показывает, что оптимизация формы профиля при натуральных числах Re увеличивает $c_{y \max}$ на 13%.

На рис. 5 представлены теоретические зависимости $c_y - \alpha$ «обычного» профиля и профиля с оптимальной по $c_{y \max}$ формой. Была сделана попытка получить оптимальный профиль с однощелевым закрылком и значением $c_{y \max}$, равным максималь-

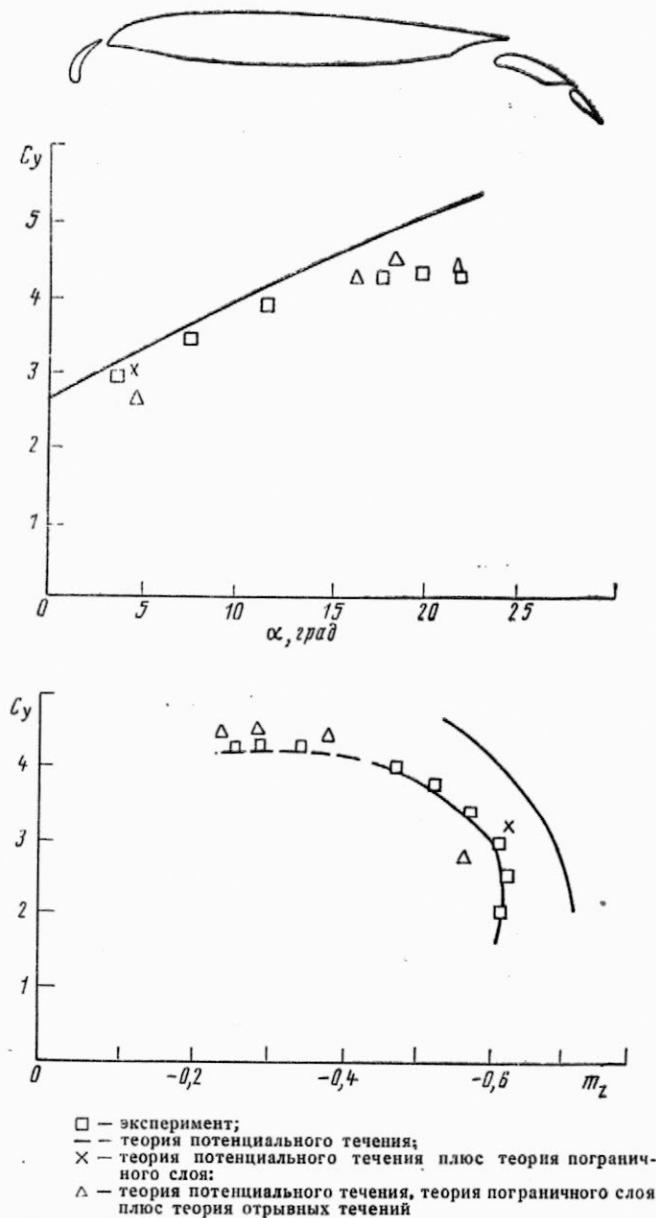


Рис. 4. Точность теоретических методов расчета обтекания механизированного профиля

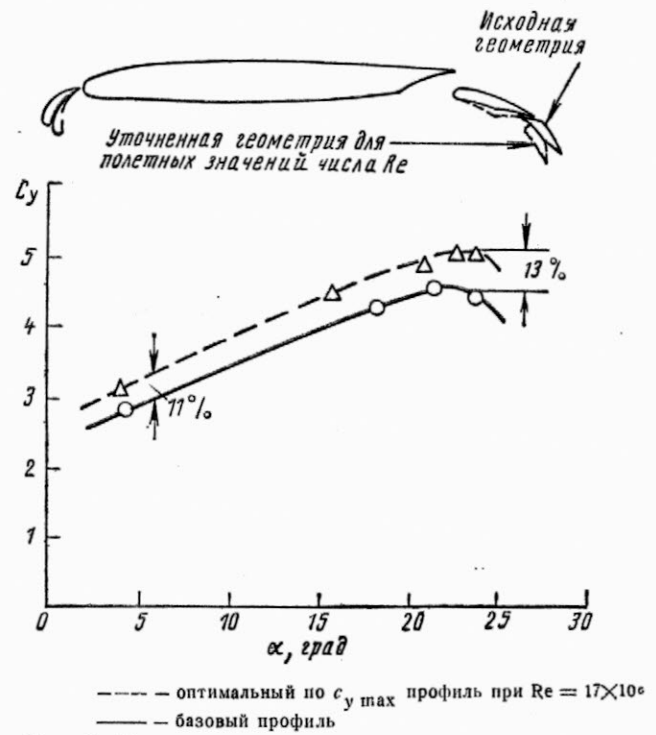


Рис. 5. Использование метода аэродинамического расчета механизированных профилей ($Re = 17 \times 10^6$; $M = 0,17$)

ному коэффициенту подъемной силы «обычного» профиля с двухщелевым закрылком. Аэродинамические характеристики и геометрические параметры формы двух профилей показаны на рис. 6. Новый теоретический метод расчета был использован при проектировании механизации крыльев новых пассажирских самолетов Боинг 757 и 767.

Модификация концевых частей крыла. Эффект модификации концевых частей крыла самолета Боинг 747 путем установки усовершенствованных концевых шайб (почти вертикальных концевых поверхностей сложной формы) или удлиненных

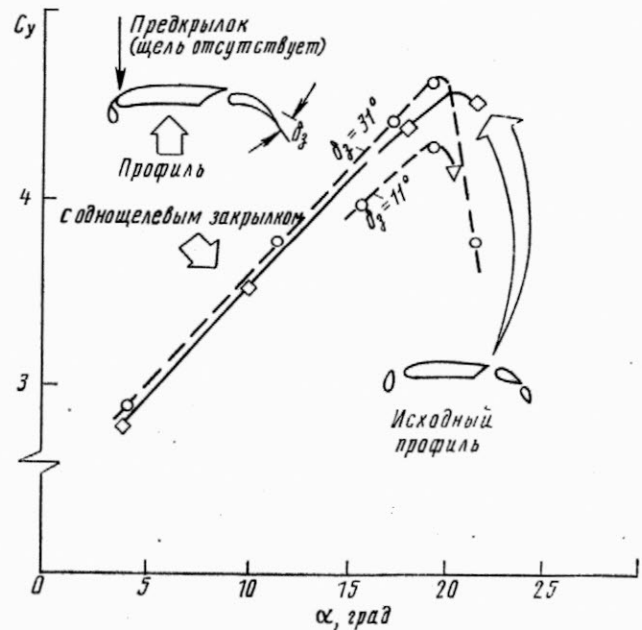
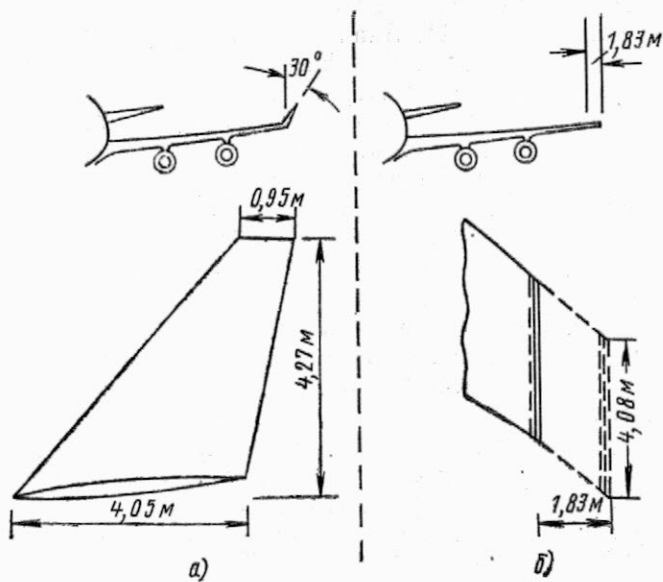


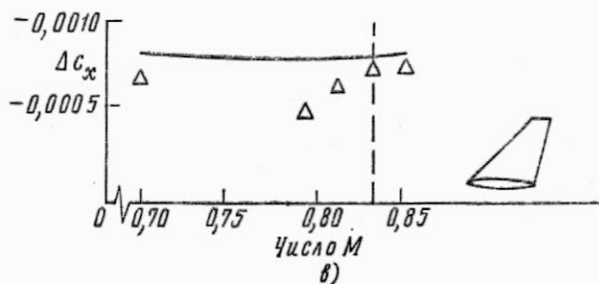
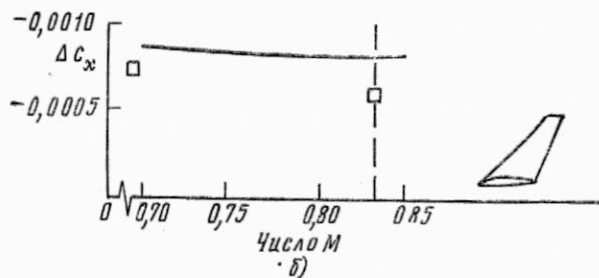
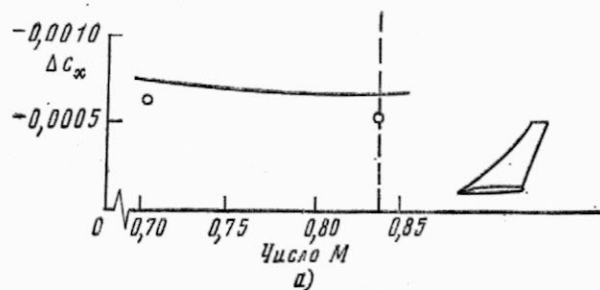
Рис. 6. Расчет профиля с упрощенным однощелевым закрылком ($Re = 17 \times 10^6$; $M = 0,17$)



а—концевая шайба; б—удлиненная законцовка
Рис. 7. Размеры концевых шайб и законцовок

законцовок (рис. 7) был исследован фирмой по заданию NASA. Задача состояла в оценке экономии топлива в результате увеличения аэродинамического качества крыла. Отрицательное влияние утяжеления крыла при увеличении размаха устранялось использованием активных систем снижения аэродинамических и инерционных нагрузок (более подробно см. ниже). Эксперименты проводились в аэродинамических трубах малых и больших скоростей. Для крейсерских скоростей полета анализировались три варианта концевых шайб. Результаты испытаний в аэродинамической трубе и теоретические оценки сравниваются на рис. 8. Наилучший вариант шайб обеспечивал 96% теоретического снижения лобового сопротивления и был выбран для дальнейших исследований. С учетом потерь из-за упругости крыла и после пересчета результатов трубных испытаний на натурное число Re увеличение аэродинамического качества крыла при установке концевых шайб составило 3,2%. Результаты испытаний на флаттер динамически подобной модели самолета Бойнг 747 с концевыми шайбами сильно отличались от теоретических оценок. Оказалось, что установка на крыле концевых шайб заметно усиливает явления флаттера и для обеспечения заданной критической скорости флаттера требуется значительное усиление лонжеронов и обшивки крыла.

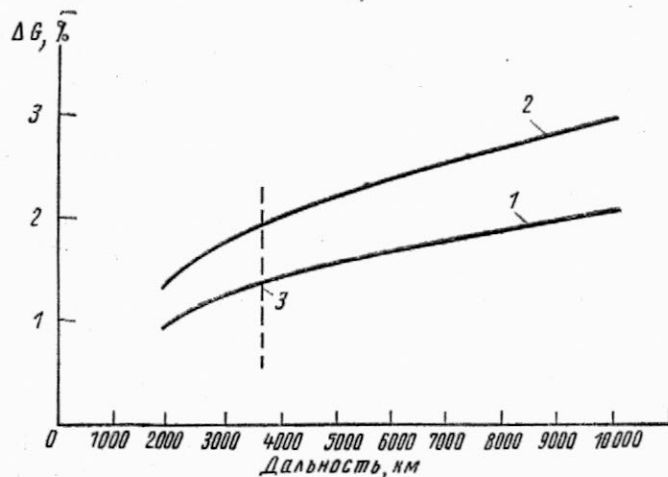
Анализ двух вариантов модификации крыла был завершен оценкой экономии топлива и рентабельности капиталовложений авиакомпания. Результаты, представленные на рис. 9, показывают, что увеличение размаха консолей крыла на 1,8 м приводит к снижению расхода топлива при дальности полета 3700 км на 1,4%, экономия топлива в результате установки концевых шайб больше и составляет 2%. Ситуация меняется при рассмотрении рентабельности затрат. Графики на рис. 10 показывают, что безубыточность эксплуатации, которая является функцией стоимости, а следовательно, и числа построенных самолетов, достигается значительно раньше для самолета с увеличенным размахом крыла. Несмотря на большую



— расчет;
— — — — — крейсерский режим;
○, □, △ — эксперимент в аэродинамической трубе, $c_y = 0,45$,
балансировка при $x_{ц.т} = 0,25$;

а) вариант Z11, угол наклона 15° , угол сходимости -1° ;
б) вариант Z12, угол наклона 30° , угол сходимости $+1^\circ$;
в) вариант Z13, угол наклона 30° , угол сходимости 0°

Рис. 8. Результаты испытаний крыла самолета Бойнг 747 с концевыми шайбами



1—удлинение законцовки консоли на 1,83 м; 2—концевые шайбы Z13; 3—средняя протяженность маршрута

Рис. 9. Снижение веса рейсового топлива при разных вариантах модификации крыла самолета Бойнг 747 (с активными системами снижения нагрузок на крыло или без них). Крейсерское число $M=0,84$, резервы топлива соответствуют международным нормам, постоянная платная нагрузка, самолет Бойнг 747-200В с ТРДД JT9D-7FW

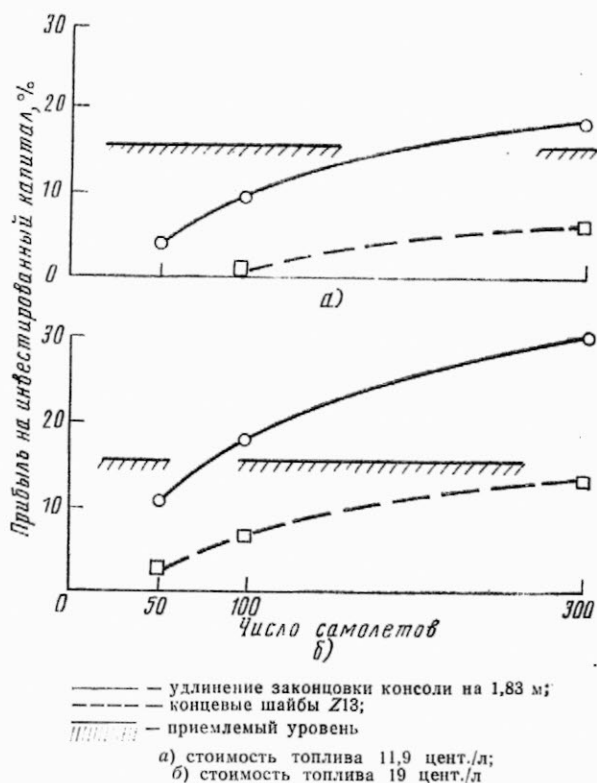


Рис. 10. Экономический анализ вариантов модификации самолета Боинг 747 (в долларах 1978 г., дальность полета 3700 км, 850 рейсов в год)

экономии топлива, достигаемую при установке концевых шайб, наиболее целесообразным способом модификации самолета Боинг 747 является увеличение размаха крыла, так как в этом случае показатели экономической эффективности остаются выше даже при увеличении стоимости авиационного топлива с 9,4 до 15,7 цента за литр. Этот вывод противоречит результатам анализа эффективности концевых шайб на крыле самолета Боинг KC-135. Эта модификация самолета KC-135 позволит значительно улучшить его летно-технические характеристики, и в настоящее время ВВС США совместно с NASA проводят летные испытания этого самолета. Разница в результатах оценок объясняется различиями в конструкции крыльев двух самолетов. Более жесткое крыло самолета KC-135 позволяет установить на нем концевые шайбы без чрезмерного увеличения веса.

Фирма Макдоннелл-Дуглас по программе ACSEE также исследовала возможности установки концевых шайб на самолете DC-10. Результаты анализа свидетельствуют о возможном снижении расхода топлива на 3—4%. Исследовалось также крыло, разработанное с учетом применения концевых шайб.

Покрyтия аэродинамических поверхностей. Испытания NASA, проведенные в 1976 г., показали возможность уменьшения сопротивления трения путем уменьшения шероховатости поверхности крыла и оперения в результате нанесения специальных покрытий. Задача исследования фирмы Боинг состояла в определении наиболее перспективного материала для нанесения на несущие поверхности самолета с целью снижения сопротивления трения и обеспечения противокоррозионной

защиты. Методика исследования схематически показана на рис. 11. Вначале были сформулированы основные требования к физико-механическим свойствам защитного материала. Эти требования определялись на основе анализа воздействия воздушной среды и химически агрессивных сред на омываемую поверхность самолета. Лабораторные исследования позволили выделить из 70 различных веществ три жидких состава, которые могут наноситься на поверхность самолета, и четыре типа пленочных покрытий.

Цикл летных испытаний был начат в сентябре 1978 г. на самолете Боинг 727-200, совершающем регулярные рейсы на внутренних авиалиниях США.

Как показано на рис. 12, на предкрылок левой консоли крыла и на носок левой консоли оперения был нанесен материал СААРСО В-274, а на предкрылок правой консоли крыла и носок правой консоли оперения материал СЕМГЛАЗЕ М313. В течение 14 месяцев летной эксплуатации обработанные зоны крыла и оперения не подвергались дополнительному обслуживанию. После налета 3082 ч в условиях, стимулирующих коррозию, было решено восстановить покрытие. Аналогичные эксперименты проводят две другие американские авиакомпании — Дельта Эрлайнз на самолете 727, используемом на внутренних авиалиниях США, и Пан Америкен на самолете того же типа, эксплуатируемом в Европе. Это позволит оценить работоспособность покрытия в широком диапазоне температур и влажности воздуха.

В настоящее время основной задачей является обеспечение противоэрозионной защиты носка крыла для снижения аэродинамического сопротивления и, следовательно, расхода топлива. Необходимы дополнительные исследования для анализа экономии расхода топлива и более точного определения выносливости этих покрытий.

Обеспечение ламинарного обтекания. Управление пограничным слоем (УПС) для ламинаризации обтекания является наиболее эффективным средством улучшения аэродинамических характеристик самолета. Теоретический анализ показывает, что ламинаризация обтекания 70% поверхности крыла и оперения снижает аэродинамическое сопротивление самолета на 30%. Этот результат является убедительным обоснованием целесообразности применения систем УПС. Летные испытания экспериментального самолета X-21, выполненные ВВС США в середине 1960-х годов, доказали практическую возможность применения отсоса пограничного слоя. Однако реализация преимуществ УПС связана с изменением конструкции крыла и оперения, применением специальной системы отсоса пограничного слоя, усложнением эксплуатации самолета. Одно из направлений исследований, предусмотренных программой ACSEE, состоит в разработке конструкции с системой УПС, обеспечивающей значительное снижение лобового сопротивления, приемлемой по весу и отвечающей эксплуатационным требованиям. Первый этап проектных исследований выполнен тремя самолетостроительными фирмами: Боинг, Локхид и Макдоннелл-Дуглас. На этом этапе определялись аэродинамические компоновки самолета, проводились проектные исследования конструкции

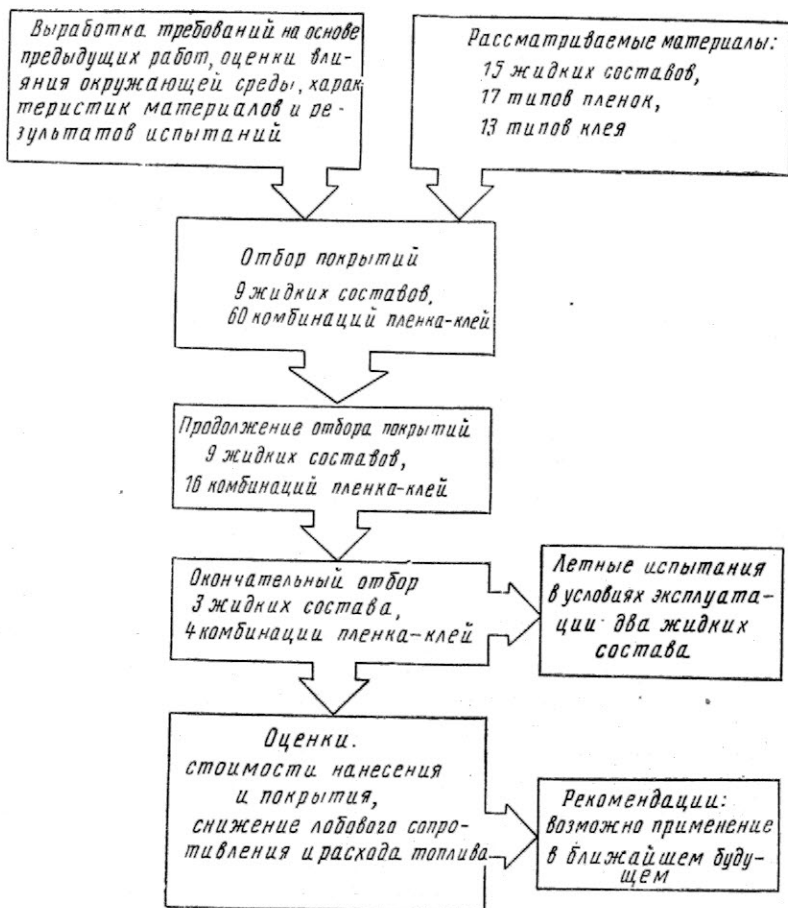


Рис. 11. Методы оценки покрытий аэродинамических поверхностей

крыла и системы отсоса пограничного слоя. Цикл научно-технических исследований включал испытания компонентов систем, испытания моделей с различными вариантами системы отсоса в аэродинамических трубах, лабораторные испытания конструкции крыла с щелевой и пористой поверхностью, разработку технологии изготовления конструкции.

На рис. 13 показаны рассмотренные варианты панелей обшивки крыла с отсосом пограничного слоя.

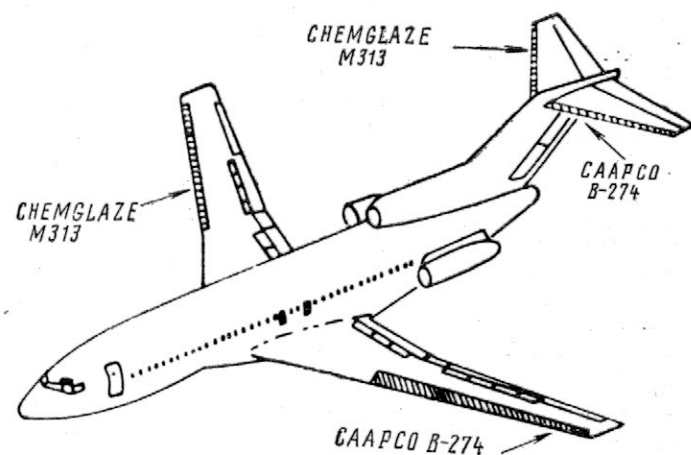
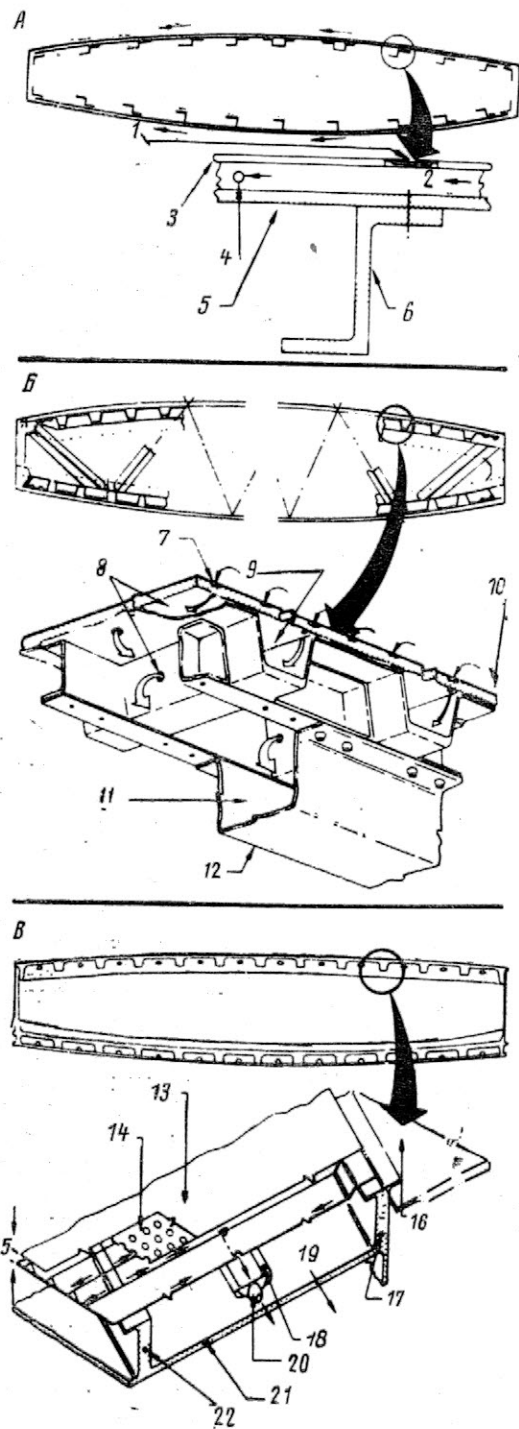
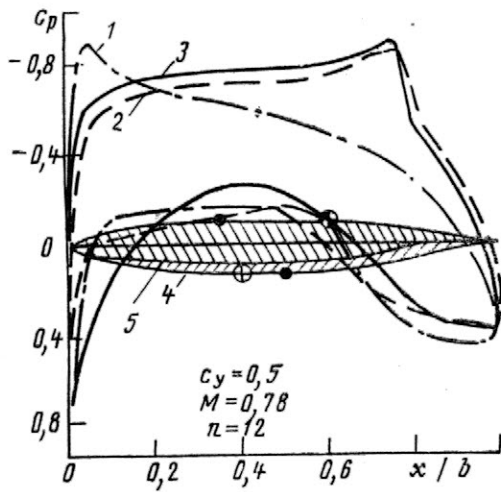


Рис. 12. Испытания покрытий аэродинамических поверхностей на самолете Боинг 727



А — Боинг; Б — Локхид; В — Макдоннелл-Дуглас; 1—вставка со щелью и коллектором; 2—поток отсасываемого воздуха; 3—слоистая стеклопластиковая оболочка; 4—полиуретановая распорка; 5—силовая обшивка; 6—стрингер; 7—щелевая прорезь; 8—отверстия в конструкции; 9—коллекторные трубопроводы (вдоль размаха); 10—силовая обшивка; 11—коллекторные трубопроводы (вдоль хорды); 12—полка нервюры; 13—пористый внешний слой; 14—перфорированный стеклопластиковый слой; 15—накладная внешняя панель с отсосом пограничного слоя; 16—носок крыла; 17—передний лонжерон; 18—коллекторный канал; 19—отсасываемый воздух; 20—дрессель; 21—силовая обшивка; 22—интегральное ребро жесткости

Рис. 13. Варианты конструкции панелей обшивки крыла с отсосом пограничного слоя



○ — целевая точка перехода; ● — расчетная точка перехода
 1 — перспективный турбулентный «бескачковый» профиль; 2 — ламинарный профиль первого приближения; 3 — окончательный ламинарный профиль; 4 — окончательный профиль, $\bar{c} = 0,101$; 5 — профиль первого приближения, $\bar{c} = 0,087$

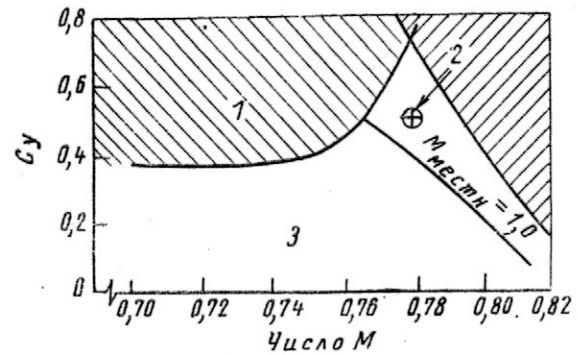
Рис. 14. Распределение давления на ламинарном профиле ($Re = 20 \times 10^6$)

Закончив первый этап исследования, фирма Боинг приостановила работы по этой тематике*. Фирмы Локхид и Макдоннелл-Дуглас продолжают исследования и приступили ко второму этапу программы — летным испытаниям самолета с секцией носка крыла, обслуживаемой системой отсоса пограничного слоя. В качестве летающей лаборатории будет использован самолет Локхид «Джетстар». Программа летных испытаний предусматривает проверку работоспособности двух вариантов панелей крыла, предложенных фирмами Локхид и Макдоннелл-Дуглас. Эти панели будут установлены поверх обшивки на левой и правой консолях крыла. Дальнейшие работы в значительной степени зависят от результатов предстоящих летных испытаний. В случае их успешного завершения могут быть проведены исследования более крупных агрегатов самолета, обслуживаемых системой УПС, для оценки летных и эксплуатационных характеристик.

Поскольку система УПС эффективнее при больших высотах полета, максимальные выгоды от ее использования достигаются на крейсерском режиме. Поэтому наибольшая экономия топлива обеспечивается на самолетах большой дальности полета (4600—9300 км), она будет постепенно снижаться с уменьшением дальности и станет пренебрежимо малой при дальности полета 370—740 км. Примерно 60% расходуемого топлива на самолетах внутренних авиалиний США приходится на самолеты средней дальности полета (расчетная дальность 3700 км), совершающих рейсы на авиалиниях, средняя протяженность которых составляет 1500 км. При такой дальности полета на крейсерском участке тратится только небольшая часть общего запаса топлива, следовательно, экономия расхода топлива будет незначительной.

«Естественное» ламинарное обтекание. Ламинаризация обтекания крыла можно достигнуть и

* В связи с развертыванием работ по программам самолетов Боинг 757 и 767. Прим. ред.



1 — турбулентное обтекание верхней поверхности и ламинарное обтекание 50% нижней поверхности; 2 — расчетная точка; 3 — область эксплуатационных режимов полета

Рис. 15. Область эксплуатационных режимов ламинарного профиля

без применения специальных активных УПС. Фирма Боинг провела исследования оптимальной формы аэродинамического профиля крыла, обеспечивающей максимальную протяженность зоны ламинарного пограничного слоя. Задача оптимизации решалась на базе методов теоретического расчета вязкого обтекания; экспериментальные исследования планом работ не предусматривались. Основная цель исследования заключалась в достижении ламинарного обтекания на 60% верхней и 40% нижней поверхностей крыла при скоростях, соответствующих числу $M \sim 0,8$.

Метод оптимизации ламинарного профиля основан на предположении, что расширение зоны течения с благоприятным градиентом давления увеличивает зону ламинарного обтекания. Для ограничения волнового сопротивления и обеспечения безотрывного обтекания профиля учитывались следующие ограничения: местные скорости не должны превышать соответствующую числу $M = 1,2$; максимальный градиент давления в хвостовой части профиля не должен превышать 3,0. Теоретические расчеты с учетом всех требований и ограничений позволили получить распределение давления на профиле первого приближения, показанное на рис. 14. Для сравнения на этом же рисунке показано распределение давлений на перспективном профиле с «турбулентным» обтеканием. Было исследовано влияние на волновое сопротивление и протяженность ламинарной зоны отклонений от расчетных значений числа M и коэффициента подъемной силы. Этот анализ позволил скорректировать форму профиля и расширить область пространства $C_y - M$, в которой реализуется устойчивый ламинарный слой. Точки перехода на профиле окончательной формы располагались на 35% длины верхней образующей и 50% длины нижней образующей профиля (на рис. 14 показаны темными точками). Поставленной цели достигнуть не удалось, однако результаты теоретического анализа доказали возможность разработки ламинарного профиля, при обтекании которого с высокой степенью надежности реализуется ламинарное обтекание на достаточно протяженном участке. Условия летной эксплуатации требуют обеспечения удовлетворительных летных характеристик самолета во всей рабочей области $H - V$. Окончательный вариант профиля отвечает этим требова-

ниям, что показывает незаштрихованная область на рис. 15.

В результате аналогичных работ NASA был рассчитан ламинарный профиль. Был выполнен анализ устойчивости пограничного слоя на основании экспериментального распределения давления. Планировалось проведение программы летных испытаний самолета F-111 с секцией крыла, имеющей этот профиль. Ожидается, что будет достигнуто ламинарное обтекание 60% верхней и 50% нижней поверхностей крыла умеренной стреловидности (20°) в диапазоне чисел $M=0,81-0,85$ и при числе $Re=25 \times 10^6$.

Исследования фирмы Боинг позволяют сделать следующие обобщающие выводы.

1. Ламинаризация значительно легче достигается на крыле большого удлинения и умеренной стреловидности.

2. Для снижения акустического воздействия на пограничный слой двигателя должны быть максимально удалены от поверхности крыла.

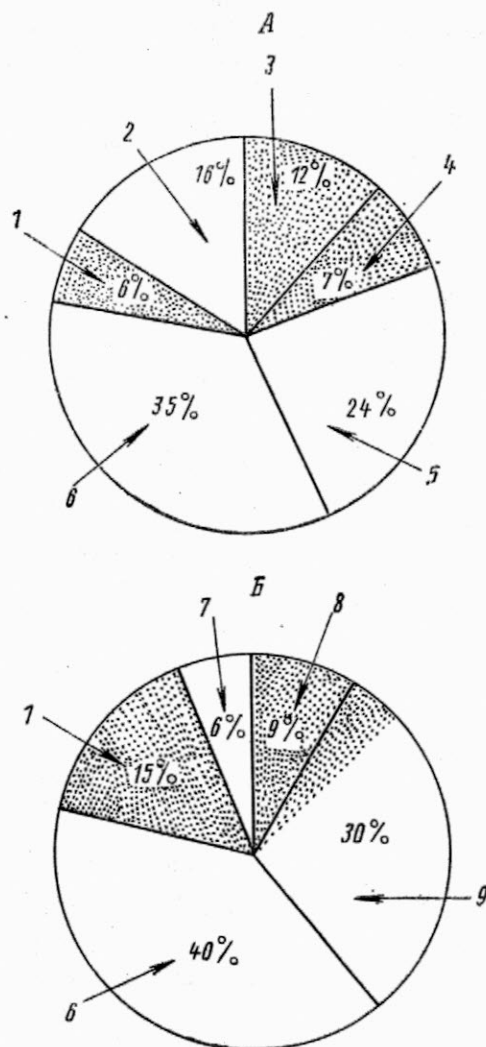
3. Для устранения источников возмущения пограничного слоя крыло с ламинарным профилем не должно иметь механизации на носке. Это требование сильно усложняет проблему проектирования эффективной механизации крыла.

КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Новые конструкционные материалы позволяют снизить вес конструкции самолета и, соответственно, расход топлива. Развитие конструкционных материалов осуществляется по двум основным направлениям. Первое состоит в улучшении характеристик традиционных авиационных сплавов. В настоящее время получено семейство новых алюминиевых сплавов, имеющих на 8% более высокие допустимые напряжения. Второе направление связано с композиционными материалами. Фирма Боинг планирует использовать в конструкции новых пассажирских самолетов Боинг 757 и 767 графитоэпоксидные композиционные материалы и алюминиевые сплавы с улучшенными свойствами*. Вес графитоэпоксидных конструкций на самолете 767 составит 680 кгс.

Выбор композиционных материалов для изготовления отдельных элементов конструкции новых самолетов не был случайным: фирмы Локхид, Боинг и Дуглас накопили достаточный опыт эксплуатации композиционных конструкций на пассажирских самолетах. Фирма Локхид разработала композиционные элероны и киль для самолета L-1011, фирма Макдоннелл-Дуглас — вертикальное оперение и секцию руля направления для самолета DC-10 и фирма Боинг — рули высоты для самолета Боинг 727 и стабилизатор для самолета Боинг 737. Композиционные рули высоты для самолета Боинг 737 оказались на 27% легче, чем алюминиевые. В декабре 1979 г. этот самолет прошел цикл испытаний и получил сертификат летной годности.

На рис. 16 показано отношение весов и стоимостей основных и неосновных элементов конструкции планера типичного пассажирского самолета средней дальности полета. Затемненные об-



А—вес; Б—стоимость (выпуск 200 самолетов)
 1—гондолы двигателей и пилоны; 2—шасси;
 3—неосновная конструкция оперения; 4—основная конструкция оперения; 5—основная конструкция крыла; 6—конструкция фюзеляжа;
 7—шасси; 8—хвостовое оперение; 9—крыло

Рис. 16. Элементы конструкции планера, в которых возможно использование композиционных материалов (самолет на 200 мест, расчетная дальность полета 3700 км, выпуск 200 самолетов, затемненная область соответствует элементам, по которым имеется опыт эксплуатации или разработки)

ласти на этом рисунке соответствуют элементам конструкции, в которых намечается использовать композиционные материалы. Это главным образом неосновные конструкции. Разработка основных композиционных конструкций, например, крыла, представляет сложную техническую задачу, так как при этом необходимо учитывать большое число разнообразных требований прочности, ресурса, эксплуатации и технологии производства. Применение композиционных материалов в конструкции фюзеляжа сопряжено с еще большими трудностями. Кроме технического риска, использование композиционных материалов в основной конструкции самолета связано со значительными затратами, так как производство композиционных конструкций потребует дополнительных капиталовложений в размере 1 млрд. долл. Однако пер-

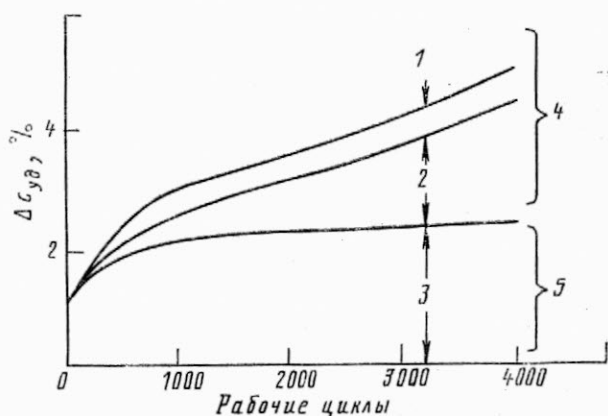
* См. «ТИ» № 3, 1981 г. Прим. ред.

спективы совершенствования самолетов в результате применения композиционных конструкций оправдывают интерес к новым материалам. Предварительные оценки показывают, что их использование позволит уменьшить вес основных компонентов планера на 10—30% в зависимости от типа конструкции.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Программа АСЕЕ предусматривает комплекс исследовательских работ по усовершенствованию ТРДД большой степени двухконтурности. Цели исследований ближней перспективы состоят в улучшении характеристик двигателей и сохранении исходного уровня удельного расхода топлива в течение всего срока службы двигателя. Первая цель в основном достигнута благодаря уплотнению в турбине, усовершенствованию камер сгорания, улучшению воздухозаборников и общего КПД двигателя. Исследования второго направления связаны с анализом влияния процесса старения на основные характеристики двигателя. Графики на рис. 17 показывают части удельного расхода топлива, зависящие от наработки двигателя.

Программа дальнейшего развития авиационных двигателей (рис. 18) включает усовершенствование ТРДД и создание экономичных ТВД с многолопастными винтами-вентиляторами. Совместные исследования фирм Дженерал Электрик и Пратт-Уитни направлены на разработку новых ТРДД, удельный расход топлива которых на 15% ниже, чем у двигателей JT9D и CF6. Особенности новых ТРДД являются большой коэффициент повышения давления, более высокий КПД компрессора и турбины, смешение потоков первого и второго контуров и объединение конструкций гондолы и корпуса двигателя. Перспективные ТВД должны иметь на 15% меньший удельный расход топлива, чем перспективные ТРДД. Результаты испытаний моделей показывают, что высокие значения КПД винта-вентилятора достигаются вплоть до числа $M=0,8$. Особое внимание необходимо уделить конструкции винта-вентилятора и редукторов, влиянию струн за винтами на аэродинамические характеристики крыла и обеспечению приемлемого уровня шума в пассажирской кабине.



1—температурная деформация; 2—эрозия; 3—зазор между лопатками и корпусом; 4—внутренние потери в двигателе; 5—потери, обусловленные интерференцией с гондолой

Рис. 17. Влияние наработки двигателя на его статический удельный расход топлива

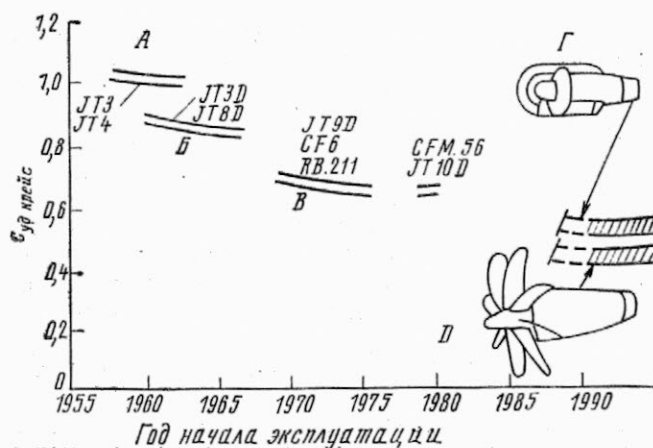
В случае успешного завершения этих проблем усовершенствованные ТВД могут быть применены в конце 1980-х годов на пассажирских самолетах для коротких авиалиний или на военных самолетах с большой продолжительностью полета.

ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Быстрый прогресс в области электроники позволяет реализовать перспективные технические решения, которые раньше отвергались из-за отсутствия надежного, малогабаритного и легкого оборудования, не требующего сложного технического обслуживания. Использование электронных средств приведет к экономии топлива благодаря выбору оптимального режима полета, в том числе на участках в воздушной зоне аэропорта, и увеличит весовую эффективность и аэродинамическое совершенство планера вследствие применения систем активного управления. Благодаря повышению надежности электронного оборудования снизятся расходы на эксплуатацию самолетов, что увеличит рентабельность воздушного транспорта.

Еще в период 1973—1974 гг. авиакомпания США совместно с авиастроительными фирмами осуществили некоторые мероприятия по снижению расхода топлива: включали снижение крейсерской скорости, более точное управление тягой двигателей, тщательный выбор скорости и высоты для оптимизации расхода топлива. Были разработаны специальные инструкции пилотам. В дальнейшем для облегчения работы пилотов выбор параметров, изменяющихся вдоль траектории полета, был механизирован. На индикаторы выводилась соответствующая информация. Степень оптимизации режима полета зависела от действий экипажа и точности показаний приборов.

По заданию NASA фирмой Боинг были выполнены исследования по разработке автоматической системы для непосредственного управления режимом полета для минимизации расхода топлива. Программа предусматривала разработку алгоритма управления полетом и оценку возможной экономии топлива благодаря использованию этой системы (рис. 19). Алгоритм управления траекто-



А — ТРД; Б — ТРДД первого поколения (малая степень двухконтурности); В — ТРДД второго поколения (большая степень двухконтурности); Г — ТРДД Е³ (энергетически эффективный двигатель); Д — перспективные ТВД

Рис. 18. Удельный расход топлива современных и перспективных двигателей

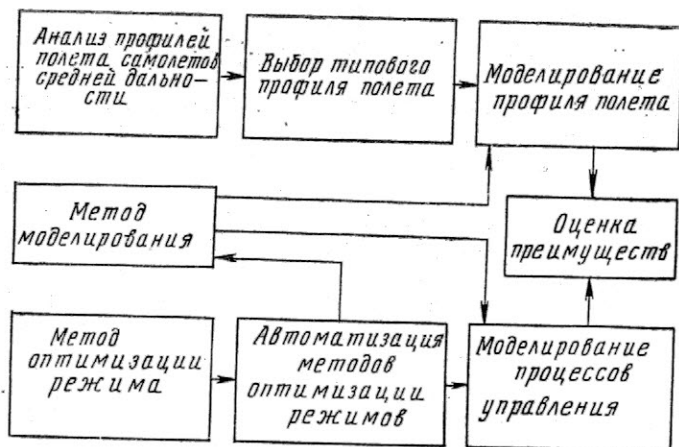
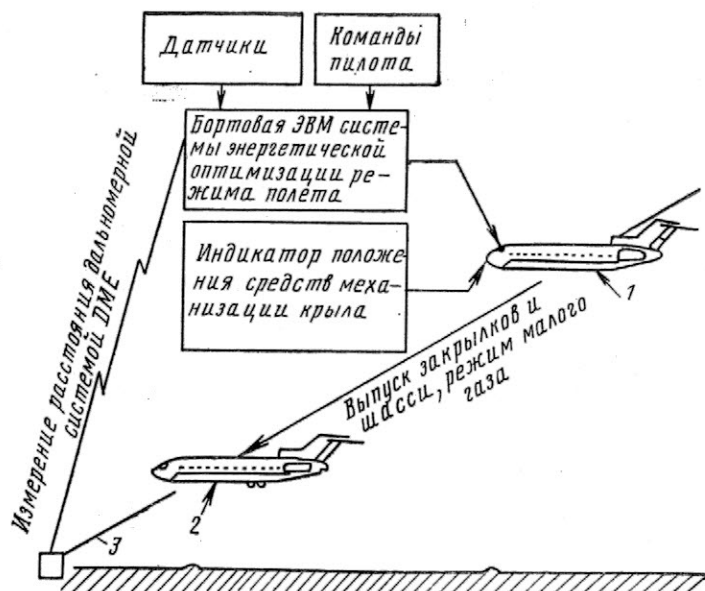


Рис. 19. Исследования методов оптимизации режима полета для экономии топлива



1—крейсерское положение механизации, скорость больше нормальной; 2—стабилизация на безопасной высоте; 3—наклон траектории 3° при посадке по приборам

Рис. 20. Концепция захода на посадку с задержкой выпуска закрылков

рией был основан на понятии удельной энергии, равной сумме кинетической и потенциальной энергии самолета, деленной на его вес (табл. 1). На участке набора высоты стратегия управления состояла в максимизации скорости изменения удельной энергии на расход топлива в единицу времени при фиксированной дальности. При снижении минимизировалась отрицательная скорость изменения удельной энергии. На крейсерском участке задача состояла в максимизации дальности полета на единицу веса расходуемого топлива. Преимущества оптимизации режима полета оценивались на самолете Боинг 727-200, оснащенный современным навигационным оборудованием. Возможная экономия топлива дифференцировалась по трем участкам маршрута, протяженностью 1100 км (табл. 2). Результаты летных испытаний свидетельствуют, что оптимизация режима полета позволяет уменьшить расход топлива на 5%, при этом время рейса увеличивается примерно на 12%. Какой из показателей (расход топлива или время рейса) будет в большей степени определять рентабельность эксплуатации, могут оценить только специалисты авиакомпаний.

Исследование захода на посадку с задержкой выпуска закрылков выполнялось с целью умень-

шения времени рейса, экономии топлива и уменьшение уровня шума на местности. Эта методика иллюстрируется рис. 20. Для управления скоростью предусматривается специальная программа выпуска закрылков и шасси при определенных режимах работы двигателей вместо обычного управления тягой. Обязательным составным элементом системы посадки является наземная дальномерная система и оборудование системы посадки по приборам. Эту концепцию посадки, разработанную NASA и испытанную на самолете CV-990, фирма Боинг приспособила для самолета Боинг 727. Параметры улучшенного и обычного режима захода на посадку, полученные на пилотажном стенде, показаны на рис. 21. Новая методика уменьшает время захода на посадку на 2 мин и расход топлива примерно на 145 кгс.

Таблица 1
Управление режимом полета для минимизации расхода топлива (E — удельная энергия самолета, G_T — вес топлива)

	Набор высоты	Крейсерский участок	Снижение
Управление	Максимум dE/dG_T	Максимум дальности на единицу расхода топлива	Минимум dE/dG_T
Заданные параметры	Тяга, лобовое сопротивление, секундный расход топлива	—	Тяга, лобовое сопротивление, секундный расход топлива
Измеряемые параметры	—	Воздушная и путевая скорости, ускорение, расход топлива	—
Автопилот	Стабилизация приборной скорости	Стабилизация высоты полета	Стабилизация приборной скорости
Режим автоматического управления двигателями	Максимальная степень повышения давления	Стабилизация воздушной скорости	Режим малого газа

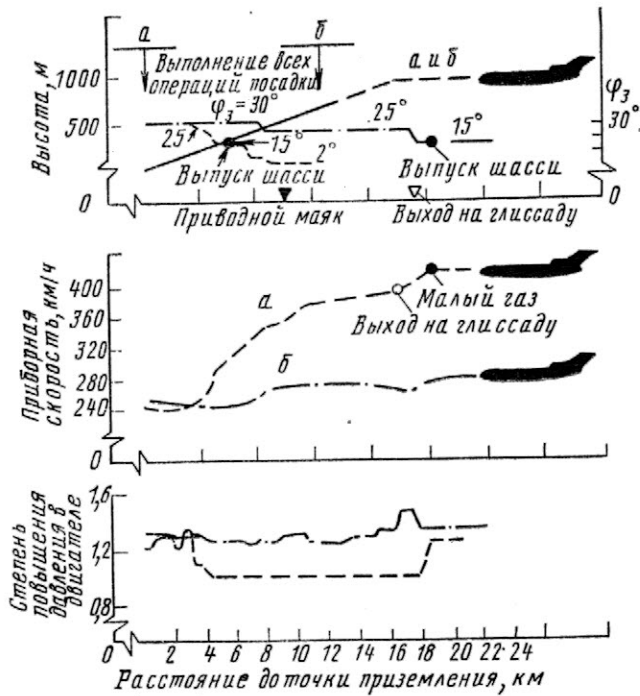


Рис. 21. Результаты моделирования на пилотажном стенде захода на посадку с задержкой выпуска закрылков (а) и обычного захода на посадку (б) (начальная скорость захода на посадку 370,4 км/ч, наклон глиссады 3°, стандартный посадочный вес, спокойная атмосфера, автопилот отключен)

По программе АСЕЕ фирма Боинг исследовала возможности улучшения характеристик самолета Боинг 747 с помощью САУ. В качестве исполнительных органов системы использовались внешние элероны (рис. 22). Были проведены летные испытания самолета, показавшие, что экономия топлива составляет ~0,25%. Значительные потенциальные возможности снижения расхода топлива обеспечивают удлиненные законцовки крыла или концевые шайбы (рис. 23).

Фирма Локхид выпускает самолет L-1011-500 с крылом увеличенного размаха, оснащенным «активными» элеронами. В настоящее время фирма изучает возможность применения на самолете системы искусственной устойчивости, позволяющей уменьшить размеры горизонтального оперения и увеличить аэродинамическое качество. По оценкам фирмы, модификация крыла и уменьшение площади горизонтального оперения самолета L-1011 обеспечит снижение расхода топлива на 6%.

Разработка новых самолетов с учетом возможностей САУ. Проектирование самолетов с САУ, позволяет:

- создавать крыло минимального веса;
- исключать флаттер крыла без утяжеления конструкции для обеспечения жесткости при производном размещении пилонов двигателей;
- проектировать крыло с большим удлинением и высоким аэродинамическим качеством без чрезмерного утяжеления;

Таблица 2

Оценка снижения расхода топлива за счет оптимизации режима полета

	Набор высоты 218 км	Крейсерский участок 718 км	Снижение 163 км	Итого 1099 км
Вес топлива, кгс				
обычная траектория	1633	2872	370	4875
оптимальная траектория	1544	2790	297	4631
разница	-89 (-5,5%)	-82 (-2,8%)	-73 (-19,7%)	-244 (-5,0%)
Время рейса, мин				
обычная траектория	16,1	49,85	12,15	78,1
оптимальная траектория	17,02	54,57	16,10	87,69
разница	+0,92	+4,72	+3,95	+9,59 (+12,3%)

СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ (САУ)

Функции систем активного управления включают снижение маневренных нагрузок, нагрузок от порывов ветра, уменьшение усталостных повреждений конструкции, демпфирование аэроупругих колебаний крыла и обеспечение искусственной устойчивости.

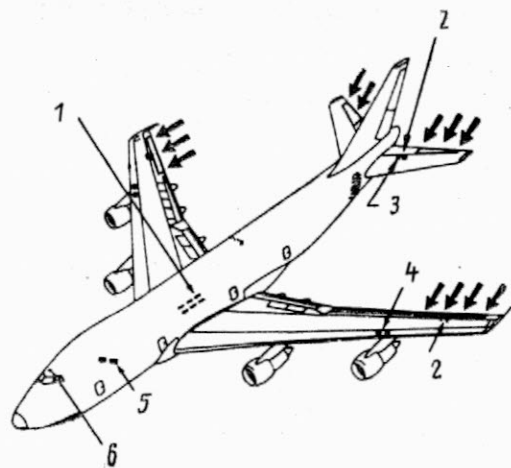
Степень технического риска и области применения активных систем при модификации существующих самолетов и в процессе проектирования новых самолетов значительно отличаются.

Использование САУ для улучшения характеристик существующих самолетов. В этом случае основную роль играют ограниченные возможности изменения производственного процесса и требования быстрой окупаемости затрат.

уменьшать площадь, вес и аэродинамическое сопротивление хвостового оперения в результате уменьшения запаса собственной статической устойчивости самолета;

использовать нетрадиционные аэродинамические схемы самолета для увеличения эффекта от использования САУ.

При разработке военных самолетов проектировщики имеют большую свободу в выборе его аэродинамической схемы. При анализе конфигурации пассажирского самолета необходимо учитывать, что на облик гражданского самолета сложились твердые взгляды. Применение нестандартной схемы пассажирского самолета может существенно уменьшить его конкурентоспособность. Этими соображениями руководствовались специали-

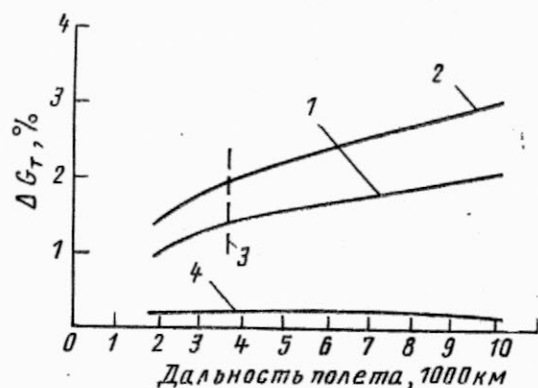


1—датчики перегрузок в ц. т. самолета и угловой скорости тангажа; датчики управляющих команд летчика; 2—дополнительные сервоприводы; 3—датчики управляющих команд летчика; 4—датчики ускорений на крыле; 5—бортовая ЭВМ; 6—панель управления и сигнализации

Рис. 22. Элементы активной системы уменьшения маневренных и ветровых нагрузок на крыло (стрелками показаны «активные» управляющие поверхности)

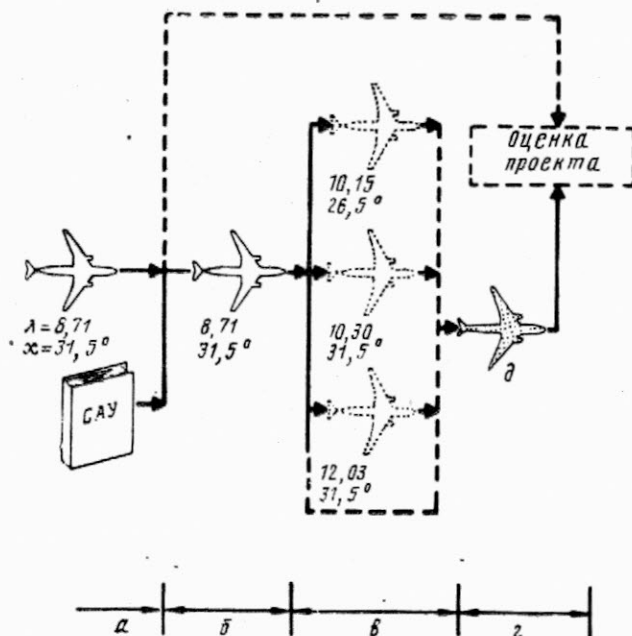
ты фирмы Боинг при анализе перспективных пассажирских самолетов с САУ. Тематика и этапы программы этих исследований показаны на диаграмме рис. 24. На первом этапе осуществлялось проектирование (на основе заданных требований) базового варианта самолета без САУ. Анализ схемы первого приближения самолета с САУ проводился при исходном удлинении крыла (8,71). Для смещения центровки самолета с САУ на 10% назад исходное положение крыла относительно фюзеляжа было изменено, а вес конструкции крыла корректировался из условия уменьшения нагрузок (эффект САУ). Сравнение двух вариантов самолета (рис. 25) свидетельствует о том, что при одинаковой расчетной дальности полета самолету с САУ требуется примерно на 6% меньший запас топлива.

Работы по оптимизации формы крыла в плане находились в 1980 г. в стадии завершения. Цель



1—увеличение длины законцовки консоли на 1,83 м; 2—концевые шайбы (Z13); 3—средняя протяженность маршрута; 4—система снижения нагрузок на крыло (вес снаряженного самолета меньше на 680 кг)

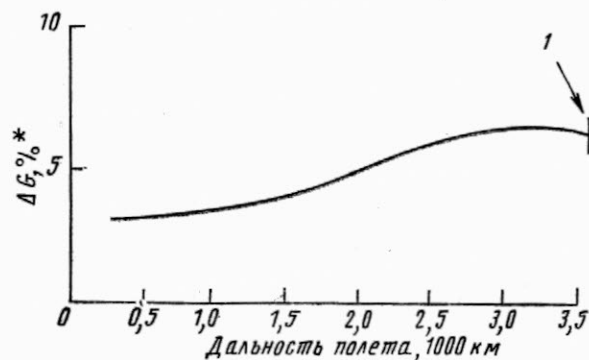
Рис. 23. Уменьшение веса топлива в результате использования активных систем снижения нагрузок на крыло и применения средств снижения лобового сопротивления (крейсерское число $M=0,84$, резервы топлива соответствуют международным нормам, самолет Боинг 747-200В с ТРДД JT9-7FW)



а—определение базовой конфигурации самолета без САУ; б—конфигурация первого приближения самолета с САУ; в—вариации формы крыла в плане; г—окончательная конфигурация; д—требуется дальнейшие исследования и испытания
Рис. 24. Изучение аэродинамических схем самолетов с САУ

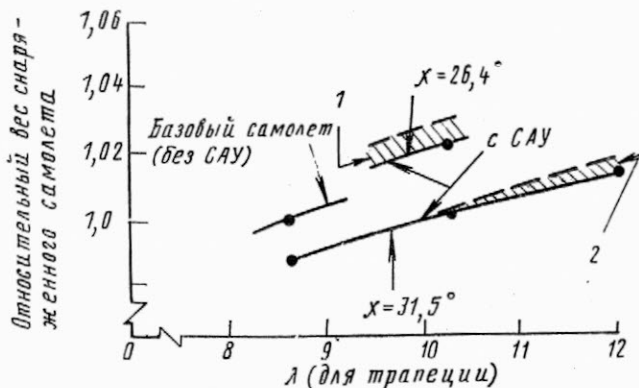
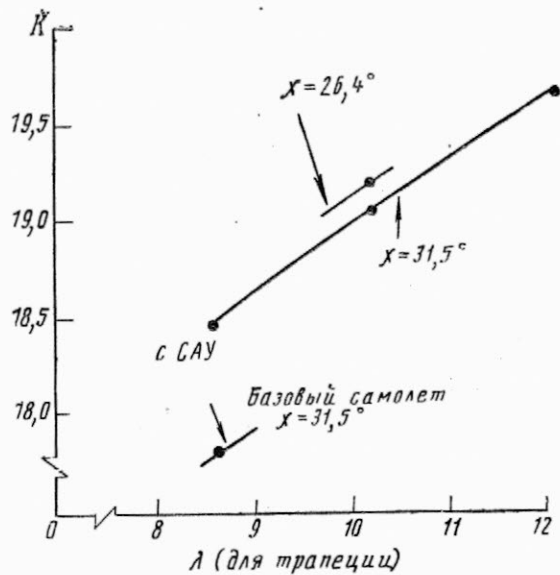
этого этапа состояла в достижении максимального аэродинамического качества самолета при обеспечении приемлемого веса конструкции. Результаты предварительной оценки влияния удлинения крыла на аэродинамические и весовые характеристики самолета показаны на рис. 26. В качестве показателя эффективности использовалась дальность полета, так как в параметрических расчетах взлетный вес самолета оставался постоянным. Все варианты самолета анализировались при одинаковых размерах фюзеляжа и одинаковой платной нагрузке. На рис. 27 показано влияние дальности полета и удлинения крыла на экономию топлива, обусловленную использованием САУ. Переход с удлинения крыла 8,71 на 12 обеспечивает при расчетной дальности полета уменьшение расхода топлива на 10%.

Хотя в настоящее время оптимальная конфигурация самолета с САУ не определена, опыт иссле-



1—максимальная дальность полета базового самолета без САУ

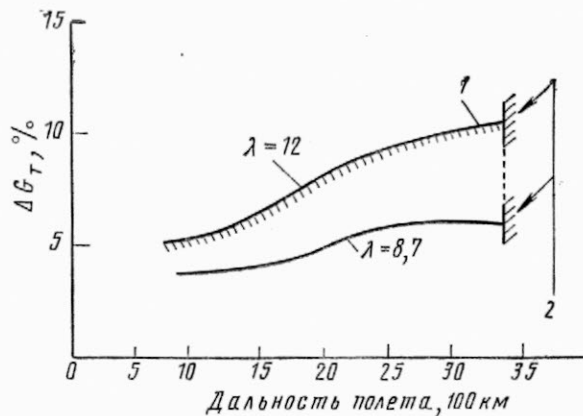
Рис. 25. Уменьшение расхода топлива в результате использования САУ на самолете с конфигурацией первого приближения (относительно расхода топлива базовым самолетом)



1—без учета снижения нагрузок от порывов ветра и усталостных требований; 2—с учетом снижения нагрузок от порывов ветра и усталостных требований

Рис. 26. Результаты предварительной оценки влияния параметров формы крыла в плане ($c_y=0,45$, $G_{взл}=122,5$ тс)

довательских работ по анализу возможностей использования САУ на пассажирских самолетах свидетельствует о достаточной потенциальной технико-экономической эффективности этой концепции. Для успешного завершения работ в этом



1—с учетом снижения нагрузок от порывов ветра и усталостных требований; 2—максимальная дальность полета базового самолета

Рис. 27. Результаты предварительных оценок снижения расхода топлива (относительно расхода базовым самолетом)

направлении требуется детальнее рассмотреть следующие вопросы:

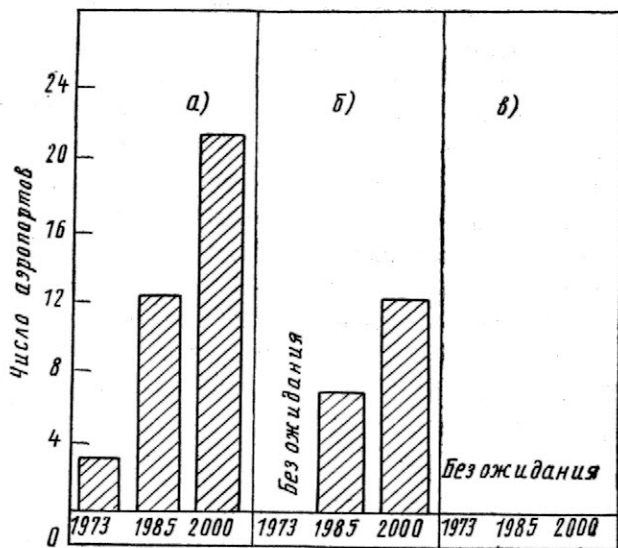
- выбор расчетных критериев;
- определение уровня допустимого снижения веса крыла с активными системами при учете требований ресурса;
- размещение основных стоек шасси на крыле большого удлинения при более задней центровке самолета;
- выбор стреловидности и сужения крыла, а также положения крыла относительно фюзеляжа с учетом объема грузовых помещений и размещения в них стандартных контейнеров;
- выбор степени резервирования для обеспечения высокой надежности;
- размещение топлива при ограниченных внутренних объемах крыла большого удлинения.

УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В ЗОНЕ АЭРОПОРТА

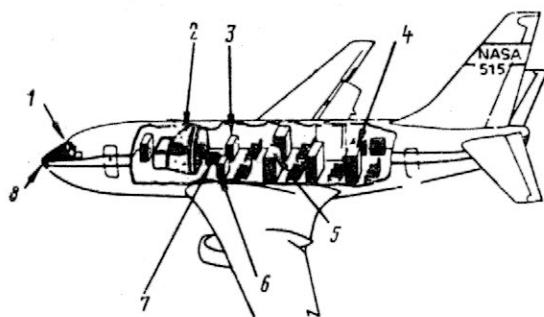
Основной проблемой гражданской авиации сегодняшнего дня является насыщение воздушного пространства крупных аэропортов. Быстрый рост объема пассажирских авиаперевозок уже в начале 1970-х годов привел к перегрузке крупных аэропортов ряда стран. Увеличение парка широкофюзеляжных самолетов большой пассажироместности уменьшило частоту взлетов и посадок и время нахождения самолетов в воздушной зоне аэропортов. Прогнозы развития в ближайшие 20 лет объема авиаперевозок свидетельствуют о том, что производительность аэропортов вновь станет недостаточной. На рис. 28 показано влияние на перегрузку аэропортов эффективности системы управления воздушным движением (УВД). Современные мероприятия по улучшению УВД в США обеспечивают приемлемые условия только до 1990 г. В связи с этим обстоятельством министерство транспорта США разработало требование к перспективной системе УВД ААТМС (Advanced Air Traffic Management System), которая позволит значительно увеличить производительность аэропортов.

Программа исследований бортового радиоэлектронного оборудования и специальных систем, которые обеспечивают эффективную эксплуатацию самолетов в зоне аэропорта, проводилась NASA с 1974 г. при содействии фирмы Боинг. Для летных экспериментов использовался модифицированный самолет Боинг 737 (рис. 29). Результаты летных испытаний показали, что использование системы «четырёхмерной» навигации (в пространстве и времени) позволяет обеспечить прибытие самолета в пункт назначения с точностью до 2 с против обычных 15—20 с (среднеквадратичный разброс). Без учета других ограничений такое повышение точности прибытия самолета позволит вдвое увеличить частоту взлетов и посадок в аэропорте.

В настоящее время NASA совместно с федеральным управлением гражданской авиации США анализирует возможности экономии топлива благодаря управлению траекторией снижения с временным контролем. Программа снижения каждого самолета задается из условия прохода контрольных точек в заданное время. В результате все са-



а—современные системы УВД; б—усовершенствованные варианты современных систем УВД; в—перспективная система УВД
Рис. 28. Рост числа перегруженных основных аэропортов (со средним временем ожидания посадки ≥ 30 мин) и возможность ее ликвидации



1—индикатор; 2—экспериментальная кабина экипажа; 3—усовершенствованная система навигации и УВД; 4—накопитель данных; 5—бортовая ЭВМ; 6—усовершенствованные дисплеи; 7—инерциальная система навигации; 8—телевизионная система для условий низкой освещенности

Рис. 29. Самолет-летающая лаборатория для изучения систем, обеспечивающих эффективную эксплуатацию в воздушной зоне аэропорта

молеты прибывают в зону аэропорта через равные промежутки времени и без дальнейшего ожидания сразу же выполняют посадку (рис. 30). Необходимая временная коррекция режима полета осуществляется на крейсерской высоте. Согласно оценкам перспективная система УВД позволит экономить в среднем 286 кгс топлива при каждой посадке. В случае полной автоматизации системы «четырёхмерной» навигации дополнительно может

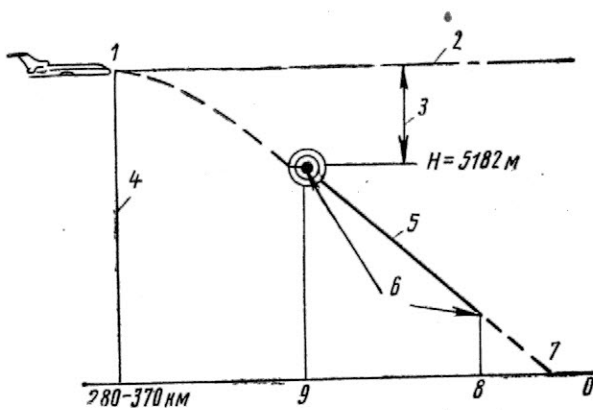
быть сэкономлено 180 кгс топлива на каждый полет. Автоматизация системы УВД позволит также уменьшить рабочую загрузку пилотов и диспетчеров аэропортов.

Время поступления в эксплуатацию новых самолетов, кроме прочих факторов, зависит от продолжительности периода освоения технических новинок. Можно выделить следующие стадии подготовки к внедрению большинства технических новинок: оценка концепции; подтверждение возможности технической реализации и определение изделия. В табл. 3 перечислены основные требования, цели и необходимые исследования на каждой стадии разработки. Время от формирования кон-

Этапы внедрения новых технических решений

Таблица 3

		Решение о разработке	Поступление в эксплуатацию
Оценка концепции	Подтверждение возможности технической реализации	Определение изделия	Разработка и изготовление
2—6 лет (4 года в среднем)	2—8 лет (5 лет в среднем)	2—10 лет (6 лет в среднем)	4—5 лет
Цели: оценка преимуществ	определение реальности получения потенциальных преимуществ	работа в комплексе с другими системами	выпуск изделий
Предпосылки: существующая или потенциальная необходимость	многообещающие результаты предварительных оценок	подтверждение технических и экономических преимуществ	приемлемая степень риска наличие рынка сбыта
Работы: разработка концепции исследования теоретические экспериментальные оценка преимуществ	проектирование, изготовление и испытание компонентов оценочные испытания лабораторные стендовые летные эксплуатационные оценки технические технологические процедурные эксплуатационные производственных возможностей и т. д.	интеграция систем (в конкретном изделии) анализ проектирование испытания определение степени технического риска	детальное проектирование изготовление и сборка сертификация поставки



1—начало снижения; 2—крейсерская высота; 3—участок полета, в котором «поглощается» время ожидания; 4—начало контроля времени прибытия самолета; 5—траектория захода на посадку; 6—заданная скорость; 7—наведение; 8—ближний пункт контроля времени; 9—пункт контроля времени

Рис. 30. Концепция управляемого снижения для компенсации времени ожидания при минимальном расходе топлива

цепции до внедрения технического усовершенствования составляет 10—29 лет. Типичным примером является разработка композиционных конструкций. Впервые детальные исследования возможности использования композиционных материалов на пассажирских самолетах были начаты в 1971—1972 гг. Ограниченное использование композиционных материалов начнется лишь в начале 1980-х годов на самолетах Боинг 757 и 767. Применение композиционных материалов в основных авиационных конструкциях станет возможным не раньше 1993 г., т. е. спустя 20 лет после начала первых разработок.

Референт А. Ю. Уджуху.

УДК 629.7.03.01«71»

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТАХ*

Современные исследования показывают, что применение ТВД с высоконагруженными многолопастными воздушными винтами (винтами-вентиляторами) на пассажирских самолетах позволяет снизить расход топлива и ПЭР при сохранении крейсерских скоростей, типичных для современных пассажирских самолетов с ТРДД. По сравнению с перспективным ТРДД перспективный ТВД обеспечит снижение расхода топлива на 32% и ПЭР на 17%. Недостатком новой силовой установки является повышенный уровень шума в кабине самолета. Решению этой проблемы посвящены исследования NASA и самолетостроительных фирм США.

Фирмой Локхид по контракту с НИЦ им. Эймса NASA исследованы экономические преимущества самолета с перспективным ТВД. Рассматривалось применение новой силовой установки на 200-местном широкофюзеляжном пассажирском самолете с четырьмя двигателями, имеющем следующие характеристики:

Крейсерское число M	0,8
Дальность полета	2780 км
Высота крейсерского полета	9100 м
Потребная длина ВПП	2100 м

Исходные данные для исследований были представлены фирмой Гамильтон Стандарт (по перспективному ТВД), фирмой Пратт-Уитни (по перспективному ТРДД) и авиакомпанией Истерн Эрлайнз (по эксплуатационным требованиям). Сравнивались самолеты с идентичной конструкцией планера, оснащенные перспективными ТРДД (рис. 1) и ТВД (рис. 2). Для каждого самолета

рассчитывались взлетный вес, рейсовый расход топлива и ПЭР при различных дальностях и крейсерских скоростях полета.

Расчеты велись на основе прогнозируемого уровня техники 1985 г. Предполагалось использование композиционных материалов для неосновных элементов: демфирующих перегородок топливных баков, неподвижного носка крыла, упрочняющих элементов пола, внутренних дверей. Учитывалось использование активного управления элеронами и горизонтальным оперением для снижения веса самолета. Исследование показало, что система активного управления (САУ) элеронами обеспечивает смещение равнодействующей аэродинамических сил ближе к корню крыла при маневрировании и порывах ветра, снижая корневой изгибающий момент крыла и давая возможность облегчить его конструкцию. К другим усовершенствованиям относится снижение запаса собственной статической устойчивости, позволяющее уменьшить площадь стабилизатора и вес самолета. Применение сверхкритического крыла с увеличенной относительной толщиной снижает вес его конструкции.

Сравнение самолетов с перспективными ТРДД и ТВД по расходу топлива и ПЭР выполнено для расчетной дальности полета 2780 км при полной загрузке, а также для полета на малую дальность 880 км при 58%-ной загрузке. Кроме расчетного числа $M=0,8$, рассмотрен полет при уменьшенной крейсерской скорости, соответствующей числу $M=0,75$. Компонки сравнивавшихся самолетов были идентичны, все изменения учитывались на обоих самолетах.

При числе $M=0,8$ и максимальной дальности рейсовая экономия топлива для самолета с пер-

* Propfans: propulsion systems of the future? Automotive Engineering, 1980, v. 88, VI, N 6, p. 65—69.

спективным ТВД составила 20%, а при дальности 880 км — 18%. Это обусловлено меньшим удельным расходом топлива ТВД и снижением веса самолета благодаря уменьшенному запасу топлива. Повышение экономичности ТВД при уменьшении скорости полета дает возможность снизить расход топлива дополнительно на 3%, если полет выполняется при числе $M=0,75$.

Если вести сравнение ТРДД уровня 1985 г. с перспективным ТВД 1990-х годов, то экономия топлива достигает 32%, а снижение ПЭР — 17%. Дополнительный выигрыш связан с ожидаемым снижением уровня шума на местности при взлете и посадке самолета с ТВД. При этом наиболее жесткие нормативы по шуму FAR.36 будут удовлетворяться без применения средств шумоглушения. Характеристики взлета и набора высоты для самолета с ТВД будут значительно превосходить возможности самолетов с ТРДД и обеспечат эксплуатацию с более коротких ВПП.

Экономичность самолетов с перспективным ТВД и с ТРДД оценивалась по величине ПЭР для каждого маршрута. При $M=0,8$ снижение ПЭР самолета с ТВД составляет 8% как при максимальной, так и при малой дальности полета.

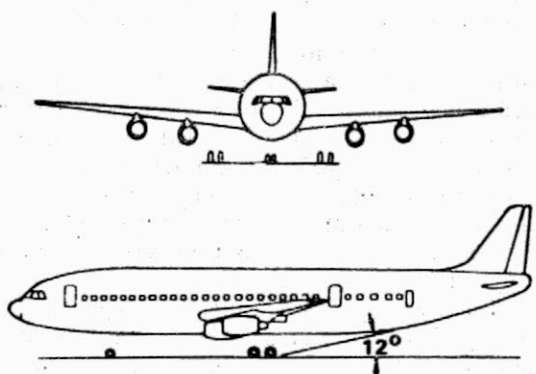


Рис. 1. Самолет с ТРДД Пратт-Уитни JT10D-2. Длина фюзеляжа 47,37 м, размах крыла 42,61 м, высота до конца киля 13,78 м

Снижение крейсерского числа M до 0,75 позволяет уменьшить ПЭР еще на 2%.

Установка на самолете перспективного ТВД требует решения ряда специальных вопросов, не имеющих для самолетов с ТРДД столь же важного значения. Это, в первую очередь, интерференция силовой установки и планера и обеспечение приемлемого уровня шума в пассажирской кабине.

Фирма Локхид рассмотрела применение восьмилопастного винта-вентилятора диаметром 3,8 м с окружной скоростью конца лопасти, равной 243 м/с. Указанный диаметр является компромиссом, позволяющим получить достаточно высокий тяговый КПД при умеренном весе винта. Установка винта сравнительно небольшого диаметра позволяет выдерживать длину стоек шасси и клиренс, почти такими же, как у самолетов с ТРДД.

Слутная струя винта-вентилятора отличается повышенной скоростью, что может привести к возрастанию сопротивления трения гондолы и обдуваемой части крыла. При числе $M=0,8$ возрастание скорости обдува за винтом составит примерно

12 м/с и по оценкам приведет к увеличению полного лобового сопротивления самолета на 0,8%. Увеличение скорости обдува одновременно приведет к местному возрастанию подъемной силы крыла. Возможность благодаря этому уменьшить угол атаки крыла позволит получить выигрыш в полном сопротивлении на 1,7% компенсируя таким образом повышенное сопротивление трения гондол. Поэтому в настоящем анализе неблагоприятное влияние обдува винта на характеристики самолета с перспективным ТВД не учитывалось, хотя и признана необходимость экспериментальных исследований для окончательной оценки этого фактора.

Рассмотренные варианты установки ТВД показаны на рис. 3. Ввиду значительного сопротивления интерференции размещение двигателей над крылом было отклонено. Из числа подкрыльевых установок была исключена схема с редуктором на оси вала двигателя ввиду большой длины гондолы, необходимой для обеспечения равномерности потока на входе в двигатель. Схема с кольцевым воздухозаборником была отклонена, так как лучшее восстановление давления обеспечивает ковшовый заборник выбранной конфигурации. Судя по результатам анализа, размеры гондолы будут определяться аэродинамическими требованиями, а не габаритами размещаемых компонентов силовой установки.

На рис. 4 показаны результаты сравнения сопротивления интерференции для различных компоновок гондол на крыле (рассмотренные схемы расположены в порядке возрастания сопротивления). Значительное сопротивление интерференции было характерно для самолета Локхид «Электра» и других старых самолетов с крупногабаритными гондолами на крыле. Для оценки сопротивления гондолы перспективного ТВД можно использовать данные близкого к ней по удлинению носовой части крылевого топливного бака самолета «Джетстар». Сопротивление топливного бака при установке на крыло возрастало на 20%. Для гондолы перспективного ТВД увеличение сопротивления вследствие интерференции крыла принято равным 30%.

Возрастание веса звукоизоляции пассажирской кабины самолета с перспективным ТВД, необходимое для снижения внутрифюзеляжного уровня

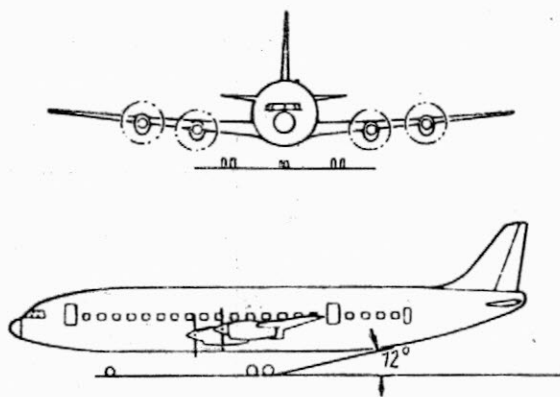
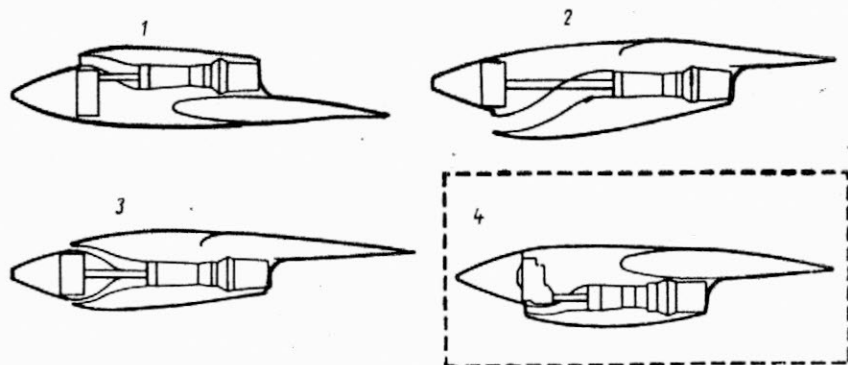


Рис. 2. Самолет с перспективными ТВД на основе турбовального двигателя Пратт-Уитни STS 476. Длина фюзеляжа 47,37 м, размах крыла 43,77 м, высота до конца киля 14,08 м



1—под крылом; 2—под крылом, редуктор на валу; 3—под крылом, кольцевой воздухозаборник; 4—выбранная схема; под крылом, вынесенный редуктор, ковшовый воздухозаборник

Рис. 3. Рассмотренные схемы установки гондол двигателей

звукового давления до 90 дБ, окажется довольно значительным. Уровень шума зависит от окружающей скорости конца лопасти, нагрузки на ометаемую поверхность, крейсерского числа M , стреловидности лопасти и частоты ее прохождения. Даже при сравнительно небольшом диаметре винта вентилятора и окружной скорости конца лопасти около 240 м/с число M спирального движения конца лопасти в крейсерском полете достигает 1,2. В этих условиях средний уровень звукового давления на внешней стенке фюзеляжа равен 135 дБ. В звукоизоляции пассажирской кабины предлагается использовать массивную сильно заземпированную двухстеночную конструкцию с воздушным промежутком. Акустическая обработка проводится по всей длине и периметру кабины. Согласно оценке, ее вес для самолета, рассчитанного на число $M=0,8$ и дальность полета 2780 км, равен 2350 кгс. Увеличение взлетного веса самолета при этом составит 2,4%, что соответственно снизит экономию рейсового топлива примерно на такую же величину.

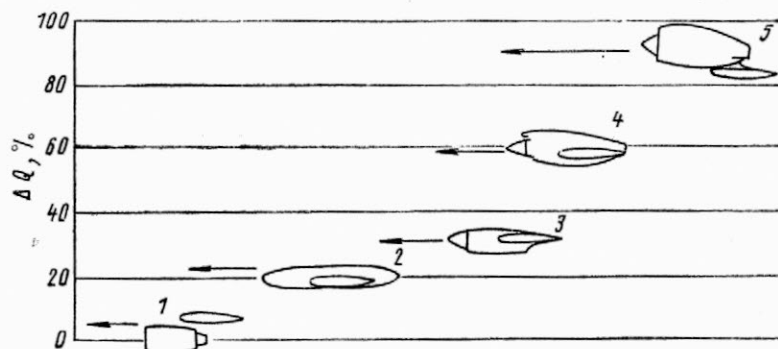
Разработка крупномасштабных компонентов и винтовентиляторной силовой установки в целом, обеспечивающей выполнение требований по шуму в кабине, надежности системы и техническому обслуживанию, намечена по программе NASA, охватывающей период до 1990 г. (рис. 5). На III этапе программы должны быть проведены летные испытания самолета с усовершенствованными ТВД

для подтверждения ожидаемых преимуществ по расходу топлива и снижению ПЭР.

Взаимодействие планера и силовой установки изучается NASA по двум экспериментальным программам. В первой, начатой в 1977 г., осуществляется моделирование спутного течения и его взаимодействия со сверхкритическим крылом. Результаты указывают на безотрывное обтекание крыла и на возможность восстановления некоторой части энергии закрутки спутного потока. Вторым этапом испытаний должны стать исследования полумодели с силовой установкой для получения наиболее подробных данных о взаимодействии воздушного винта и планера самолета, включая влияние установки на характеристики воздушного винта. В настоящее время эти исследования уже ведутся.

Результаты двух указанных программ помогут решить проблемы, связанные с влиянием струи воздушного винта при больших скоростях, и оценить установочные потери.

Вопросы надежности и технического обслуживания перспективных ТВД исключительно важны. В прошлом по заданию NASA фирма Детройт Дизель Аллисон оценила расходы на ремонт и обслуживание турбовинтовых самолетов того времени, главным образом Локхид «Электра» и Конвэр CV.580. Цель этого исследования состояла в определении направлений совершенствования ТВД для повышения их конкурентоспособности с ТРДД.



1—современные ТРДД; 2—топливный бак на крыле самолета «Джетстар»; 3—перспективный ТВД, сопротивление 30% — выбранный целевой уровень; 4—Локхид «Электра»; 5—старые самолеты

Рис. 4. Сопротивление интерференции гондол двигателей (отнесенное к сопротивлению гондолы)

Финансовые годы													
1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990

I этап программы NASA: авиационная акустика, конструкции и материалы, потери на установку, шум в кабине

II этап программы NASA: разработка компонентов, испытания двигателя, шум в кабине, летные испытания

Начало разработки

Начало разработки силовой установки

Начало производства самолета

Программа разработки патрульного самолета для ВМС США

III этап программы NASA: летные испытания на базе существующего транспортного самолета

Начало производства

Программы разработки транспортных самолетов

Рис. 5. Программа разработки самолетов с перспективными ТВД

Исследование показало, что расходы на обслуживание ТВД в расчете на летный час на 75% выше, чем для ТРДД при равной тяге и интенсивности эксплуатации. Необходимо снизить на 50% расходы на ремонт и обслуживание редуктора и воздушного винта, чтобы довести расходы на ТВД до уровня расходов на ТРДД JT8D. Еще большее совершенствование ТВД потребуются для обеспечения конкурентоспособности оснащенных ими перспективных самолетов с современными и будущими ТРДД высокой степени двухконтурности.

Пути удешевления обслуживания перспективных ТВД в общем те же, что и для ТРДД:

- обслуживание по состоянию,
- внедрение модульных систем, повышение надежности ресурса,
- уменьшение числа деталей и узлов,
- использование материалов с улучшенными свойствами и повышение внимания к эксплуатационным требованиям.

NASA финансирует работы по снижению шума винта-вентилятора в ближнем поле, проводимые фирмой Гамильтон Стандарт, и работы фирмы Локхид по улучшению звукоизолирующих свойств конструкции фюзеляжа.

Исследования фирмы Гамильтон Стандарт показали, что путем подбора формы лопастей и угла стреловидности при использовании новых малозумных профилей уровень шума винта-вентилятора

можно уменьшить на 12 дБ по сравнению с обычным воздушным винтом.

Изучение в НИЦ им. Лэнгли звукоизолирующих свойств стенок фюзеляжа, созданных фирмой Локхид, позволило оценить возможность снижения шума в кабине перспективного самолета с ТВД. В этих работах ставилась цель достигнуть уровня шума в кабине, не превышающего 80 дБА. Два основных вывода по работе состоят в следующем:

использованный уточненный теоретический метод оценки шума подтвердил, что потребное увеличение веса в связи с необходимостью придания конструкции звукоизолирующих свойств не выше, чем по прежним оценкам, если даже ограничиваться установкой звукоизоляции без изменения жесткости внешней стенки;

утяжеление конструкции вследствие звукоизоляции можно уменьшить до величины порядка 1% взлетного веса самолета, рассчитанного на крейсерское число $M=0,8$, если применить перспективные методы ослабления воздействия шума.

В ближайшее время необходимо получить экспериментальные данные по натурным звукоизолирующим конструкциям сначала в лабораторных, а затем в летных условиях. Имеющиеся оценки шума еще не подтверждены при числе $M=0,8$.

Референт Е. В. Малютина.

МЕРОПРИЯТИЯ ЗАРУБЕЖНЫХ АВИАКОМПАНИЙ ПО ЭКОНОМИИ ТОПЛИВА*

Проблема экономии топлива при эксплуатации самолетов авиатранспортных компаний становится все более острой, и на организованной журналом «Флайт Интернешнл» конференции, состоявшейся в Англии в 1980 г., обсуждались все аспекты этой проблемы.

Появление новых самолетов с повышенной грузоподъемностью и увеличение коэффициента загрузки позволило повысить общую экономическую эффективность самолетов. Эффективность использования топлива (производительность в пассажиро-км на единицу веса топлива) в период 1969—1978 гг. непрерывно росла и продолжает расти в настоящее время. Тем не менее, экономия топлива остается жизненно важной проблемой. Дальнейшее повышение топливной экономичности парка самолетов авиакомпаний возможно за счет еще большего совершенствования эксплуатационных процедур, применения оптимальных режимов полета, улучшения технического обслуживания самолетов и методов управления полетами.

Определенная экономия топлива может быть получена за счет буксировки самолетов на аэродромах и ограничения применения ВСУ. Летные операции остаются основным полем деятельности авиакомпаний по снижению расхода топлива. Как правило, расход топлива при взлете относительно слабо зависит от величины тяги, и использование максимальной взлетной тяги дает незначительную экономию топлива. С другой стороны, косвенные выгоды от уменьшения тяги (экономия ресурса двигателей и т. д.) требуют ограничения тяги, где только возможно. Однако при наборе высоты с тягой, меньшей максимальной, увеличивается расход топлива и время полета. Исследования оптимальных режимов набора высоты показали, что минимум расхода топлива обеспечивается при наборе высоты в режиме переменной скорости, соответствующей максимуму пройденного расстояния на единицу веса расходуемого топлива.

Следует отметить, что с увеличением относительной дальности крейсерского участка полета все более важным становится оптимальный выбор крейсерского числа M и высоты полета. Экономия топлива обеспечивается в крейсерском полете с набором высоты, однако в большинстве случаев его нельзя использовать по соображениям необходимого эшелонирования. Близкого к оптимальному расхода топлива можно достичь путем ступенчатого набора высоты. При снижении самолета выгодно уменьшить вертикальную скорость путем увеличения тяги, что положительно влияет на время полета и расход топлива.

До недавнего времени ручное управление было единственным средством обеспечения наиболее выгоднейшего режима полета. Сейчас многие самолеты, например Локхид «Тристар», оснащены автоматической системой, связанной с автопилотом и автоматом тяги. В такую систему оптимизации

режимов полета (СОРП) входят ЭВМ и блок управления и индикации. Информация от системы аэродинамических данных и с контрольно-измерительных приборов двигателя поступает к ЭВМ, где обрабатывается совместно с информацией о характеристиках самолета и силовой установки для выработки управляющих сигналов автопилота и автомату тяги. В качестве интерфейса между ЭВМ и экипажем используется блок управления и индикации.

СОРП обеспечивает выбор оптимального режима по расходу топлива или ПЭР и уровня тяги при взлете с отказавшим двигателем и контролирует показатели работы двигателей. Система в современном виде отдельно управляет скоростью и тягой с момента начала снижения. Возможностью точного управления скоростью, в особенности на режимах почти нейтральной устойчивости по тяге и скорости, позволяет экономить топливо и снижает рабочую нагрузку экипажа.

Техническое состояние планера существенно влияет на расход топлива. Критической зоной поверхности самолета с точки зрения аэродинамики является носок крыла. Так, для самолетов Боинг 707, 727, 737 и 747 шероховатость носка крыла оказывает в 20—30 раз большее влияние на расход топлива, чем вмятина на менее критических с точки зрения аэродинамики частях фюзеляжа. Большое влияние на расход топлива оказывают также негерметичность отсеков самолетов из-за дефектов дверных и оконных уплотнений.

Представитель одной из авиакомпаний отметил, что поскольку точность авиационных приборов, в частности указателей числа M , датчиков давления в двигателе и др., со временем ухудшается, для таких приборов неприемлемо обслуживание «по состоянию» и следует ввести обслуживание «по ресурсу».

По оценкам фирмы Боинг, большинство мероприятий по экономии топлива на существующих самолетах не обеспечат снижения расхода топлива более чем на 1%. Несколько более существенные результаты были достигнуты на самолете Боинг 737 благодаря доработкам его планера в последние годы.

Применение СОРП позволяет снизить расход топлива на 2,5—4,5%.

Представитель фирмы Роллс-Ройс отметил наметившуюся тенденцию авиакомпаний использовать понятие стоимости жизненного цикла для оценки авиационной техники, требующей учета многих характеристик двигателя и цен на топливо. Доля общих эксплуатационных расходов, приходящаяся на топливо, возросла с 1973 г. вдвое. В этих условиях снижение удельного расхода топлива дает значительный эффект.

ТРДД семейства RB.211 разрабатывались для всех типов гражданских самолетов с числом пассажирских мест от 150 и выше, начиная с модели 22В с тягой 19 050 кгс и кончая моделью 535, во-

* Ford T. Fuel economy in the airlines. Aircraft Engineering, 1980, v. 52, VI, N 6, p. 5—8.

Влияние основных аэродинамических дефектов планера на расход топлива

Дефект	Увеличение расхода топлива	
	кгс/ч	%
Шероховатость обшивки носка крыла	11,7	0,6
Шероховатость красочного покрытия (площадь 0,9 м ²):		
в критических зонах	7,1	0,4
в полукритических зонах	3,8	0,2
в некритических зонах	1,58	0,1
Уступ по линии стыковки панелей (ступенька высотой 2,5 мм и длиной 3,04 м):		
в критических зонах восходящий уступ	4,53	0,2
нисходящий уступ	2,71	0,1
в полукритических зонах, восходящий уступ	2,26	0,1
Выступание носового обтекателя антенны за контур (2,5 мм вверх или вниз)	2,35	0,1
Вмятины на обшивке (типичные) в критических зонах	1,81	<0,1
Неточная подгонка боковой грузовой двери (2,5 мм, западание, выступание или перекос)	1,58	0,1

бравшей в себя все лучшие свойства предшествующих моделей. Серия двигателей 524 с повышенной тягой разработана для установки на самолетах Локхид L-1011 и Боинг 747. Развитие этой серии происходит по линии повышения крейсерской экономичности (для самолетов L-1011-500 с большой дальностью полета) и в направлении увеличения тяги до 25 400 кгс (для вариантов самолета Боинг 747 с увеличенным весом).

Повышение характеристик и снижение удельного расхода топлива существенно облегчается благодаря модульной конструкции ТРДД серии RB.211. Трехвальная схема позволяет достичь оптимальных частот вращения компрессоров, сократить общее число их лопаток и уменьшить общую длину двигателя. Примечательно, что силовой корпус двигателя отделен от конструкции, служащей стенками внутреннего аэродинамического канала. Немаловажное значение имеет возможность восстановления исходного уровня расхода топлива при ремонте двигателя. Уже достигнутое улучшение ТРДД RB.211 и запланированные усовершенствования обеспечат самолетам, оснащенным двигателями этого типа, километровый расход топлива примерно на 20% меньший, чем у современных самолетов с другими двигателями.

В США под руководством NASA по программе TCV (Terminal Configured Vehicle) осуществляется разработка и испытания бортовых систем для обеспечения взлета и посадки и полетов в условиях плотного воздушного движения в зоне аэропорта и неблагоприятных погодных условиях. По самым консервативным подсчетам к 1995 г. мировой парк самолетов возрастет вдвое, поэтому основное внимание уделяется безопасности полетов, влиянию метеорологических факторов, проб-

леме задержек вылета и посадок не в аэропорте назначения из-за его перегрузки, а также борьбе с авиационным шумом.

Подсчитано, что за счет использования усовершенствованных систем навигации, управления полетом и воздушным движением время рейса самолета Боинг 727 на типичном маршруте может быть уменьшено на 20%. Для летного эксперимента по программе TCV используется самолет Боинг 737, оснащенный соответствующими системами и второй («внутренней») кабиной экипажа с усовершенствованным приборным оборудованием.

Многие исследования по программе TCV тесным образом связаны с проблемой экономии топлива. Выполнена большая серия демонстрационных полетов, в частности, в зоне аэропортов, оснащенных микроволновыми системами посадки (в Атлантик Сити, Буэнос Айресе и Нью-Йорке). Всего было совершено ~600 посадок в автоматическом режиме с заходом по криволинейной траектории и управлением пробегом и сходом с ВПП. Кроме того, проверялась эффективность дисплеев приборного оборудования при выполнении посадки в режиме ручного управления. Оценивалась работа системы четырехмерной навигации (по координатам и времени). Испытывались режимы снижения с компенсацией времени ожидания на больших высотах при меньших затратах топлива.

В настоящее время разрабатываются вычислительные средства для систем оптимизации режимов полета, предназначенных для самолетов нового поколения и оснащения существующих самолетов. Помимо экономии топлива, эти системы обеспечат значительное снижение рабочей загрузки экипажа и оправдают расходы на их установку.

Представитель голландской авиакомпании KLM отметил, что эксплуатируемые в настоящее время самолеты не оптимизированы для снижения расхода топлива. Экономичность парка современных самолетов может быть повышена путем ликвидации потерь вследствие износа, модификации планера самолетов для снижения лобового сопротивления и применения более экономичных двигателей. Основными причинами повышенного расхода топлива, являются износ двигателя, повышенное аэродинамическое сопротивление, плохая герметичность отсеков. К явным признакам неэкономичности самолета следует отнести повышенный секундный расход топлива, число М, меньшее крейсерского, слишком малую высоту полета и неоптимальные условия триммирования.

Значительное увеличение лобового сопротивления может быть вызвано негерметичностью дверных уплотнений. Авиакомпания KLM в последние годы периодически проводит обсуждения проблем экономии топлива с участием специалистов по системам планера, силовой установке, приборного оборудования. Широкофюзеляжные самолеты этой авиакомпании оснащены комплексными системами сбора данных, способными регистрировать более 500 параметров, характеризующих работу систем планера и двигателей. Это позволило добиться значительной экономии средств за счет увеличения межремонтных периодов двигателей и оборудования. Обслуживание систем ведется «по состоянию», что упрощается модульной структурой ряда систем.

В связи с ростом цен на топливо рассматривается вопрос о пересмотре межремонтных периодов многих компонентов и узлов. Целесообразна более ранняя замена двигателей с большим расходом топлива.

С целью экономии топлива разрабатываются улучшенные профили и режимы полетов, обеспечиваемые применением СОРП. Изучается возможность снижения веса самолетов за счет снятия или

уменьшения веса отдельных компонентов оборудования или даже некоторого уменьшения резервов топлива.

Ставится задача разработки систем, сохраняющих исходные характеристики, и удобных средств обнаружения и устранения причин повышенного расхода топлива.

Референт Г. Н. Бородулин.

УДК 629.735.33.023.26

ПАНЕЛИ ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИН ЭКИПАЖА ФИРМЫ ТРИПЛЕКС*

В соответствии с нормами летной годности, лобовое остекление кабины экипажа транспортного самолета должно выдерживать удар птицы весом 1,82 кгс в самом неблагоприятном месте и при самых неблагоприятных значениях температуры и скорости набора высоты. Если остекление выдерживает испытание на удар, то его прочность более чем достаточна для восприятия нагрузок от наддува кабины, хотя в требованиях к остеклению самолета Боинг 747 оговаривается необходимость подтверждения прочности в обоих этих случаях.

Конструкция остекления должна быть выполнена в соответствии с принципами безопасной повреждаемости: при разрушении одного слоя другие слои должны быть рассчитаны на восприятие всей нагрузки. На самолете Боинг 747 даже при повреждении обоих силовых слоев остекления промежуточные элементы из слоистого пластика дают возможность безопасно завершить полет. В нормах летной годности оговаривается также необходимость циклических испытаний системы электрообогрева. При усталостных испытаниях проверяется не столько прочность силовых слоев, сколько качество соединения слоев и стойкость электропроводного покрытия.

Существуют некоторые различия в английских и американских нормах летной годности, касающиеся условий проведения испытаний на удар птицы. В частности, по английским нормам расчетным случаем является попадание птицы со ско-

ростью 695 км/ч на высоте 300 м, по американским — со скоростью 770 км/ч на уровне моря.

Одним из ведущих изготовителей панелей остекления кабин экипажа является английская фирма Триплекс, которая начала свою деятельность в этой области с покупки в начале 1950-х годов американской лицензии. В настоящее время ее продукция отвечает мировым стандартам. В числе наиболее важных ее разработок можно

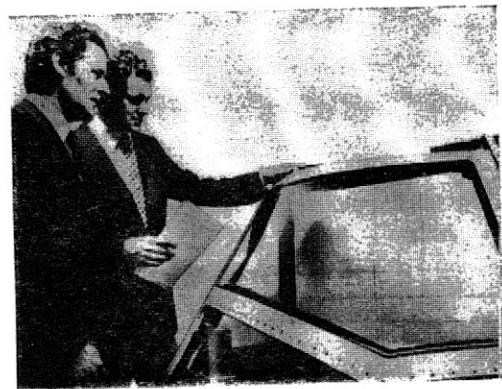


Рис. 2. Панель остекления кабины экипажа самолета Боинг 747

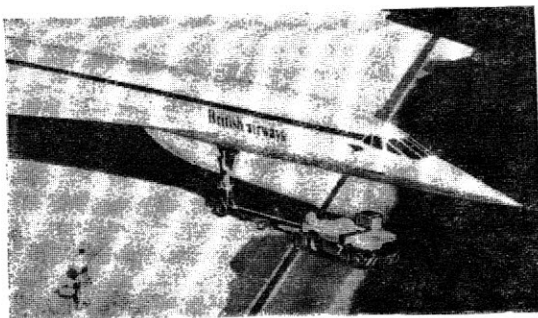
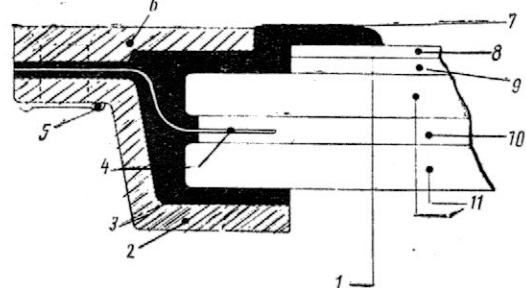


Рис. 1. Остекление кабины экипажа самолета «Конкорд»



1—электропроводящая обогревательная пленка «Хайвиз»; 2—окантовка Z-образного сечения; 3—формованная вставка; 4—гибкая закрапка; 5—герметичное уплотнение; 6—наружная окантовка; 7—наружное уплотнение; 8—наружный 3-мм слой стекла «Тен Твенти»; 9—4-мм прослойка из поливинилбутилар; 10—7-мм прослойка из поливинилбутилар; 11—12-мм силовые слои из стекла «Тен Твенти»

Рис. 3. Конструкция пятислоеного стекла «Тен Твенти» для кабины экипажа самолета Боинг 747

* Ramsden J. M. Aircraft glassmaker.

Flight International, 1979, v. 115, 28/IV, N 3658, p. 1302—1304.

назвать высокопрочное стекло «Тен Твенти» и бесцветную электропроводящую пленку «Хайвиз».

К значительным достижениям фирмы следует отнести разработку остекления кабины экипажа самолета «Конкорд» (рис. 1). Именно в это время была создана обладающая высокой прозрачностью и электропроводностью пленка «Хайвиз» и стекло «Тен Твенти», отвечающее термическим и оптическим требованиям в условиях сверхзвукового полета и выдерживающее удары птиц в полете с большой скоростью. Фирма Триплекс до сих пор выпускает в качестве запчастей длинные панели остекления отклоняемого фюзеляжного носка самолета «Конкорд». При большом наклоне этих панелей было исключительно трудно обеспечить высокие оптические свойства. Сейчас этот технический уровень уже превзойден, и фирма считает, что могла бы снизить вес остекления самолета «Конкорд» не менее чем на 40 кгс.

Важную роль в развитии технического потенциала фирмы Триплекс сыграло ее участие в решении проблем, связанных с расслоением остекления самолетов «Трайидент» и VC.10. В результате проведенных усовершенствований срок службы этого остекления с 1500 ч был доведен более чем до 10 000 ч (он определяется не прочностью самого остекления, а работой электропроводящего слоя). Получение заказов на остекление кабины экипажа самолетов «Конкорд», Боинг 747 и «Харриер» фирма в значительной мере связывает с успешной разработкой оборудования для ресурсных испытаний.

В 1971 г. фирма Боинг столкнулась с трудностями при обеспечении ресурса остекления на самолете Боинг 747 — в некоторых случаях срок службы не превышал 1000 ч. За 18 месяцев фирма Триплекс разработала, испытала и поставила заказчику новое остекление (рис. 2, 3), включающее два силовых слоя стекла «Тен Твенти» толщиной по 12 мм с разделяющей их 7-мм прослойкой из поливинилбутирала. Эта прослойка снабжена закраинами из стеклоткани, предназначенными для восприятия нагрузок при повреждении двух силовых слоев. Наружный 3-мм слой стекла

«Тен Твенти» отделен от остальных прослойкой из поливинилбутирала толщиной 4 мм и изнутри снабжен покрытием из электропроводящей пленки «Хайвиз» для обогрева всей наружной поверхности остекления в условиях обледенения.

В начале 1979 г. максимальная наработка остекления фирмы Триплекс на самолете Боинг 747 составила 18 926 ч — его заменили в связи с истечением ресурса электропроводящей пленки.

Фирма Триплекс выпускает также остекление кабины экипажа для самолетов А-300 и ДНС «Дэш» 7. В апреле 1979 г. принято решение об использовании изделий фирмы Триплекс для остекления кабины экипажа разрабатываемых самолетов Боинг 767. Комплект панелей фирмы Триплекс оказался на 18 кгс легче, чем изделия конкурентов.

В каждом случае проектировщики самолета заново решают вопрос о выборе плоских или изогнутых панелей остекления. На самолете Боинг 767 лобовое остекление будет плоским, возможно, в результате осложнений, возникших в начале эксплуатации самолета Боинг 747. С увеличением ширины фюзеляжа аэродинамические преимущества изогнутого остекления становятся все менее ощутимы, тогда как на скоростных самолетах небольшого размера они очень заметны, в частности, способствуют снижению шума в кабине. Предполагается, что в будущем все большее число узкофюзеляжных самолетов будет оснащаться изогнутым остеклением, хотя бы для экономии топлива.

Геометрия остекления современных самолетов имеет следующие особенности: на самолете Боинг 767 две лобовые панели остекления плоские, четыре боковые — изогнутые; на L-1011 две лобовые панели изогнутые, четыре боковые — плоские; на самолетах А-300 и А-310 все панели остекления плоские; на самолете DC-10 две лобовые панели плоские, четыре боковые — изогнутые; на самолете Боинг 747 две лобовые — изогнутые, четыре боковые — плоские.

Референт В. И. Шубин.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 9, 1—32.

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

Технический редактор Т. Ф. Рыкун

Корректор Л. Д. Морозова

Сдано в набор 03.04.81.
Высокая печать.

Подписано в печать 19.05.81.
Бум. л. 2.

Формат бумаги 60×90^{1/8}.
Усл. печ. л. 4.

Типографская № 1.
Тираж 2881 экз.

Литературная гарнитура.
Цена 55 коп.

Типография ЦАГИ. Заказ 1344.

