

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Программа разработки многоцелевого европейского истребителя нового поколения	1
Разработка и оценка средств ламинаризации обтекания транспортных самолетов в США	8
Самолет ПЛО Бритиш Аэроспейс „Нимрод“ MR Mk.2	17
Военно-транспортный самолет Локхид С-141В	20

УДК 629.735.33 : 623.74(4)

ПРОГРАММА РАЗРАБОТКИ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЕВРОПЕЙСКОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

С середины 1970-х годов ряд западноевропейских стран активно обсуждали возможность разработки и производства многоцелевого истребителя нового поколения*. Такая программа по стоимости могла бы превзойти пока крупнейшую из совместных западноевропейских программ — создание самолета «Торнадо». В зарубежной технической литературе новый самолет фигурировал сначала под английским обозначением TCA — Tactical Combat Aircraft, или в немецком написании TKF — Taktisches Kampfflugzeug, затем как европейский боевой самолет ECA — European Combat Aircraft и будущий боевой самолет FCA — Future Combat Aircraft. Обсуждения потенциальной совместной программы проводились на различных уровнях, однако сторонам не удавалось преодолеть многочисленные противоречия и приступить к созданию нового самолета. Западноевропейскими фирмами был рассмотрен ряд проектов перспективных истребителей, но до последнего времени ни один из них не был принят за основу для разработки многоцелевого истребителя нового поколения.

СОГЛАСОВАНИЕ ОБЩИХ ТРЕБОВАНИЙ К БУДУЩЕМУ ЕВРОПЕЙСКОМУ ИСТРЕБИТЕЛЮ

В 1983 г. идея создания европейского истребителя нового поколения начала реализовываться. В конце сентября 1983 г. на совещании министров обороны Англии, Франции и ФРГ в Париже было достигнуто соглашение о выработке штабами ВВС этих стран к концу 1983 г. совместных требований к будущему европейскому истребителю и рассмотрении органами планирования вооружений возможных проблем, связанных с реализацией этой программы (политических, экономических, технических, обусловленных различиями в использовании самолета и желаемых графиках разработки и производства).

Англия хотела бы принять новый самолет на вооружение уже в 1992 г., а Франция и ФРГ в 1995 г. Англии и Франции нужен истребитель завоевания превосходства в воздухе, но способный

атаковать и наземные цели, тогда как для ФРГ завоевание превосходства в воздухе является главным требованием [1].

На совещании в Лондоне 4 ноября 1983 г. требования к самолету FCA вместе с представителями Франции, Англии и ФРГ обсуждали представители Италии и Испании (этим странам был нужен новый истребитель ПВО) [2].

В декабре 1983 г. начальники штабов ВВС Англии, Франции, ФРГ, Италии и Испании на совещании в Бонне согласовали основные требования к «будущему европейскому истребителю» FEFA — Future European Fighter Aircraft, который позже стал официально именоваться «европейским истребителем» EFA — European Fighter Aircraft.

16 декабря 1983 г. был подписан документ «Общие требования штабов ВВС европейских стран к будущему европейскому истребителю», в котором зафиксированы согласованные оперативные характеристики истребителя нового поколения. Этот документ был передан министрам обороны пяти стран, а также руководителям национальных организаций, ведающих разработками систем оружия, с тем чтобы можно было начать оценку возможности создания нового самолета и подготовку предложений промышленных фирм в соответствии с изложенными требованиями.

После рассмотрения предложений штабами ВВС стран-участниц соглашения соответствующий отчет будет представлен (предположительно в июне 1984 г.) военным министрам для принятия дальнейших решений.

В приложении к соглашению предъявлены 18 различных профилей полета будущего самолета при выполнении боевых заданий [3].

Истребитель EFA должен заменить самолеты «Ягуар» ВВС Франции и Англии, самолеты F-4 Англии, ФРГ и Испании, самолет F-104 итальянских ВВС [4].

Следующий важный этап программы — соглашение о распределении работ и финансировании, которое должно быть выработано в 1984 г. для выдерживания намеченного графика программы. Ожидаются большие трудности в управлении этой многонациональной программой, хотя Англия,

* См. «ТИ» № 16, 1978.

ФРГ и Италия имеют опыт осуществления программы боевого самолета «Торнадо».

В отличие от США, западноевропейские страны поставлены перед двумя основными проблемами при осуществлении программ, подобных ЕФА:

кооперация и распределение работ для получения существенной экономии;

регулирование загрузки своих авиационных фирм во избежание перегрузок и спада их деятельности. Рабочая сила должна поддерживаться на неизменном уровне, несмотря на смену этапов программы.

Детальная спецификация проекта ЕФА и планы программы производства нового самолета должны быть выработаны в 1984 г. Самолет должен поступить на вооружение всех пяти стран-участниц программы в 1995 г. Для этого уже в 1984 г. должно быть принято решение о кооперации [5].

В феврале 1984 г. министры обороны Англии, Франции, ФРГ, Италии и Испании дали указания авиационным фирмам соответствующих стран начать предварительные исследования по истребителю FFA. Отчеты фирм будут получены в начале мая 1984 г. и обсуждены на встрече министров обороны указанных стран в конце мая [21].

Основное назначение нового самолета — завоевание превосходства в воздухе; кроме того, он должен использоваться для нанесения ударов по наземным целям. Зарубежные авиационные специалисты отмечают, что прежде различия в требованиях к новому истребителю у заинтересованных сторон исключали подобное соглашение. Однако благодаря повышению уровня авиационной техники создались условия, когда истребитель, оптимизированный для достижения превосходства в воздухе, может быть эффективным в операциях по наземным целям. Примером может служить американский многоцелевой истребитель Макдоннелл-Дуглас — Нортроп F-18. Будущий европейский истребитель получит дополнительные преимущества от усовершенствований, не использованных на самолете F-18: уменьшенный запас статической устойчивости, схема «утка» с треугольным крылом и т. д.

Зарубежные обозреватели отмечают, что относительная простота, с которой представителям штабов ВВС пяти европейских стран удалось согласовать свои требования к будущему истребителю, не исключает трудностей при решении проблем на уровне авиапромышленности. Возможно столкновение интересов авиапромышленностей Англии и Франции. Англия остро нуждается в программе нового боевого самолета, поскольку выпуск самолета «Торнадо» заканчивается в 1989 г., и производство нового истребителя надо начать в 1990 г. во избежание застоя в промышленности. Франция только недавно начала производство своего истребителя «Мираж» 2000 и не испытывает столь острой потребности в новой программе.

Английская фирма Бритиш Аэроспейс (BAe) считает необходимым начать производство нового истребителя в 1990 г. для получения экспортных заказов, в первую очередь от стран Ближнего Востока. В противном случае этот рынок будет наводнен американскими самолетами. Французская фирма Дассо-Бреге и здесь оказывается в выгодном положении, оставаясь единственным западно-

европейским поставщиком истребителей на мировом рынке до появления нового европейского истребителя [5].

По словам одного из функционеров НАТО, соглашение в значительной степени вызвано неблагоприятным для Западной Европы балансом торговли оружием с США (1 : 15). По мнению одного из официальных представителей США, соглашение является огромным достижением; если Европа хочет занять передовые и более независимые позиции в авиации, такой первый шаг абсолютно необходим. Американские промышленные круги более скептически относятся к соглашению. Один из представителей американской авиакосмической промышленности заявил, что он поверит в европейский самолет, только когда его увидит [6].

Наиболее подробные сведения о самолете ЕФА сообщил министр обороны ФРГ Вёрнер, выступая на пресс-конференции 15 декабря 1983 г.

Решено создать высокоманевренный одноместный двухдвигательный истребитель КВП с максимальным эксплуатационным числом $M > 1,8$. Считается, что максимальный взлетный вес самолета ЕФА будет равен ~ 17 тс, что по весовому классу ставит его между американскими истребителями Джeneral Дайнэмикс F-16 и Макдоннелл-Дуглас — Нортроп F-18. Вес пустого самолета ЕФА 8,5 тс, вес топлива во внутренних баках 4 тс.

Наиболее вероятно, что самолет будет выполнен по схеме «утка» с треугольным крылом в плане [7].

В требованиях к самолету особо подчеркиваются высокая маневренность и хорошие разгонные характеристики для эффективного ведения ближнего воздушного боя («поскольку половина встреч кончается воздушным боем»). Самолет должен выдерживать перегрузки от -3 до $+9$ с полным запасом топлива во внутренних баках, двумя УР AMRAAM и полным боезапасом для пушки. Разбег при взлете ограничивается 500 м (условия МСА $+15^\circ\text{C}$, полный запас топлива во внутренних баках, полный боезапас для пушки, две УР средней дальности и две УР малой дальности действия).

Самолет должен совершать посадку на участок ВПП длиной 500 м без вспомогательных аэродромных средств (задерживающих сетей и т. д.). О применении реверса тяги не упоминалось [3].

Считается, что самолет с запланированными характеристиками и коротким взлетом и вертикальной посадкой не может быть создан за время, отведенное для программы ЕФА. Кроме того, создание самолета ВВП исключалось из-за большой стоимости [3, 5].

На будущем самолете планируется применить многорежимную РЛС, обеспечивающую обнаружение и сопровождение целей на фоне земли. Предусматривается выделение приоритетных целей, одновременное слежение за восемью целями, автоматический выбор типа оружия и отображение инструкций по рекомендуемой в конкретной ситуации тактике боя. Режимы РЛС включают поиск по скорости, слежение при сканировании, вычисление дальности до целей при сканировании, сопровождение одиночной маневрирующей цели. Минимальная дальность действия РЛС ~ 93 км. Вероятность захвата цели с ЭПР 5 м^2 должна быть 85%. Вы-

сказывалось желание обеспечить дальность действия РЛС 148 км, однако такой радиолокатор обойдется очень дорого.

К требуемым режимам воздух — поверхность относятся: картографирование местности, вычисление дальности до объектов на земле, обход препятствий (режим следования рельефу местности не был указан в предварительных требованиях).

Самолет будет вооружен УР воздух — воздух AMRAAM (большой дальности), ASRAAM (средней дальности) и «Сайдундер» (для ближнего боя), а также одной или двумя пушками внутри планера (применение пушечных контейнеров исключается). Французские самолеты будут оснащаться разрабатываемой в настоящее время УР Матра Миса (Missile d'interception et de combat aerien) — «промежуточная» ракета воздушного боя с активной радиолокационной системой наведения на конечном участке траектории Томсон — CSF ADAMC (помимо пушки).

Для воздушного боя самолет может вооружаться шестью УР в любой комбинации. Для проведения ударных операций по наземным целям самолет должен быть способен нести подвесные грузы весом до 4,5 тс (оружие и топливные баки в любой комбинации). От самолета требуется малая заметность (радиолокационная, ИК и визуальная).

По некоторым сведениям, на самолете ЕФА будет применена электродистанционная система управления. Планируется запросить мнение промышленности относительно применения на самолете электронно-оптических систем обнаружения (упоминался факт успешного использования на истребителе Грумман F-14 небольшой телевизионной системы для сопровождения целей).

Считается целесообразным разместить систему РЭП внутри планера (а не в подвесном контейнере).

Требуемый радиус действия не определен, но считается равным 465—555 км.

Самолет должен обладать эксплуатационной автономностью (никакого аэродромного оборудования, за исключением устройств для заправки топливом и подвески оружия). Потребное время для подготовки самолета к повторному взлету на операцию воздух — воздух 20 мин (при одном работающем двигателе).

Была подчеркнута необходимость создания относительно дешевого самолета с точки зрения разработки, производства и эксплуатации. Целевая стоимость одного самолета ~70 млн. марок ФРГ (в ценах на середину 1983 г.).

Было сочтено целесообразным построить и испытать экспериментальный самолет до создания опытного истребителя (прототипа), близкого к серийной модели.

Расчетный ресурс самолета задан равным 3000 летных часов за 15 лет эксплуатации. Срок службы должен быть не менее 25 лет.

Пяти странам требуется ~800 новых истребителей: ФРГ — 250 самолетов, Франции — 200, Англии — 150—200, Италии — 100 и Испании — 100 самолетов.

Около 15% истребителей ФРГ будут двухместными тренировочными самолетами, способными выполнять все боевые операции в полете с одним летчиком [3].

Независимые исследования потенциального рынка, проведенные различными фирмами, показали, что по крайней мере 300 истребителей ЕФА могут быть проданы третьим странам, в основном на Ближнем и Среднем Востоке [8].

В связи с указанными выше сроками поступления самолета ЕФА на вооружение первый полет опытного самолета должен состояться в 1990—1991 гг. [5].

Возможны различные уровни технической «общности» моделей самолета для всех сторон: практически идентичные варианты (как в программе военно-транспортного самолета Трансаль С-160), варианты, отличающиеся оборудованием (как в случае самолета «Ягуар») и существенно отличающиеся варианты (как в случае программы учебно-боевого самолета «Альфа Джет»).

Франция занимает особую позицию, поскольку ей кроме истребителя АСТ 95 (Avion de Combat Tactique) для ВВС требуется новый самолет АСМ 95 (Avion de Combat Marine) для ВМС, который заменит палубные самолеты «Крусейдер» и «Этандар», причем раньше, чем будут заменены самолеты «Ягуар» и «Мираж» ШЕ. Палубный вариант самолета должен, естественно, иметь усиленное шасси и складывающиеся консоли крыла. Взлетный вес нового французского истребителя должен быть не больше, чем у самолета «Мираж» 2000 [9].

Начальник штаба ВВС Франции заявил, что совместная европейская программа будет «трудной», в том числе по причине особых требований ВВС Франции. План кооперации с четырьмя другими странами-участницами программы (или, в конечном счете, только с одной страной) должен быть выработан в 1984 г. Создание нового самолета только силами Франции таит большую опасность. «Нет сомнения в том, что в 1995 г. это будет прекрасный самолет, но проблема состоит в объеме заказов. Франции нужно не более 250—280 самолетов, включая 80 в палубном варианте».

Согласно требованиям к самолету АСТ 95, Франции необходим «небольшой» двухдвигательный одноместный истребитель. Вес пустого самолета должен быть 8,5 тс, максимальная скорость должна соответствовать числу $M \approx 1,8$ (потребная скорость броска больше прежних расчетных значений). Потребная тяга двигателя 7000 кгс [10].

Фирма ВАе намерена постепенно внедрять отдельные технические новшества с тем, чтобы организовать производство нового самолета в начале 1990-х годов. Первые самолеты могут оснащаться существующими двигателями RB.199 и рядом систем от самолета «Торнадо», в том числе усовершенствованным вариантом РЛС «Фоксхантер», применяемой на перехватчике «Торнадо» F.2. Фирма считает, что такой самолет может в 1990-х годах продаваться странам Ближнего и Среднего Востока. ВВС европейских стран-участниц программы могут использовать такой самолет до появления новых двигателей и систем (должна быть предусмотрена возможность модернизации самолета при минимальных доработках планера). Самолет с полным комплектом новых бортовых систем, даже если он поступит на вооружение в 1995 г., будет, по-видимому, запрещено экспортировать в течение нескольких лет [5].

ЭВОЛЮЦИЯ ТРЕБОВАНИЙ ВВС И ПРОЕКТОВ ЕВРОПЕЙСКОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ

В середине 1970-х годов ряд западноевропейских стран НАТО в связи с планами технического перевооружения своих ВВС начали изучать вопросы, связанные с созданием истребителей для принятия на вооружение в 1980—1990-х годах. Основную роль в разработке проектов и переговорах о кооперации в будущей программе играли Англия, ФРГ и Франция.

Разработка и рассмотрение проектов нового боевого самолета начались в Англии в 1969 г. с выпуска требований штаба английских ВВС AST (Air Staff Target) 396. Для замены истребителей-бомбардировщиков «Ягуар» и «Харриер» был необходим всепогодный ударный самолет со сверхкоротким взлетом и посадкой (ultra-Stol). Такой самолет сочли слишком дорогим, и требования AST 396 были изменены в сторону смягчения условий в отношении взлетно-посадочных характеристик, но соответствующий этим требованиям самолет слишком напоминал истребитель-бомбардировщик Панавиа «Торнадо», чтобы имело смысл начинать новую программу.

В связи с предстоящим поступлением всепогодного самолета «Торнадо» на вооружение, запланированным на начало 1980-х годов, ВВС Англии, пересмотрев старые требования, вскоре сформулировали новые под обозначением AST 403. Для замены истребителей-бомбардировщиков «Ягуар» и «Харриер» теперь требовался относительно простой самолет (условие всепогодного применения исключалось) для действия по наземным целям, но обладающий средствами обороны против истребителей противника.

В 1979 г. ВВС Англии выпустили требования AST 409 к будущему дозвуковому самолету К/ВВП, в качестве которого был выбран «Харриер» GR.5 (американское обозначение AV-8B). В результате самолет, который мог быть создан в соответствии с требованиями AST 403, должен был заменить только самолет «Ягуар». Эти решения открывали путь трехсторонней программе создания истребителя, отвечающего требованиям Англии, Франции и ФРГ.

Планы ВВС Англии принять на вооружение «маневренный «Ягуар» в 1987 г. оказалось трудно согласовать с желанием ФРГ получить сверхманевренный истребитель завоевания превосходства в воздухе для замены самолетов «Фантом», хотя Франция также нуждалась в истребителе для замены своих самолетов «Ягуар», но несколько позже. Перенесение принятия нового самолета на вооружение на 1991—1992 гг. оказалось недостаточным для согласования планов реализации программы.

Однако основной причиной отказа от совместной разработки европейского боевого самолета ЕСА было недостаточное финансирование программы.

В июне 1981 г. английский министр обороны заявил, что Англия не может позволить себе создать самолет только для замены истребителя-бомбардировщика «Ягуар», причем слишком ранней. В конце 1980-х годов задачи, возлагаемые на са-

молет «Ягуар», должны выполняться самолетами «Торнадо» GR.1 и «Харриер» GR.5.

В июле 1981 г. министр вооружений Англии заявил в парламенте, что английским ВВС в середине 1990-х годов потребуется высокоманевренный истребитель, отвечающий условиям применения в Европе. Стало ясно, что ВВС Англии нужен истребитель для замены самолетов «Фантом», а не «Ягуар». Новый самолет должен быть способен эффективно вести воздушный бой при численном превосходстве самолетов потенциального противника и выполнять ударные операции против наземных объектов.

Новый истребитель должен заменить самолеты «Фантом» в Англии и ФРГ, применяемые для ПВО, с расширением спектра выполняемых заданий на завоевание превосходства в воздухе над зоной боевых действий, эскорт бомбардировщиков, защиту самолетов раннего радиолокационного обнаружения и самолетов-заправщиков. В качестве дополнительных заданий новый самолет должен выполнять операции против наземных целей, подобные возложенным в настоящее время на самолеты «Ягуар».

В конце 1970-х годов в разработку проектов будущих истребителей включилась ФРГ, которой требовался новый истребитель для замены в 1990-х годах самолета F-4 «Фантом». В создании проектов активно участвовали западногерманские фирмы МВВ, VFW-Фоккер и Дорнье. Исследования были ориентированы на создание истребителя ПВО, который в качестве дополнительного задания должен наносить удары и по наземным целям. Свои работы фирмы проводили в контакте с американской авиапромышленностью (Дженерал Дайнемикс, Нортроп).

Французская фирма Дассо-Бреге также разрабатывала новые проекты на основе опыта создания истребителей «Мираж» 2000 и «Мираж» 4000.

В октябре 1979 г. на встрече министров обороны Англии, Франции и ФРГ было объявлено об уже начавшихся технических переговорах между фирмами ВАе, Дассо-Бреге и МВВ.

Эти фирмы разработали проекты самолета ЕСА и показали макеты своих самолетов на Ганноверской авиационно-космической выставке 1980 г.

Результаты оценки проектов «евроистребителя» ЕСА были получены в апреле 1980 г. Несмотря на отсутствие согласованных требований со стороны ВВС трех стран, фирмы выработали общую схему самолета — двухдвигательный, одноместный, «схемы «утка» с треугольным крылом — и наметили программу его разработки. Однако ряд важных вопросов (в первую очередь, финансовый) не был решен, и не были выработаны совместные оперативные требования к новому самолету.

Авиационные фирмы трех стран были ориентированы на рассмотрение проектов более дешевого истребителя с габаритами на треть меньшими, чем у самолета ЕСА. Результаты этих исследований были представлены в середине 1981 г., однако дальнейший ход работ застопорился в связи с экономическими трудностями стран-участниц. В ФРГ были отложены закупки ряда систем оружия, в Англии было объявлено о приостановлении исследований проекта в соответствии с требованиями AST 403 [5]. От проекта ЕСА отказались в

начале 1981 г. [11], однако независимые работы над проектами высокоманевренного истребителя продолжались. Фирма ВАе, например, на собственные средства разработала проект Р.110 и добивалась поддержки правительством и ВВС идеи создания нового самолета силами только Англии.

В сентябре 1982 г. было объявлено о совместной программе, организованной на уровне промышленности и осуществляемой фирмами ВАе, МВВ и Аэри-талия. Разрабатывался высокоманев-

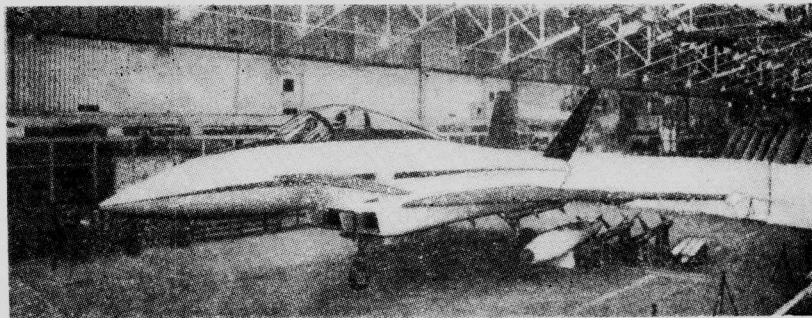


Рис. 1. Натурный макет истребителя АСА

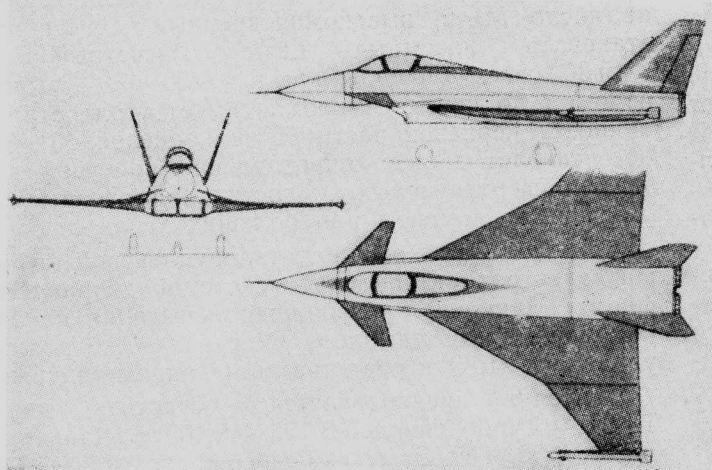


Рис. 2. Схема истребителя АСА

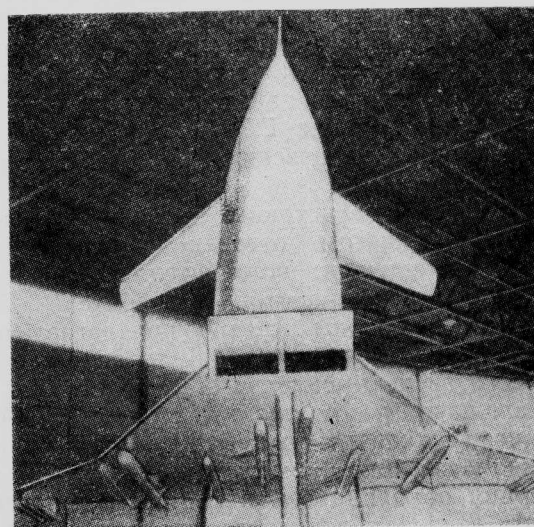


Рис. 3. Макет истребителя АСА с ракетным оружием

ренный скоростной истребитель под обозначением АСА (Agile Combat Aircraft). Английское министерство обороны объявило о выделении 70 млн. ф. ст. на создание экспериментального самолета [5].

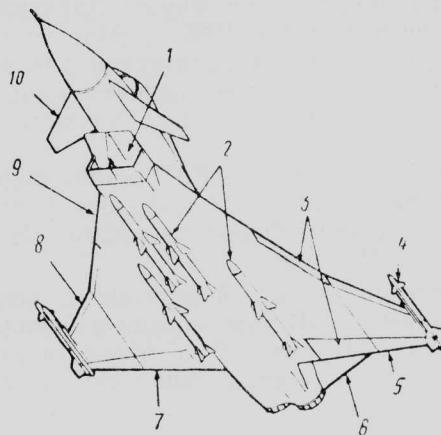
Натурный макет высокоманевренного самолета АСА (рис. 1) демонстрировался на авиационно-космических выставках 1982 г. в Фарнборо и 1983 г. в Париже.

При разработке проекта АСА (расчетный взлетный вес самолета 15 800 кгс, максимальное число $M=2$) особое внимание уделялось обеспечению самолету высокой эффективности в воздушном бою. Около 40% конструкции (крыло, рули направления, компоненты фюзеляжа) будет выполнено из углепластика. Согласно оценкам, вес планера должен быть на 15% меньше, чем при использовании традиционных материалов и технологии.

Предусматривалось использование системы обеспечения искусственной устойчивости, режимов непосредственного управления подъемной и боковой аэродинамическими силами, парирование реакции на турбулентность атмосферы при полете на малых высотах. Предусматривалось отклонение нижней рампы подфюзеляжного воздухозаборника вниз при малых скоростях и больших углах атаки и вверх — при больших скоростях. Особенности самолета АСА показаны на рис. 2—4 [12].

На выставке в Фарнборо 1982 г. были представлены также макеты истребителей по проектам за-

падногерманских фирм МВВ и Дорнье. Эти проекты являлись развитием прежних концепций фирм, изучавшихся по программе ТКФ [13].



1—воздухозаборник с отклоняемой нижней рамкой; 2—ракеты средней дальности, прилегающие к обшивке; 3—автоматически отклоняемые носки крыла и закрылки; 4—ракеты ближнего боя; 5—усовершенствованное крыло изменяемой кривизны; 6—двухкилевое вертикальное оперение; 7—прямая задняя кромка с эффективной механизацией; 8—концевые части крыла с умеренной стреловидностью; 9—корневые части крыла с большой стреловидностью (сверхзвуковое сопротивление, значительная вихревая составляющая подъемной силы при малых скоростях); 10—цельноповоротное переднее горизонтальное оперение

Рис. 4. Особенности истребителя АСА

Дальнейшие контакты заинтересованных сторон на уровне правительств, ВВС и авиационных фирм привели в 1983 г. к переговорам, завершившимся выработкой общих совместных требований к многоцелевому европейскому истребителю EFA [3].

ПРОГРАММЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

Созданию опытного самолета EFA должны предшествовать постройка и летные испытания экспериментальных самолетов, программы которых уже начаты в Англии и Франции. Эти самолеты предназначены для практической оценки технических решений, могущих найти применение на истребителе EFA. Летные испытания экспериментальных самолетов должны начаться в середине 1986 г. Английский экспериментальный самолет получил обозначение EAP (Experimental Aircraft Programme), французский — ACX (Avion de Combat Experimental).

По своей конфигурации экспериментальные самолеты во многом отвечают предварительному описанию будущего истребителя. Для сокращения времени разработки истребителя EFA министерство обороны Англии предлагает провести конкурсные летные испытания английского и французского экспериментальных самолетов.

Контракт на постройку самолета EAP был подписан накануне открытия Парижской авиационно-космической выставки 1983 г., на которой Франция объявила о начале программы создания своего экспериментального самолета ACX.

Английское правительство выделило на разработку и постройку самолета EAP 116 млн. долл. (Италия и ФРГ пока не оказали финансовой поддержки этой программе).

Самолет EAP, имеющий конфигурацию будущего истребителя АСА, будет построен фирмами ВАе и МВВ при участии фирмы Аэриталия и совершит первый полет в 1986 г. Этот чисто демонстрационный самолет предназначен для показа «в работе» технических усовершенствований, которые предполагается применить на будущем истребителе.

В разработке самолета EAP, кроме фирмы ВАе, участвуют шесть других английских фирм: Лукас Аэроспейс, Даути, Ферранти, Смит Индастриз, Роллс-Ройс и Маркони.

Итальянская фирма Аэриталия и западногерманская фирма МВВ участвовали в начальной фазе программы. Италия и ФРГ будут участвовать в постройке и летных испытаниях самолета (фирма

Аэриталия будет строить крыло для одного из двух самолетов, фирма МВВ — некоторые элементы конструкции).

Фирма ВАе рассчитывала, что второй демонстрационный самолет будет построен фирмой МВВ, что облегчило бы путь к разработке опытного образца и сохранению партнерства, налаженного в связи с осуществлением программы самолета «Торнадо». Однако ФРГ пока не согласилась на участие в создании экспериментальных самолетов ни с Англией, ни с Францией [5].

На выставке в Фарнборо были представлены следующие сведения о демонстрационном самолете. Он должен быть одноместным, рассчитанным на число $M=2$, высокоманевренным, способным атаковать наземные цели. Расчетный вес ~15 800 кгс, площадь крыла ~53 м². Крыло с изломом по передней кромке имеет угол стреловидности корневой части 60° и концевой 40°. Это обеспечивает малое сопротивление корневой части при сверхзвуковых скоростях, достаточные управляющие моменты при больших углах атаки.

Самолет будет оснащен квадруплексной цифровой электродистанционной системой управления фирмы Маркони, проходившей испытания на экспериментальном самолете «Ягуар». Она должна управлять ПГО и средствами механизации крыла.

Самолет предполагается оснастить двумя ТРДДФ Турбо-Унион RB.199 Mk.103 с удлиненными на 0,36 м соплами (как на перехватчике «Торнадо») для улучшения характеристик на больших высотах, но без реверсеров тяги. Тяга каждого двигателя ~8800 кгс, что обеспечит самолету тяговооруженность ~1,2 [11].

На рис. 5 показана первоначальная схема экспериментального самолета EAP. Позже фирма ВАе несколько переработала проект самолета EAP, который будет однокилевым, с измененными воздухозаборником и передним оперением. Первоначальное крыло с изломом по передней кромке сохранено [4].

На Парижской авиационно-космической выставке 1983 г. фирма Дассо-Бреге показала натуральный макет экспериментального боевого самолета ACX (рис. 6), выполненного по схеме «утка» с треугольным крылом, имеющим излом по передней кромке, передним горизонтальным оперением перед кабиной летчика и однокилевым вертикальным оперением. Полукруглые регулируемые воздухозаборники с полуконусами расположены под развитыми наплывами крыла. Доля композиционных материалов (главным образом на основе волокон углерода и кевлара) в конструкции самолета

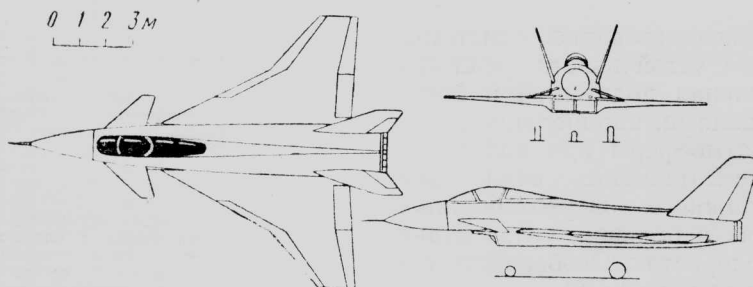


Рис. 5. Первая из опубликованных схем экспериментального самолета EAP

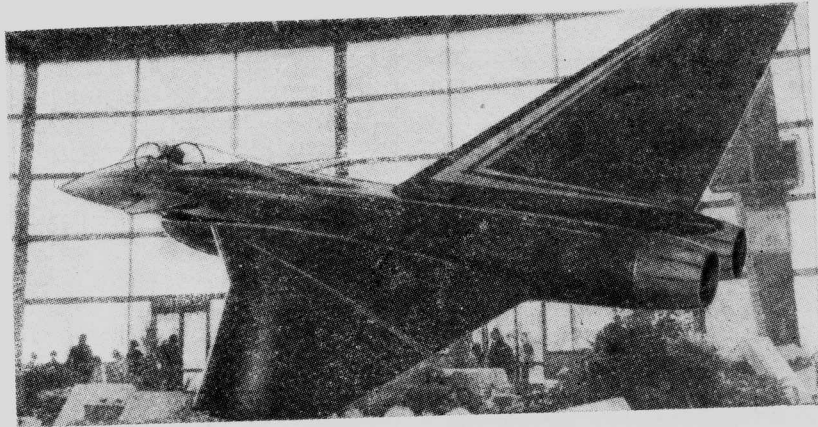


Рис. 6. Натурный макет экспериментального самолета АСХ

та может превысить 50%. Центральная часть фюзеляжа будет металлическая. Детали из титановых сплавов будут изготавливаться методами сверхпластического формования и диффузионной сварки. Самолет будет оснащен двумя ТРДД Джеренал Электрик F404 с форсажной тягой по 7500—8000 кгс [14, 15].

Цифровая электродистанционная система управления будет разработана на основе системы истребителя «Мираж» 2000, но на более высоком техническом уровне [16]. Могут быть применены волоконно-оптические линии передачи данных, усовершенствованные индикаторы, речевые средства управления некоторыми системами [14, 15].

Фирма Томсон-CSF разрабатывает новую РЛС RDX, которая будет объединена с дифракционным индикатором на лобовом стекле с широким полем зрения и нацеленным прицелом-индикатором. Эта многорежимная РЛС будет одновременно следить за несколькими целями и обеспечивать пуск разрабатываемых фирмой Матра ракет воздух — воздух Mica [16].

Весовые и геометрические параметры экспериментального самолета не сообщаются. По мнению специалистов, вес пустого самолета будет равен ~10 тс, боевой вес не превысит 15 тс.

Самолету будет обеспечена хорошая управляемость, в том числе при больших углах атаки, а также хорошие взлетно-посадочные характеристики (короткий взлет и посадка) [14, 15].

При разработке конструкции и кабины широко используются САПР.

Общие затраты на постройку, разработку и испытания самолета АСХ составят 1,8 млрд. фр. [16].

Начальник штаба французских ВВС сообщил, что экспериментальный самолет АСХ будет соответствовать проекту самолета АСТ 95 [10].

РАБОТЫ В ОБЛАСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ДРУГИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ИНТЕРЕСАХ ПРОГРАММЫ EFA

Соглашением не оговорен тип двигателя для самолета EFA. Новый истребитель может быть оснащен двигателями SNECMA M88 или усовершенствованным вариантом ТРДДФ Турбо-Унион RB.199 [17]. Международная фирма Турбо-Унион,

выпускающая ТРДДФ RB.199 для самолета «Торнадо», предлагает для истребителя EFA новый двухвальный двигатель XG 20. Планируется использовать каскад высокого давления двигателя RB.199. Новый двигатель с тягой в классе 9060 кгс будет оптимизирован для воздушного боя на больших высотах. Разработку нового двигателя нужно начать немедленно.

Возможно использование «промежуточного» двигателя на основе трехвального RB.199 Demo 1A (имеющего на высоте на 40% большую тягу, чем исходный вариант). Фирма уже провела испытания этого двигателя [18].

Французская фирма SNECMA считает себя ведущей в области разработки двигателя для истребителя нового поколения. Создаваемый ею ТРДДФ M88 должен иметь оптимальное соотношение между расходами топлива на крейсерском режиме и на максимальном боевом режиме [10]. По программе M88 будет создано несколько вариантов двигателя с тягой от 7000 кгс до 11—12 тыс. кгс [9]. ТРДДФ M88 будет легче и экономичнее, чем двигатель M53, используемый на истребителе «Мираж» 2000.

6 января 1984 г. фирма начала стендовые испытания демонстрационного варианта двигателя M88 [17].

Демонстрационный ТРДДФ имеет тягу 4700 кгс без форсажа и 7500 кгс с форсажем. Расчетный бесфорсажный удельный расход топлива 0,78 кгс/кгс-ч (1,86 кгс/кгс-ч с форсажем), длина 3,8 м, диаметр менее 1 м. Вес 880 кгс (по другим данным 903 кгс). Система регулирования цифровая электронная. Коэффициент двухконтурности 0,5, степень повышения давления значительно больше 20. По своим характеристикам двигатель M.88 сравним с американским ТРДДФ Джеренал Электрик F404.

Лопатки турбины, разработанные в рамках исследовательской программы DEXTRE (Développement Exploratoire), способны работать при повышенных температурах. Рабочая температура газов перед турбиной, установленная для первого этапа испытаний двигателя M.88 (1673 К), значительно превышена. Фирма считает, что лопатки турбины могут длительно работать при температуре 1770 К и при 1850 К на чрезвычайных режимах [9].

Начальник штаба ВВС Франции отметил, что будущий истребитель может оснащаться двигателями различного типа в зависимости от выбора каждой страны-участницы [10].

Двигатель М.88 не будет готов к началу испытаний экспериментального самолета АСХ, который поэтому будет оснащен двигателем Дженерал Электрик F404.

На английском экспериментальном самолете также будет использоваться не усовершенствованный вариант RB.199, а ТРДДФ RB.199 Mk.104, который предназначается для перехватчика «Торнадо» (поставки этого двигателя начнутся в первой половине 1984 г.) [17].

С 1979 г. фирма ВАе разрабатывает демонстрационную бортовую радиоэлектронную систему ASD (Avionic System Demonstrator), испытать которую предполагалось на экспериментальном истребителе. Целью этих работ является объединение бортовых радиоэлектронных систем и систем управления. Эта программа позволит уменьшить вес и повысить живучесть радиоэлектронного оборудования, оптимизировать состав и размещение приборов в кабине экипажа, повысить боевую эффективность самолета. После двух первых этапов экспериментирования с существующим и новым оборудованием предполагается на третьем этапе работ создать в начале 1985 г. стенд, объединяющий все системы и оборудование для имитации сигналов внешних датчиков [19].

Фирма ВАе работает также над системой речевого управления, которая может быть использована на будущем истребителе.

Авиационные специалисты Англии, Франции, ФРГ и Италии с 1982 г. разрабатывают оборудова-

ние кабины экипажа перспективного истребителя. Осенью 1983 г. работы находились на стадии перспективных исследований. Решались вопросы об оптимальном числе индикаторов на ЭЛТ, составе и символике отображаемой информации. Рассматривается возможность применения на самолете боковой ручки управления [20].

1. Interavia Air Letter, 1983, 27/IX, N 10348, p. 5—6.
2. Interavia Air Letter, 1983, 11/XI, N 10381, p. 1.
3. Interavia Air Letter, 1983, 19/XII, N 10406, p. 1—3.
4. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 16/I, N 3, p. 22.
5. Flight International, 1983, v. 124, 31/XII, N 3895, p. 1729—1730.
6. Aerospace Daily, 1983, v. 124, 7/XII, N 24, p. 186—187.
7. Flight International, 1984, v. 125, 7/I, N 3895A, p. 2.
8. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 2/I, N 1, p. 17.
9. Air et Cosmos, 1984, 28/I, N 986, p. 8, 9, 13.
10. Interavia Air Letter, 1984, 27/I, N 10431, p. 2, 5.
11. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, XI, N 11, p. 1191—1192.
12. Flight International, 1983, v. 123, 21/V, N 3863, p. 1372.
13. Air et Cosmos, 1982, 11/IX, N 919, p. 4, 31.
14. Air et Cosmos, 1983, 4/VI, N 957, p. 41, 61.
15. Le Quotidien du Salon le Bourget, 1983, 28/V, N 3, p. 27.
16. Flight International, 1983, v. 124, 12/XI, N 3888, p. 1294.
17. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 23/I, N 4, p. 17.
18. Flight International, 1983, v. 124, 24/XII, N 3894, p. 1658.
19. Flight International, 1983, v. 124, 17/IX, N 3880, p. 752.
20. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 28/XI, N 22, p. 153.
21. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 20/II, N 8, p. 13.

Референт Ю. Я. Шилов.

УДК 629.735.33.015.3(73)

РАЗРАБОТКА И ОЦЕНКА СРЕДСТВ ЛАМИНАРИЗАЦИИ ОБТЕКАНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ В США *

Ламинаризация обтекания летательного аппарата сулит значительное снижение его лобового сопротивления и, следовательно, экономию топлива. Изучение средств УПС (управление пограничным слоем) было начато в 1930-х годах и продолжено в 1940-х годах в связи с разработкой теории устойчивости пограничного слоя. Методы анализа устойчивости, созданные Толлмином и Шлихтингом, были подтверждены экспериментами Шубауэра и Скрэмстедом.

Из теории следовало, что ламинарное обтекание может быть обеспечено путем создания благоприятных градиентов давления или умеренным отсосом пограничного слоя. Разработка пассивных методов стабилизации ламинарного обтекания

созданием благоприятных градиентов давления — направление работ, известное под обозначением NLF (Natural Laminar Flow) — привело к созданию ламинаризованных профилей шестизначной серии NASA. Одновременно изучались активные средства УПС путем отсоса пограничного слоя — направление, известное как LFC (Laminar Flow Control). В США в конце 1950-х годов был испытан в полете самолет F-94 с дополнительной внешней оболочкой на части его прямого крыла, обслуживаемой системой отсоса, а в 1960-х годах — экспериментальный самолет X-21 (модифицированный бомбардировщик WB-66) со стреловидным крылом, оснащенным системой УПС. Эти летные эксперименты сняли все сомнения в достижимости ламинарного обтекания в реальных полетных условиях, однако и после испытаний остались проблемы создания крыла (на основе уровня техники того времени) с достаточно гладкой поверхностью и

* Wagner R. D., Fischer M. C. Developments in the NASA transport aircraft laminar flow program. AIAA Paper N 83—0090.

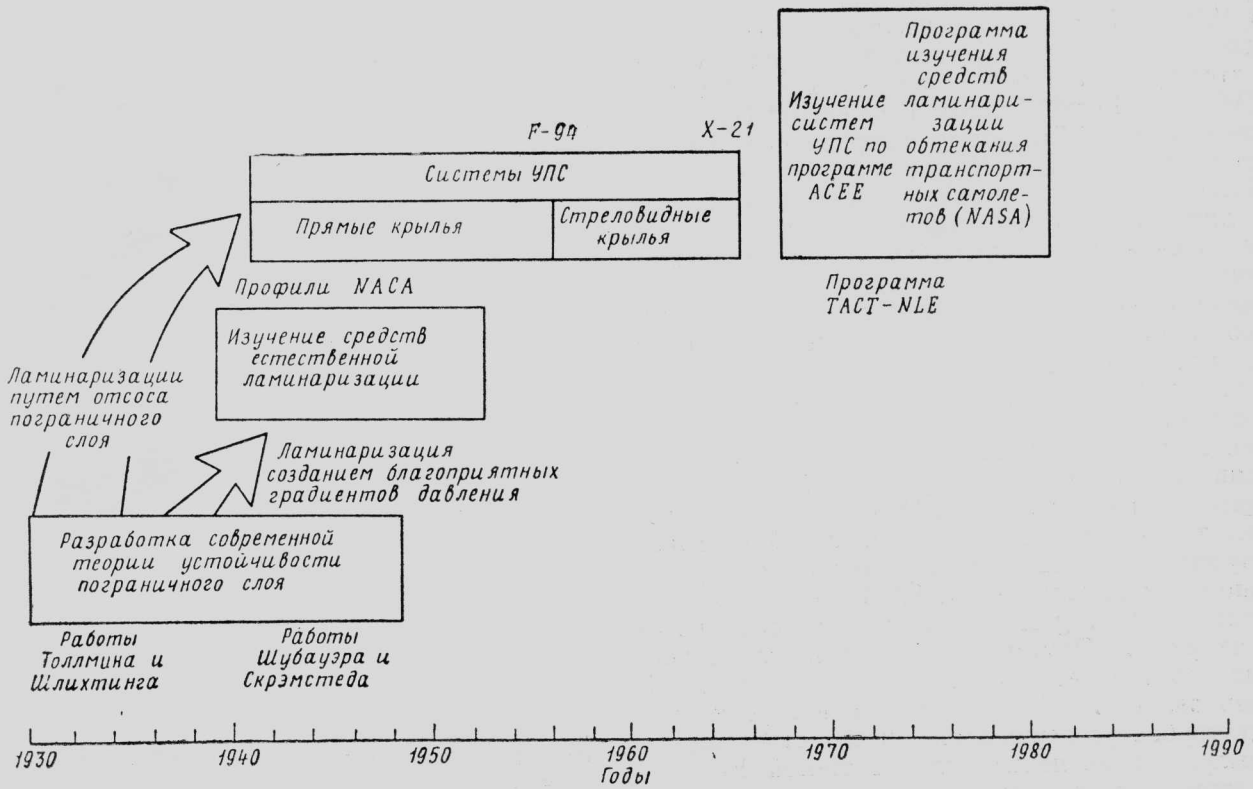


Рис. 1. Исследования в области средств ламинаризации обтекания летательных аппаратов

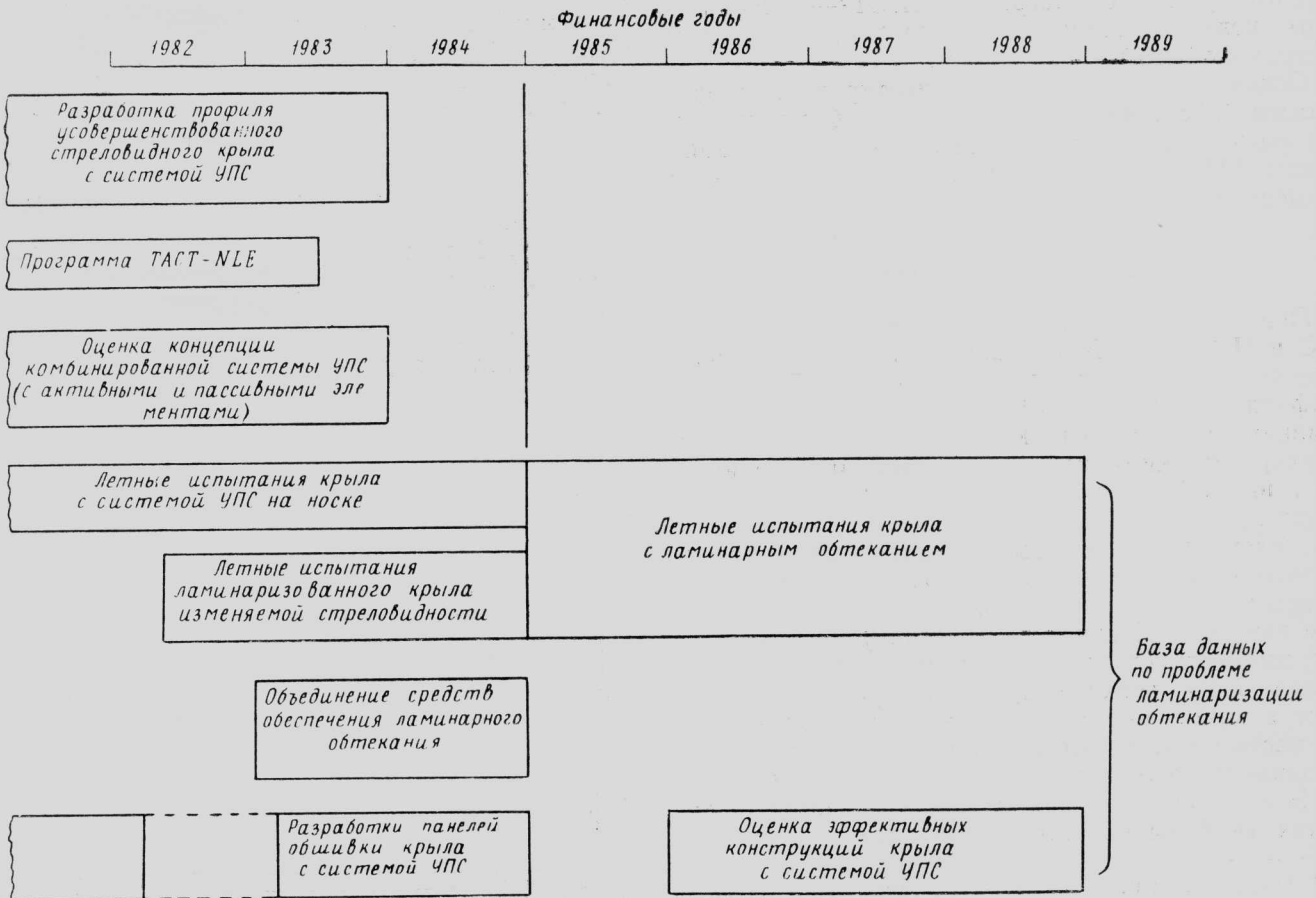


Рис. 2. Программа изучения средств ламинаризации обтекания транспортных самолетов (NASA)

поддержания требуемой чистоты поверхности крыла при эксплуатации самолета.

В 1976 г. NASA начало реализацию исследовательской программы повышения энергетической эффективности самолетов, получившей обозначение ACEE (Aircraft Energy Efficiency). Одной из тем программы ACEE было направление LFC — изучение систем УПС. На первом этапе программы были рассмотрены и оценены концепции систем УПС для транспортных самолетов, в том числе с точки зрения их практического использования. Второй этап работ начался в 1979 г. и имел целью дальнейшее изучение основных технических проблем создания систем УПС, выявленных на первом этапе (разработка трансзвуковых профилей крыла с системой УПС, конструкций панелей обшивки и носков такого крыла).

Основные этапы исследований систем ламинаризации представлены на рис. 1. В результате бюджетных ограничений NASA сосредоточило все работы по системам УПС в специальной программе изучения средств ламинаризации обтекания транспортных самолетов (NASA Transport Aircraft Laminar Flow Program), тематика которой показана на рис. 2. Помимо завершаемых или законченных работ по второму этапу программы ACEE (по направлению LFC — испытания в аэродинамических трубах усовершенствованного стреловидного крыла, летные испытания с системой УПС на носке крыла, разработка панелей крыла с УПС; по направлению EET¹ — оценка концепции комбинированной системы УПС с активными и пассивными средствами; летные испытания ламинаризованного крыла по программе TACT²—NLF) указаны новые направления переориентированной программы NASA.

Основными целями переориентированной программы NASA являются: создание базы данных для расчета самолетов с УПС; оценка концепций систем УПС; изучение вопросов практического применения систем УПС.

ТЕКУЩИЕ РАБОТЫ

При выполнении начального этапа программы LFC в НИЦ им. Лэнгли разрабатывался профиль усовершенствованного крыла с УПС. Геометрия профиля крыла (рис. 3) должна способствовать ламинарному обтеканию. Профиль отличается сверхкритическими условиями обтекания его верхней и нижней сторон и значением числа $M_{крит}$ (соответствующего интенсивному росту лобового сопротивления) как у усовершенствованных турбулентных сверхкритических профилей, но он обеспечивает крылу на порядок большее аэродинамическое качество. Носок с малым радиусом закругления способствует быстрому разгону потока в передней части верхней дужки профиля, поэтому отсос в этой зоне не требуется. «Срезанная» нижняя часть носка также имеет целью исключить необходимость отсоса на нижней дужке вблизи носка. Эти особенности при меньших локальных скоростях (и большей устойчивости ламинарного по-

тока к возмущениям) упрощают проблему установки средств механизации (типа щитков Крюгера) для улучшения характеристик крыла при малых скоростях.

В начале 1983 г. в аэродинамической трансзвуковой трубе переменного давления (размеры рабочей части 2,44 м) НИЦ им. Лэнгли проходили испытания крупномасштабной модели стреловидного

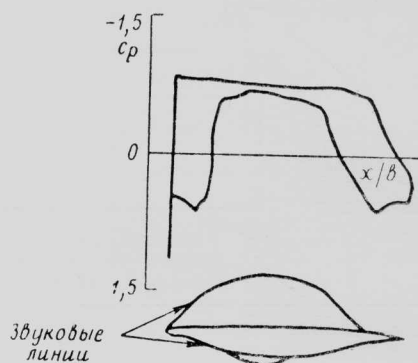
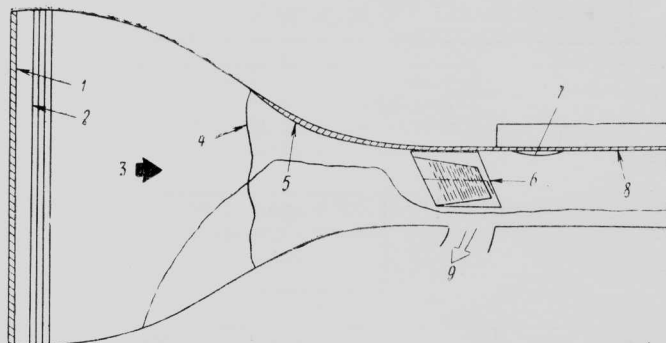


Рис. 3. Усовершенствованный профиль крыла с отсосом пограничного слоя

крыла с системой отсоса пограничного слоя (рис. 4). Цель испытаний состояла в определении эффективности отсоса через перфорированную (щелями или отверстиями) обшивку при сверхкритическом режиме обтекания. Модель крыла имела угол стреловидности 23°, хорду 2,15 м и относительную толщину 13%. Расчетное число Re , отнесенное к хорде, равно $20 \cdot 10^6$, коэффициент подъемной силы равен 0,55, число M (по нормали к передней кромке) — 0,755, число M набегающего потока — 0,82. Намечалось провести испытания при числе $Re = 40 \cdot 10^6$. С помощью закрылка с хордой $0,1 b_{кр}$ должны обеспечиваться нерасчетные случаи распределения давления.

Для проведения испытаний аэродинамическая труба была модифицирована для обеспечения уровня турбулентности ниже 0,05%. Были установлены спрямляющая решетка и пять противотурбулентных сеток и суживающие канал накладки на двух стенках для запыриания канала за рабочей частью. Облицовка внутренней поверхности трубы перед рабочей частью должна обеспечить моделирование условий обтекания стреловидного крыла бесконечного размаха.



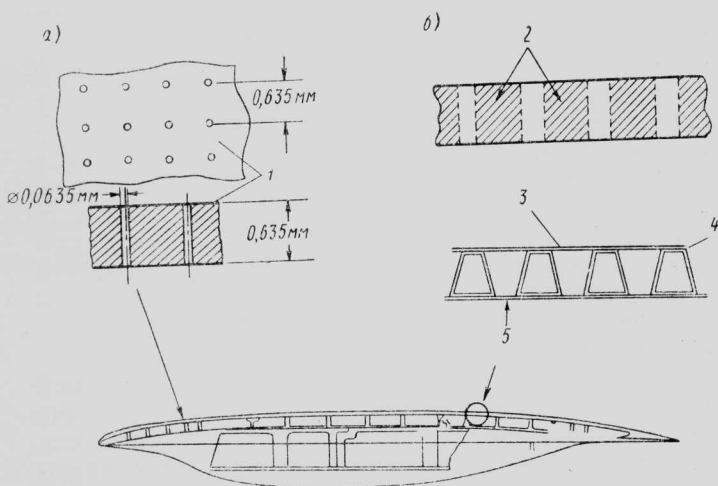
1—спрямляющая решетка («хоникомб»); 2—противотурбулентные сетки; 3—поток; 4—облицовка; 5—сопло; 6—модель крыла; 7—накладки на двух стенках для запыриания канала; 8—диффузор; 9—отсасываемый воздух

Рис. 4. Схема установки для испытаний модели крыла с отсосом пограничного слоя в НИЦ им. Лэнгли

¹ Energy Efficient Transport — программа изучения энергетически эффективного транспортного самолета.

² Transonic Aircraft Technology — программа летных испытаний усовершенствованного трансзвукового крыла.

Фирма Дуглас изготовила три панели для замены у испытываемой модели крыла верхней панели обшивки, имеющей щели для отсоса воздуха. Перфорация на новых титановых панелях толщиной 0,635 мм выполнена с помощью электронного луча (рис. 5). Диаметр каждого отверстия на внешней стороне панели 0,0635 мм, а на внутренней стороне диаметр примерно вдвое больше. Рас-



а—наружная титановая обшивка; б—конструкция панели крыла
1—внешняя поверхность; 2—полосы с перфорацией; 3—перфорированная титановая обшивка; 4—линия склейки; 5—подкрепляющая стеклопластиковая конструкция

Рис. 5. Конструкция экспериментального крыла

стояние между центрами отверстий 0,635 мм. Титановый лист приклеен к несущей сотовой стеклопластиковой панели с наполнителем в виде гофра, образующего каналы для прохода отсасываемого воздуха. Таким образом, поверхность титановой панели разделяется на проницаемые полосы, чередующиеся с непроницаемыми участками. Эксперимент позволит сравнить каналы со щелями и с перфорированными полосами для отсоса пограничного слоя.

Панели экспериментального крыла выполнены с учетом требований к гладкости поверхности, ее допустимых волнистости и отклонения от теоретических обводов, которые могут предъявляться к панелям натурного крыла.

РАЗРАБОТКА ПАНЕЛЕЙ ОБШИВКИ КРЫЛА С УПС

Центральной проблемой проектирования самолета с системой УПС является разработка крыла с системой отсоса пограничного слоя. На первом этапе программы NASA самолетостроительные фирмы должны были разработать предварительный проект самолета и его систему УПС. Помимо расчетов для оценки практической осуществимости проектов были проведены соответствующие испытания для решения ряда вопросов прочности, обтекания и влияния окружающих условий. Целью второго этапа программы — разработка панелей крыла — было дальнейшее развитие концепций конструкции, их оценка и выявление критических вопросов, относящихся к производству, надежности и стоимости.

В 1980 г. фирмам Локхид и Дуглас были выданы контракты, предусматривающие: 1) предварительное проектирование крыла, соответствующее начальному проекту самолета; 2) исследование

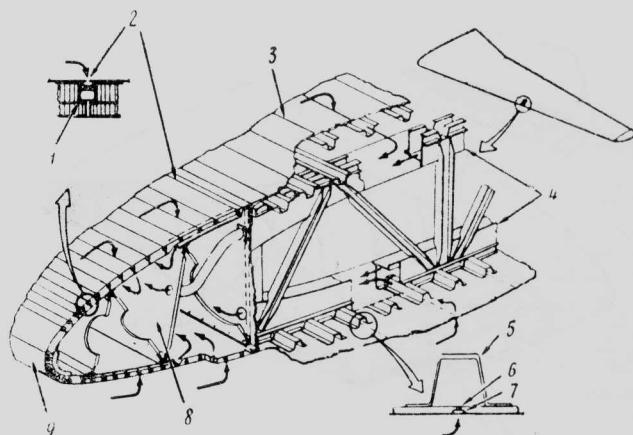
методов изготовления панелей обшивки крыла, отвечающих требованиям серийного производства; 3) проведение испытаний материалов и конструкций; 4) изготовление и испытание крупномасштабных панелей крыла для обоснования концепции. Полученные результаты этих работ являются весьма обнадеживающими и могут служить основой для дальнейших программ NASA или промышленных фирм.

Проектные концепции, выбранные фирмами Локхид и Дуглас, были существенно различными. В системе УПС фирмы Локхид каналы для отсоса пограничного слоя были выполнены в основной конструкции и отсос производился через щели вдоль размаха крыла. Фирма Дуглас решила применить перфорированную обшивку и систему отводящих каналов, в меньшей степени «интегрированную» в основную конструкцию.

Крыло фирмы Локхид, показанное на рис. 6, имеет в основном композиционную конструкцию, состоящую из толстой углепластиковой обшивки с \square -образными подкрепляющими элементами-стрингерами. Титановый лист со щелями приклеивается к углепластиковой обшивке. Отсасываемый воздух проходит через щель в канавку в композиционной обшивке и через регулирующие расход отверстия — в каналы внутри стрингеров \square -образного поперечного сечения. Полка каждой второй нервюры представляет собой канал, собирающий воздух из стрингеров и подающий его в основной канал, образованный носком крыла. Из основного канала воздух поступает к насосной системе, установленной под корневой частью консоли. Ламинарное обтекание поддерживается на участках верхней и нижней поверхности крыла до линии 75% хорд.

Было изготовлено 68 образцов деталей конструкции крыла для испытаний с целью проверки работы материалов, выбора и оценки концепции конструкции.

Сравнительная оценка ряда характеристик самолета с системой УПС и усовершенствованного самолета без такой системы дала результаты, представленные в таблице (цена топлива счита-



1—коллекторная канавка; 2—щели на носке крыла; 3—щели на центроплане крыла; 4—канал в полке нервюры; 5—канал в стрингере; 6—регулирующие расход отверстия; 7—коллекторная канавка; 8—перегородка в основном канале; 9—щели (на крейсерском режиме — для отсоса воздуха, при взлете — для вывода жидкости, препятствующей налипанию насекомых)

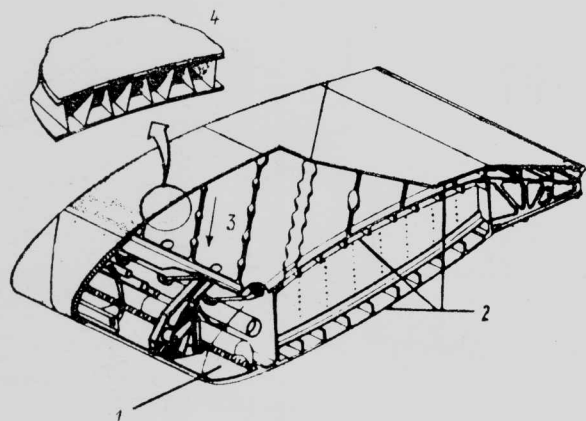
Рис. 6. Конструкция крыла, предложенная фирмой Локхид

Сравнение некоторых показателей транспортного самолета с системой УПС и усовершенствованного „турбулентного“ самолета ($M_{крейс} = 0,8$, 400 пассажиров, дальность полета 12 000 км)

	„Турбулентный“ самолет	„Ламинарный“ самолет	Изменение, %
Максимальный взлетный вес, кгс	293 000	268 000	- 8,5
Расход топлива, кгс	124 200	97 500	-21,7
Цена самолета, млн. долл.	79,2	81,1	
Увеличение цены, связанное с системой УПС, млн. долл.	—	1,9	—
Стоимость дополнительного топлива за год, млн. долл.	3,9	—	—

лась равной 0,397 долл./л). Расчеты показывают, что сэкономленное топливо за первые шесть месяцев эксплуатации самолета с системой УПС компенсирует дополнительные затраты при покупке такого самолета.

Крыло фирмы Дуглас имеет кессон углепластиковой конструкции с внутренними подкрепляющими стенками. Панели обшивки крепятся на кессоне с помощью стенок, ориентированных примерно вдоль хорды (рис. 7). Эти стенки образуют каналы для отсасываемого через панели воздуха, который поступает в основной отводной канал в носке крыла. Такая схема сбора воздуха имеет преимущества над схемой с каналами по размаху крыла, поскольку местные величины расхода воздуха и пути его движения таковы, что каналы могут иметь малую высоту, и уменьшение строительной высоты силового кессона может быть сведено к минимуму. Кроме того, дозированная подача воздуха к основным каналам может быть выполнена через удлиненные за передний лонжерон панели кессона без ущерба для его прочности. Позади заднего лонжерона сборные каналы ориентированы по размаху.



1—щиток Крюгера, служащий также защитным экраном; 2—силовой кессон углепластиковой конструкции; 3—поток отсосанного воздуха; 4—перфорированная титановая обшивка (отверстия пробиты электронным лучом)
Рис. 7. Конструкция крыла, предложенная фирмой Дуглас (отсос пограничного слоя только на верхней поверхности)

Отсос пограничного слоя осуществляется только с верхней поверхности крыла. Это дает определенные преимущества: могут быть использованы щитки Крюгера на носке крыла, достигаются приемлемые характеристики самолета при малых скоростях в случае применения небольших закрылков (ламинаризация на крейсерском режиме обеспечивается в зоне крыла до линии 85% хорд).

Отсос на нижней поверхности крыла исключил бы применение щитков Крюгера, и потребовались бы большие закрылки (30% хорды крыла) и крыло увеличенной площади, ухудшающее крейсерские характеристики самолета. Поскольку примерно две трети сопротивления трения крыла приходится на его верхнюю поверхность, наибольший эффект дает отсос пограничного слоя именно на верхней поверхности. Щитки Крюгера могут применяться как экраны для защиты поверхности крыла от налипания насекомых и повреждения поверхности крыла посторонними предметами при взлете и посадке.

Отсос только с верхней поверхности дает преимущества с точки зрения производства и технического обслуживания. Доступ во внутренние отсеки крыла можно обеспечить через лючки на его нижней поверхности. Обслуживание системы УПС упрощается, поскольку верхняя поверхность менее подвержена повреждениям при движении самолета по ВПП.

Проект крыла с отсосом пограничного слоя разрабатывался с учетом результатов других программ NASA, таких как программа композиционного крыла. Одна из первоначальных проблем — обеспечение требуемого минимума волнистости обшивки — была решена соответствующей укладкой слоев композиционного материала и применением сотового стеклопластикового подкрепления.

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ КРЫЛА С УПС НА НОСКЕ

Наиболее трудные проблемы УПС на гражданских транспортных самолетах связаны с обеспечением ламинарного обтекания на носке в эксплуатационных условиях. Одной из проблем является загрязнение носка крыла останками насекомых, нарушающее гладкость поверхности и способное вызвать отрыв ламинарного пограничного слоя в крейсерских условиях полета. Для оценки серьезности этой проблемы в начале осуществления программы изучения систем УПС был проведен летный эксперимент с использованием административного реактивного самолета Локхид «Джетстар». На носке одной консоли этого самолета были укреплены четыре ориентированные по хорде полосы с различными покрытиями, установлены приемники полного давления (на верхней поверхности крыла с целью определения области перехода пограничного слоя в турбулентное состояние) и ряд форсунок (на нижней поверхности) для создания водяной защитной пелены на носке. Испытания (без включения форсунок) показали, что насекомые могут налипать на носок и нарушать ламинарность обтекания. Покрытия обшивки (орошаемое водной лентой из тефлона, органо-силиконовое покрытие, водоотталкивающее покрытие обтекательной антенн РЛС) оказались недостаточно эффектив-

ными для предотвращения налипания насекомых. В 15 полетах по маршрутам гражданских самолетов была продемонстрирована сезонная и географическая зависимость загрязнения носка. Полеты в сельскохозяйственных районах, изобилующих насекомыми, показали эффективность защиты носка с помощью водяных струй. Этот ограниченный эксперимент показал необходимость в системе очистки поверхности носка крыла.

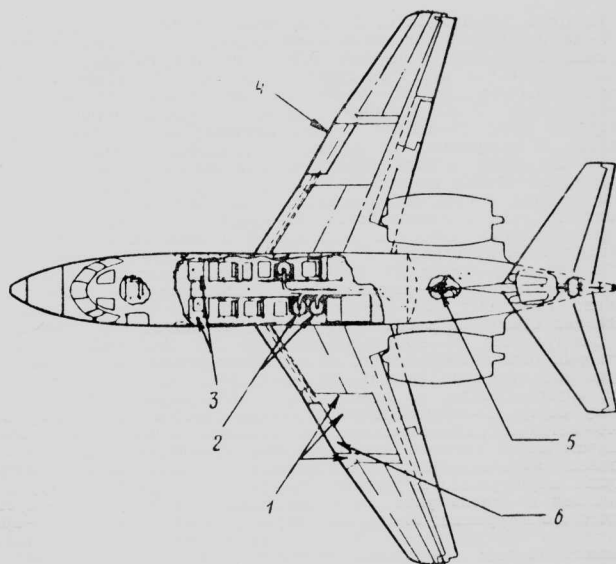
Запланированный летный эксперимент LEFT (Leading Edge Flight Test—летные испытания крыла с УПС на носке) имеет целью оценку эффективности систем УПС на носке крыла, разработанных за последние годы. На носках обтекателей крыла самолета «Джетстар» будут установлены системы УПС путем отсоса пограничного слоя с форсунками очистки носка и противообледенительными устройствами, изготовленные фирмами Дуглас и Локхид. Эти системы были испытаны в условиях воздействия различных нагрузок, разрядов молнии, коррозионных сред, дождевой эрозии, повышенных температур и влажности, ударов посторонних предметов. Были разработаны методы ремонта носка. Испытания показали возможность создания носка крыла с системой УПС, отвечающего аэродинамическим требованиям, без неприемлемых финансовых или весовых издержек.

В системе фирмы Локхид, аналогичной показанной на рис. 6, предусмотрена защита носка с помощью очищающей и противообледенительной жидкости, выводимой через щели в обшивке ниже линии присоединения пограничного слоя. Испытания в аэродинамической трубе подтвердили эффективность такой защиты. Носок для эксперимента LEFT имеет щели шириной 0,1 мм вдоль размаха на верхней и нижней поверхностях носка до переднего лонжерона. Внешняя титановая обшивка толщиной 0,405 мм приклеена к сотовой панели с углепластиковой обшивкой и наполнителем из материала номекс. Отсос осуществляется через систему щелей, отверстий и коллекторов в сотовом наполнителе. Шесть щелей вблизи передней кромки имеют двойное назначение: через них выводится обледенение для очистки носка и предотвращения его обледенения, а в крейсерском полете отсасывается воздух пограничного слоя.

В системе фирмы Дуглас, подобной представленной на рис. 7, для защиты носка от налипания насекомых используется щиток Крюгера. Испытания в аэродинамической трубе показали эффективность такого средства для защиты от тяжелых насекомых, но не исключили необходимости в струйной системе смыва более легких насекомых в некоторых зонах крыла.

Носок фирмы Дуглас имеет титановую обшивку, приклеенную к стеклопластиковой слоистой панели (рис. 7). Полости гофра служат каналами для отводимого воздуха. Перфорация аналогична показанной на рис. 5, отсос осуществляется только на верхней поверхности носка. Форсунки для смыва насекомых и подачи антиобледенительной жидкости установлены на нижней поверхности щитка Крюгера.

Схема экспериментального самолета «Джетстар» с системами УПС фирм Дуглас и Локхид представлена на рис. 8. Секции крыла, обслуживаемые системами УПС, имеют обводы, обеспечи-



1—зализы; 2—клапаны для управления распределением интенсивности отсоса; 3—пульт оператора систем УПС; 4—система УПС фирмы Дуглас; 5—насосная газотурбинная установка; 6—система УПС фирмы Локхид

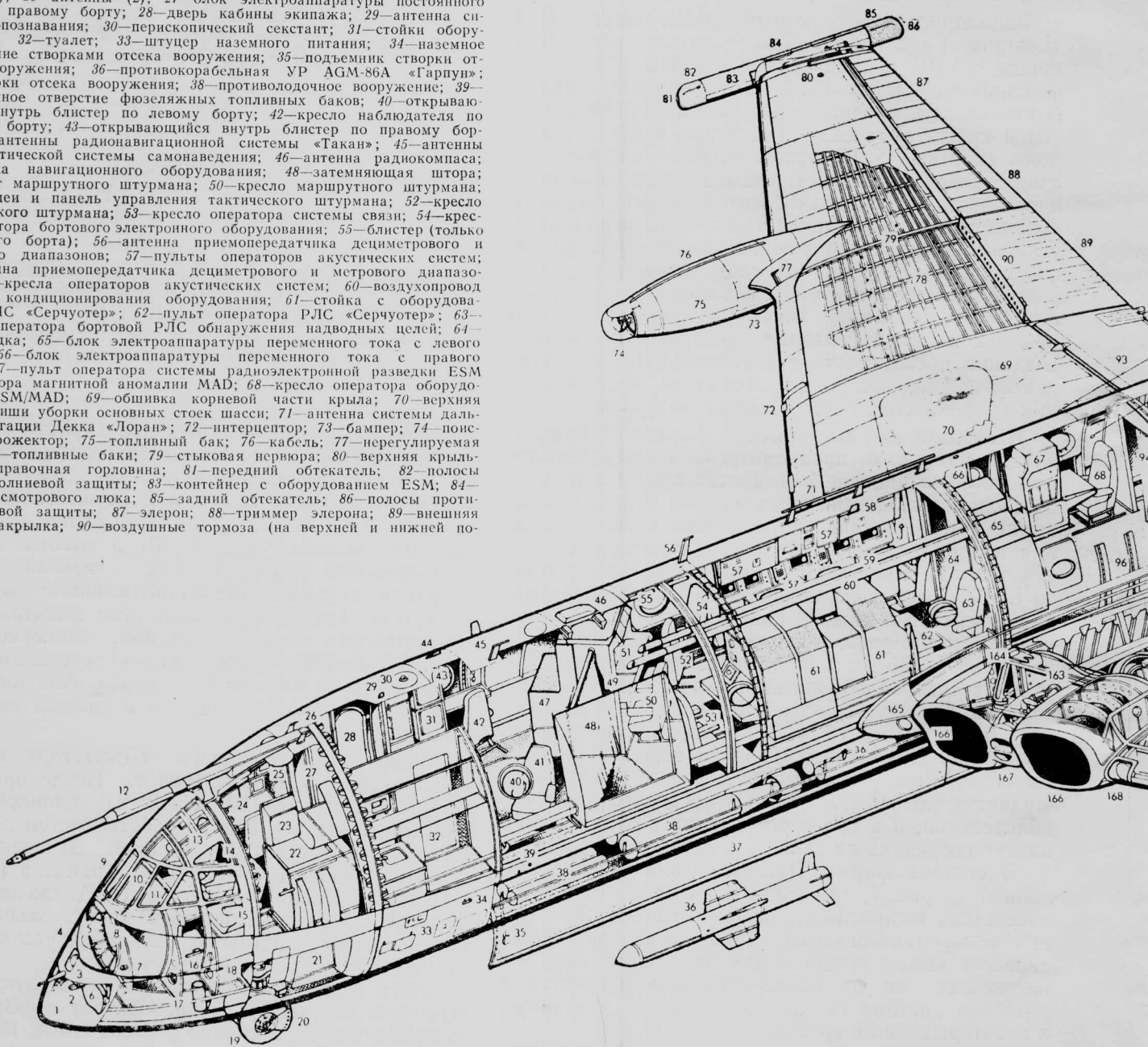
Рис. 8. Схема самолета «Джетстар», модифицированного для проведения эксперимента LEFT

вающие распределение давления, характерное для носка усовершенствованного сверхкритического профиля. Расчетные полетные условия: $M=0,75$, $H=11\ 600$ м, $Re \approx 16 \cdot 10^6$. Отсос осуществляется на передних 12% хорды крыла, однако при нерасчетных комбинациях чисел M , Re и высоты полета благоприятное распределение давления может продлить зону ламинарного обтекания до 35% хорды крыла. Таким образом, летные испытания могут позволить получить данные, относящиеся к комбинированным («гибридным») системам УПС. Предусмотрена возможность управления интенсивностью отсоса каждой щелью и каждой перфорированной полосой.

Модификацию самолета «Джетстар» намечалось завершить осенью 1983 г. После приемных летных испытаний (10 летных ч) планировалось приступить к этапу оценки работы систем и характеристик самолета (70 ч полета). Эти испытания должны проводиться с ЛИЦ им. Драйдена (NASA) с полетами в зоне аэропортов Лос-Анджелеса или Сан-Франциско для предварительных экспериментов с системой защиты от налипания насекомых в будущих эксплуатационных условиях.

Затем будет моделироваться эксплуатация самолета, и полеты будут проводиться с «аэропорта базирования» в различные районы США. Ежедневно самолет «Джетстар» будет совершать два или более полетов по типовому профилю с достижением ламинарного обтекания в течение минимального периода и анализом состояния систем УПС. Эти полеты позволят накопить опыт эксплуатации систем УПС и оценить их надежность и потребности в техническом обслуживании. Найденное оптимальное распределение интенсивности отсоса затем уже не будет меняться в полете или от полета к полету. На этапе моделирования эксплуатации потребуется 200 летных часов.

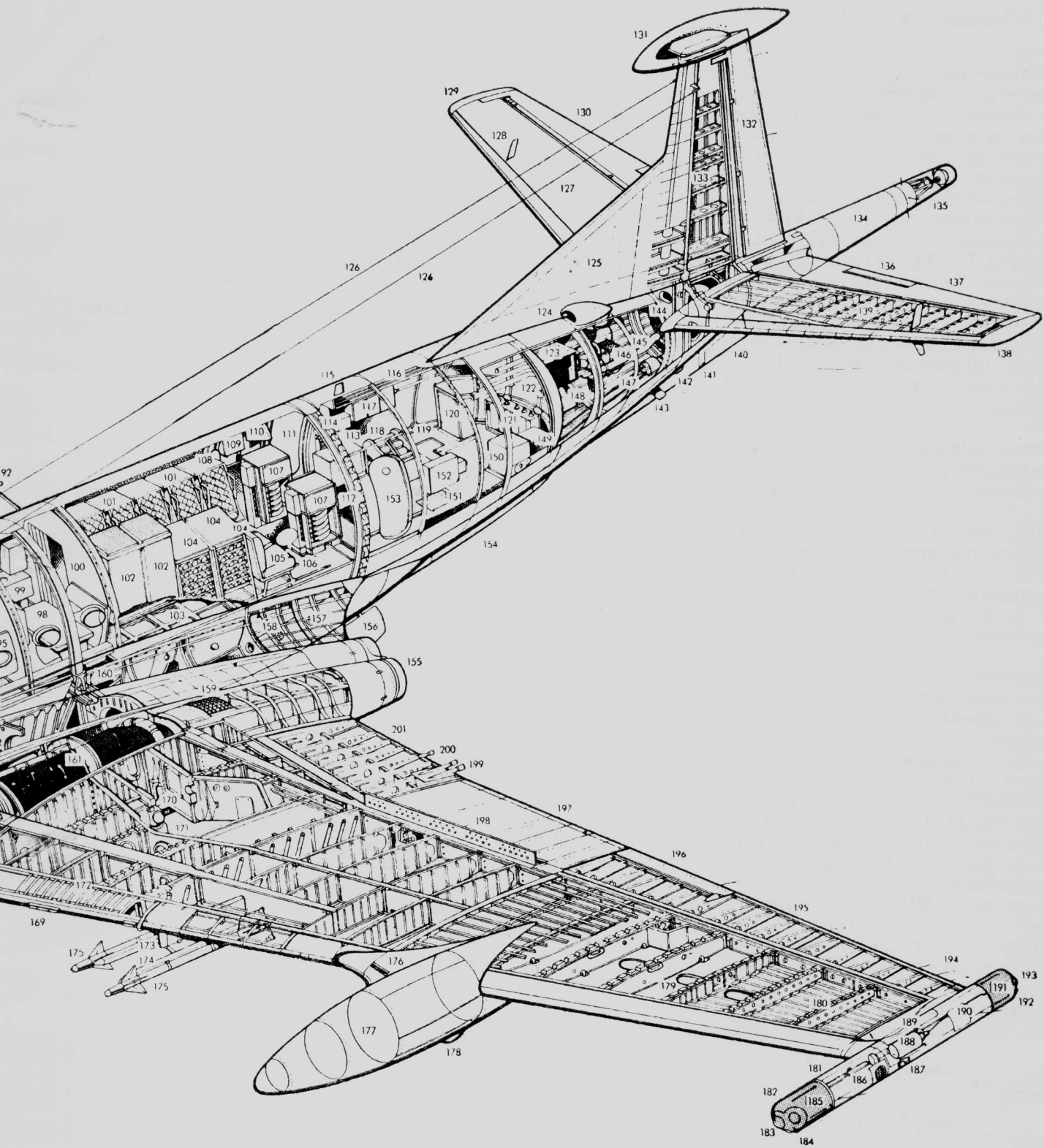
1—обтекатель антенны РЛС; 2—глицсадная антенна; 3—рулежная фара; 4—датчик противообледенительной системы; 5—крышка смотрового люка; 6—антенна поисковой РЛС ЕМІ «Серчутер»; 7—шарнир обтекателя РЛС; 8—передняя стенка герметической кабины; 9—остекление кабины экипажа; 10—четыре стеклоочистителя; 11—кожух приборной панели; 12—заправочная штанга; 13—кресло второго летчика; 14—верхнее окно; 15—кресло первого летчика; 16—приемник полного давления; 17—запросчик; 18—панели из радиопоглощающих материалов; 19—спаренные колеса носовой стойки шасси; 20—брызгоотражатель носовой стойки шасси; 21—отсек доплеровской системы; 22—передняя стойка с радиооборудованием; 23—блок электроаппаратуры постоянного тока с левого борта; 24—кресло бортинженера; 25—аварийный люк (при установке заправочной штанги не может использоваться); 26—антенны (2); 27—блок электроаппаратуры постоянного тока по правому борту; 28—дверь кабины экипажа; 29—антенна системы опознавания; 30—перископический секстант; 31—стойки оборудования; 32—туалет; 33—штуцер наземного питания; 34—наземное управление створками отсека вооружения; 35—подъемник створки отсека вооружения; 36—противокорабельная УР АГМ-86А «Гарпун»; 37—створки отсека вооружения; 38—противолодочное вооружение; 39—продувочное отверстие фюзеляжных топливных баков; 40—открывающийся внутрь блистер по левому борту; 42—кресло наблюдателя по правому борту; 43—открывающийся внутрь блистер по правому борту; 44—антенны радионавигационной системы «Такан»; 45—антенны (2) акустической системы самонаведения; 46—антенна радиоконюаса; 47—стойка навигационного оборудования; 48—затемняющая штора; 49—пульт маршрутного штурмана; 50—кресло маршрутного штурмана; 51—дисплеи и панель управления тактического штурмана; 52—кресло тактического штурмана; 53—кресло оператора системы связи; 54—кресло оператора бортового электронного оборудования; 55—блистер (только с правого борта); 56—антенна приемопередатчика дециметрового и метрового диапазонов; 57—пульта операторов акустических систем; 58—антенна приемопередатчика дециметрового и метрового диапазонов; 59—кресла операторов акустических систем; 60—воздухопровод системы кондиционирования оборудования; 61—стойка с оборудованием РЛС «Серчутер»; 62—пульт оператора РЛС «Серчутер»; 63—кресло оператора бортовой РЛС обнаружения надводных целей; 64—перегородка; 65—блок электроаппаратуры переменного тока с левого борта; 66—блок электроаппаратуры переменного тока с правого борта; 67—пульт оператора системы радиоэлектронной разведки ESM и детектора магнитной аномалии MAD; 68—кресло оператора оборудования ESM/MAD; 69—обивка корневой части крыла; 70—верхняя панель ниши уборки основных стоек шасси; 71—антенна системы дальней навигации Декка «Лоран»; 72—интерцептор; 73—бампер; 74—поисковый прожектор; 75—топливный бак; 76—кабель; 77—нерегулируемая щель; 78—топливные баки; 79—стыковая нервюра; 80—верхняя крыльевая заправочная горловина; 81—передний обтекатель; 82—полосы противомолниевой защиты; 83—контейнер с оборудованием ESM; 84—крышка смотрового люка; 85—задний обтекатель; 86—полосы противомолниевой защиты; 87—элерон; 88—триммер элерона; 89—внешняя секция закрылка; 90—воздушные тормоза (на верхней и нижней по-



верхностях консоли крыла); 91—трубы аварийного слива топлива; 92—дренажное отверстие; 93—внутренняя секция закрылка; 94—штора; 95—аварийные люки; 96—шпангоуты; 97—электропроводка; 98—обеденный стол; 99—кухня; 100—перегородка со шторой; 101—стойки по правому борту для хранения гидроакустических буев; 102—стойки с акустическим оборудованием; 103—мягкие топливные баки под полом; 104—две стойки по левому борту с акустическими буями; 105—кресла операторов гидроакустических буев; 106—герметизированные пусковые установки; 107—вращающиеся пусковые установки; 108—готовые к использованию кислородные баллоны; 109—панель внутренней связи; 110—экраны ЭЛТ (с правого и левого бортов); 111—аварийная дверь; 112—контейнер с парашютами; 113—контейнер с маркерами; 114—канат для аварийного покидания самолета; 115—антенна передатчика дециметрового и метрового диапазонов; 116—гардероб; 117—кассеты фотокамер; 118—пусковая установка для выстреливания маркеров назад; 119—люк фотокамеры F.135; 120—контейнер

с оборудованием; 121—вентиляторы системы кондиционирования оборудования; 122—задняя герметическая перегородка; 123—BCV; 124—воздухозаборник системы кондиционирования (только с левого борта); 125—корневой наплыв кия; 126—коротковолновая антенна; 127—правая консоль стабилизатора; 128—дополнительные вертикальные поверхности (на верхней и нижней поверхностях консоли стабилизатора); 129, 138—антенна всенаправленного УКВ радиомаяка; 130—правый руль высоты; 131—диэлектрический обтекатель на конце кия; 132—руль направления; 133—конструкция кия; 134—хвостовой конус; 135—головка детектора магнитной аномалии в диэлектрическом хвостовом обтекателе; 136—триммер руля высоты; 137—левый руль высоты; 139—конструкция стабилизатора; 140—хвостовая опора/подфюзеляжный киль; 141—дренажное отверстие; 142—антенна системы посадки по приборам; 143—антенна акустической системы; 144—шпангоут крепления кия к фюзеляжу; 145—трубопровод противообледенительной системы; 146—блок системы кондиционирования; 147—про-

Рис. 4. Компонентная схема с



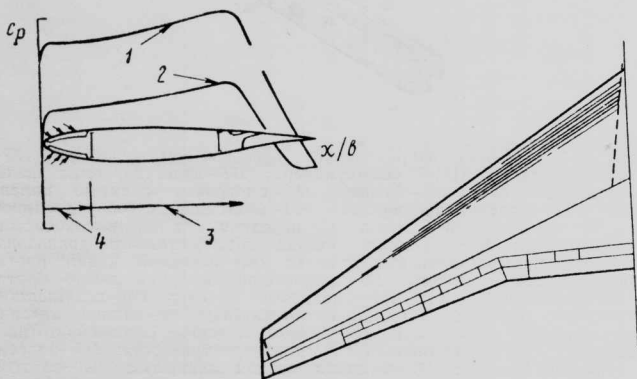
водка управления к рулям высоты и направления; 148—смотровой люк в хвостовой части фюзеляжа; 149—сейф; 150—контейнер с жидким кислородом; 151—люк фотокамеры F.226; 152—панель внутренней связи; 153—основная дверь; 154—трубопровод системы охлаждения; 155—выхлопные сопла двигателей; 156—створки люка для загрузки буюв, кислородных баллонов и т. п.; 157—зализ корневой части крыла; 158—отсек для надувной спасательной лодки; 159—реверсер тяги (только на внешних двигателях); 160—узел крепления заднего лонжерона крыла к фюзеляжу; 161—ТРДД Ролле-Ройс RB.168-20 «Спей» Mk.250; 162—двигательный отсек в корневой части крыла (двигатель не показан); 163—теплообменник; 164—узел крепления переднего лонжерона крыла к фюзеляжу; 165—посадочная и рулевая фара; 166—воздухозаборники двигателей; 167—воздухозаборник теплообменника; 168—посадочная фара; 169—интерцептор; 170—шарнирный узел крепления основной стойки шасси; 171—ниша основной стойки шасси; 172—нервюры носка; 173—подкрыльный узел подвески воору-

жения; 174—рельсовые направляющие пусковой установки УР; 175—УР воздух—воздух AIM-9 «Сайдуиндлер»; 176—перегулируемая щель; 177—топливный бак; 178—бампер; 179—смотровые съемные панели крыла; 180—конструкция крыла; 181—контейнер с оборудованием ESM; 182—передний обтекатель; 183—передняя антенна высокочастотного диапазона; 184—передняя антенна низкочастотного диапазона; 185—полосы противомолниевой защиты; 186—выходной канал противообледенительной системы; 187—навигационный огонь левого борта; 188—быстросменный блок; 189—смотровые панели; 190—полужесткие коаксиальные кабели; 191—задний обтекатель; 192—задняя антенна (низкочастотного диапазона); 193—задняя антенна (высокочастотного диапазона); 194—разрядники статического электричества; 195—элерон; 196—триммер элерона; 197—внешняя секция закрылка; 198—воздушные тормоза (на верхней и нижней поверхностях консоли крыла); 199—трубы аварийного слива топлива; 200—дренажное отверстие; 201—конструкция внутренней секции закрылка

Исследования NASA открывают перспективы достижения ламинарного обтекания значительной части смачиваемой поверхности относительно небольших транспортных самолетов (рассчитанных менее чем на 150 пассажиров). Надежды возлагаются на средства обеспечения естественного ламинарного обтекания или комбинации этих средств с ограниченными системами УПС (комплексные, или «гибридные» системы УПС). В 1980 г. по программе TACT—NLF (Transonic Aircraft Technology—Natural Laminar Flow) испытывался экспериментальный самолет TACT-F-111, у которого участок одной из консолей крыла имел накладные панели для получения профиля с естественным ламинарным обтеканием. Фирма Боинг по заданию NASA оценивает полученные результаты для корреляции их с теорией устойчивости пограничного слоя.

Оценка фирмой Боинг комплексной системы УПС в рамках программы ACSEE (по направлению ЕЕТ) показала, что хотя зона ламинарного обтекания не столь велика, как при использовании системы УПС, обслуживающей большую часть крыла, могут быть значительно улучшены характеристики самолета с комбинированной системой УПС, у которого обеспечить отсос в зоне силового кессона крыла не представляется возможным. Концепция комбинированной системы УПС иллюстрируется рис. 9.

В зависимости от стреловидности крыла и числа Re на носке крыла организуется отсос для компенсации неустойчивости из-за возмущений, вызванных потоком вдоль размаха, а в зоне кессона крыла обеспечивается распределение давления с благоприятными градиентами для компенсации возмущений двумерного обтекания. Если стреловидность крыла и число Re малы, неустойчивость потока на носке крыла может не проявиться и отсос не потребуется. Естественное или искусственное ламинарное обтекание может быть обеспечено вплоть до линии 60% хорд в зависимости от стреловидности крыла, интенсивности и расположения зоны отсоса, взаимодействия возмущений вдоль размаха и в направлении хорд крыла. В то время как возмущения вдоль размаха могут компенсироваться отсосом на носке, остается дополнительная боковая неустойчивость потока, вызываемая гра-



1—верхняя поверхность; 2—нижняя поверхность; 3—естественное ламинарное обтекание; 4—отсос (если требуется)
Рис. 9. Концепция комбинированной системы УПС

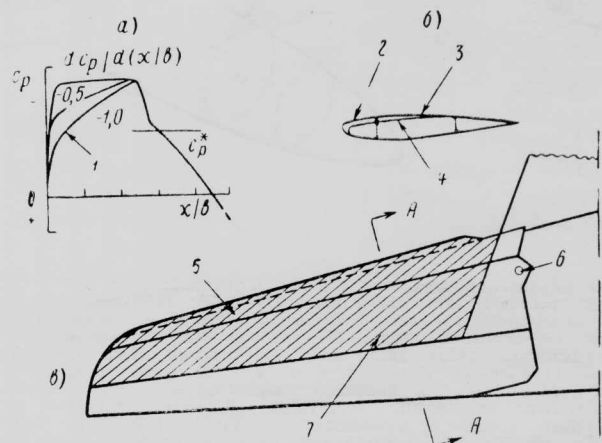
диентами давления в зоне кессона. Эти возмущения (остаточные поперечные возмущения с носка) могут взаимодействовать с продольными возмущениями в центральной зоне крыла и вызывать преждевременный (по сравнению со случаем прямого крыла) переход пограничного слоя к турбулентному состоянию. Пока не найден критерий оценки такого взаимодействия, необходимый для определения эффективности комбинированных систем УПС на транспортных самолетах различных размеров и рабочих скоростей. Целью программы испытаний экспериментального самолета с крылом обратной стреловидности является получение данных для выработки такого критерия перехода.

В ближайшие два года NASA сравнит пассивные и активные средства обеспечения ламинарного обтекания, оценит весовые характеристики крыла с УПС, уменьшение критического числа M, соответствующего началу роста лобового сопротивления из-за создания благоприятных градиентов давления, потенциальные возможности систем УПС для транспортных самолетов различного класса.

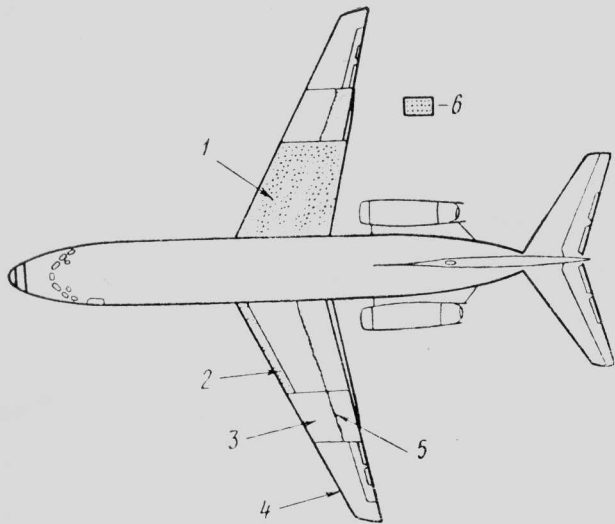
Модифицированное крыло изменяемой стреловидности для испытаний на самолете F-111 показано на рис. 10. Накладные верхние панели из стеклопластика обеспечивают различные распределения давления и различные степени взаимодействия поперечных и продольных возмущений потока в широком диапазоне изменения угла стреловидности. Летные испытания экспериментального самолета F-111 должны начаться в 1984 ф. г. (закончатся в сентябре 1984 г.).

В ближайшее время предполагается начать изучение проблемы аэродинамического проектирования оптимального (с учетом веса конструкции) крыла с УПС. Цели исследования: определение наиболее перспективных концепций; изучение специальных вопросов проектирования корневой и концевых частей крыла; определение проблем, требующих летного эксперимента.

Летные испытания крыла с УПС на носке ориентированы на вопросы ламинаризации носка крыла будущих транспортных самолетов и оценку практической пригодности различных систем.



а—типичное распределение давления; б—профиль модифицированного крыла; в—вид крыла в плане
1—для исходного профиля; 2—новый носок; 3—накладка; 4—исходный профиль; 5—передняя кромка исходного крыла; 6—шарнир крыла; 7—модифицированная зона
Рис. 10. Крыло для испытаний на самолете F-111



1—система УПС; 2—комбинированная система УПС; 3—естественное ламинарное обтекание; 4—новый носок; 5—граница ламинарной зоны; 6—зона отсоса
Рис. 11. Предлагаемый экспериментальный самолет на основе пассажирского самолета DC-9

В случае получения обнадеживающих результатов следующим этапом программы NASA будет расширение исследований для изучения применимости

более «мощных» систем УПС. Выбор для летных испытаний образца крыла с УПС «по всей хорде» определится в основном результатами работ по проблеме аэродинамического проектирования крыла на самолете F-111. Предлагается создать экспериментальный самолет (на основе существующего самолета класса DC-9) для натурных испытаний систем УПС с целью оценки их эффективности и надежности, потребностей в техническом обслуживании, накопления опыта их практического использования (рис. 11). Конечной целью является создание основы для разработки будущих систем УПС практического использования.

Сначала, по-видимому, будут использоваться системы, требующие незначительного изменения практики разработки и производства самолетов. В будущем, однако, потребуется более полная интеграция планера и системы УПС. В связи с этим в конце 1980-х годов могут быть начаты работы по созданию эффективных конструкций, рассчитанных на применение системы УПС, использующие результаты работ NASA по композиционным крыльям.

Референт Ю. Я. Шолов.

УДК 629.735.33 : 623.74(420) Бритиш Аэроспейс «Нимрод» MR Mk.2

САМОЛЕТ ПЛО БРИТИШ АЭРОСПЕЙС „НИМРОД“ MR Mk.2

Программа разработки английского самолета ПЛО Бритиш Аэроспейс (BAe) «Нимрод» на основе пассажирского самолета Хоукер Сиддли «Комета» 4С началась в 1964 г. для замены состоявшего в то время на вооружении ВВС Англии самолета ПЛО «Шеклтон». Предполагалось спроектировать самолет, в котором бы сочетались большая скорость полета на большой высоте, а также достаточная маневренность на малой высоте при выполнении задач ПЛО, разведки и противокорабельных операций [1].

Новый самолет должен был выполнять следующие основные задачи: обнаружение, определение местонахождения и поражение подводных лодок; обнаружение надводных кораблей и наблюдение за их действиями; проведение разведки акватории большой площади. Первый серийный самолет «Нимрод» MR Mk.1 совершил первый полет в июне 1968 г.

Всего ВВС Англии в период с 1969 по 1972 гг. было поставлено 38 самолетов в варианте Mk.1, затем еще 8 самолетов [1, 2]. Описание конструкции и оборудования самолета «Нимрод» MR Mk.1 дано в «ТИ» № 2, 1976 г.

С целью увеличения возможностей самолета «Нимрод» при ведении операций ПЛО ВВС Англии в 1975 г. одобрили программу модификации самолетов «Нимрод» MR Mk.1 в вариант MR Mk.2 (рис. 1 и 2), который, как ожидается, будет находиться на вооружении ВВС Англии до конца 1990-х годов.

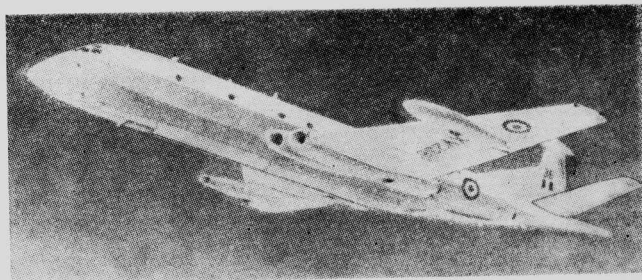


Рис. 1. Самолет ПЛО BAe «Нимрод» MR Mk.2

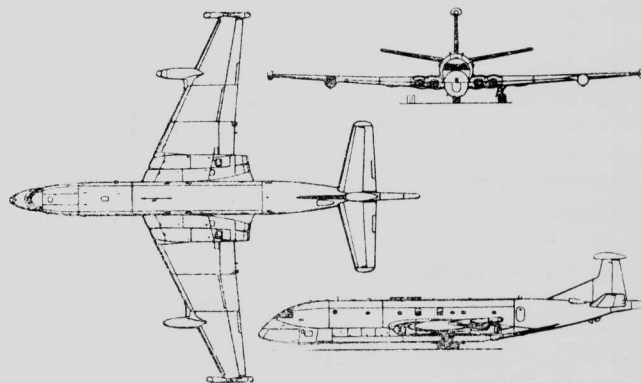


Рис. 2. Схема самолета BAe «Нимрод» MR Mk.2

Всего предполагается модифицировать 32 самолета MR Mk.1 (на апрель 1983 г. было модифицировано около 20 самолетов).

Программой предусматривалась в основном установка на самолетах нового бортового радиоэлектронного оборудования (внешние отличия самолета Mk.2 от исходного варианта минимальны). Вместо РЛС EMI ASV-21 исходного самолета на варианте MR Mk.2 установлена новая поисковая РЛС EMI «Серчуотер», в системе которой имеется вычислитель Ферранти FM 1600D для обработки поступающих сигналов. РЛС имеет большую разрешающую способность и позволяет обнаруживать малоразмерные объекты, такие как перископ подводной лодки, на расстоянии, более чем вдвое превышающем дальность действия современных бортовых РЛС, причем при сильном волнении на море. РЛС позволяет также обнаруживать корабли средних размеров на расстоянии вплоть до радиолокационного горизонта и осуществлять слежение за 40 целями одновременно. ЭВМ РЛС выдает данные о курсе, скорости и длине цели.

Информация от РЛС отображается на дисплее с диаметром экрана 38 см, обеспечивающим хорошее считывание информации оператором при дневном свете. Один из режимов работы дисплея позволяет отображать увеличенное изображение целей и обеспечивает достаточно большую точность оценки длины и очертаний цели. Кроме того, РЛС «Серчуотер» может использоваться для метеорадиологической разведки и навигации. Она имеет встроенный блок системы опознавания, устройство противодействия системам радиоэлектронной борьбы и малую чувствительность к помехам при действии над морем.

На самолете «Нимрод» MR Mk.2 используется новая центральная тактическая система фирмы Маркони с цифровым вычислителем 920 АТС. Для эффективного управления вооружением вычислитель осуществляет обработку данных, полученных от различных датчиков и навигационной системы, позволяет определить направление движения и скорость цели, вычислить курс перехвата и координаты точки пуска (сброса) оружия; информация о тактической обстановке выводится в выбранной системе координат на дисплей с экраном диаметром 69 см.

В состав навигационного оборудования самолета «Нимрод» MR Mk.2 входят инерциальная платформа Ферранти FIN 1012 для ближней навигации и навигационная система Литтон «Омега» для дальней навигации. Объединение данных навигационной системы «Омега» и других навигационных датчиков позволяет значительно уменьшить навигационную ошибку во время продолжительного патрулирования на малой высоте.

Самолет «Нимрод» MR Mk.2 оборудован новой системой AQS 901 обработки и индикации акустических сигналов, основными элементами которой являются два вычислителя Маркони Авионикс 920 АТС с емкостью памяти 256К слов. Система совместима с различными существующими и разрабатываемыми гидроакустическими буями, например: BARRA (Австралия), TANDEM (Канада), SSQ-41 и SSQ-53 (США) и новыми активными гидроакустическими буями CAMBS.

Информация о типе цели, дальности до нее и

ее азимуте выводится на экран дисплея и на печатающее устройство. Данные слежения за целью, генерируемые акустической системой AQS 901, также выводятся на дисплей тактического штурмана-навигатора. В целом цифровые вычислительные устройства, установленные на самолете Mk.2, обеспечивают обработку и отображение информации объемом в 60 раз больше, чем на исходном самолете.

На самолете Mk.1 в обтекателе на конце киля устанавливается оборудование радиоэлектронной разведки ESM фирмы Томсон-CSF. На новом самолете предполагалось на концах крыла устанавливать контейнеры с оборудованием новой системы радиоэлектронной разведки 1017А фирмы Лорал, которая обеспечивает определение типа источника электромагнитного излучения и угловое положение источника относительно самолета.

Обтекатель системы ESM фирмы Томсон-CSF, установленный на самолете Mk.1 на конце киля, будет сохранен на самолете Mk.2 в качестве аэродинамической концевой шайбы киля [2].

Фирма Маркони Авионикс разработала бортовую тренировочную систему АСТ-1 для операторов бортового электронного оборудования, которая устанавливается на самолете Mk.2 и используется для тренировок членов экипажа в условиях, близких к эксплуатационным, при выполнении операций ПЛО.

Самолет MR Mk.2 имеет улучшенную систему связи, состоящую из двух приемников-передатчиков AD 470 фирмы Маркони, работающих в высокочастотном диапазоне [1].

В задней части кабины самолета располагаются отсек длиной 9,14 м с гидроакустическими буями, две шестизарядные и две однозарядные вращающиеся пусковые установки для сброса буев и кресла двух операторов. Шестизарядные установки используются в случаях, когда не требуется поддерживать герметичность кабины, однозарядные — когда необходимо ее сохранение.

Команда операторам на сбрасывание гидроакустических буев поступает от штурмана; информация о типе гидроакустических буев, виде используемой пусковой установки, требуемых рабочей частоте и глубине установки гидроакустических буев выводится на дисплей, расположенные возле пусковых установок гидроакустических буев.

Имеется пусковая установка для дымовых маркеров, которая выстреливает маркеры назад со скоростью, равной скорости полета самолета, для обеспечения их вертикального падения.

Установка на самолете Mk.2 нового усовершенствованного бортового оборудования привела к необходимости улучшить систему кондиционирования в кабине экипажа и систему охлаждения оборудования. В хвостовой части фюзеляжа за задней герметической перегородкой кабины размещена дополнительная (третья) установка кондиционирования воздуха.

В систему охлаждения оборудования дополнительно введен вентилятор (пятый) и внесены значительные изменения в систему отводных воздухопроводов в верхней части кабины экипажа.

Установка на самолете «Нимрод» MR Mk.2 нового оборудования привела к увеличению веса самолета без топлива на 2720 кгс, максимальный

взлетный вес самолета увеличился с 80 512 до 83 460 кгс, что вызвало увеличение взлетной дистанции самолета [2].

В 1982 г. самолеты ВАе «Нимрод» (сначала Mk.1, а затем Mk.2) принимали участие в англо-аргентинском конфликте из-за Фолклендских (Мальвинских) островов, во время которого они совершили 150 вылетов продолжительностью до 19 ч.

С целью увеличения продолжительности непрерывного патрулирования самолета фирма ВАе установила на самолетах «Нимрод» MR Mk.2 штангу для заправки топливом в полете (в передней верхней части фюзеляжа над кабиной экипажа).

Для компенсации влияния заправочной штанги на управляемость и обеспечения необходимого запаса по управлению для пилотирования самолета во время контакта с самолетом-заправщиком на самолете «Нимрод» установлен небольшой подфюзеляжный гребень. Были также установлены небольшие дополнительные вертикальные гребни на верхней и нижней поверхностях стабилизатора. Первый модифицированный самолет «Нимрод» MR Mk.2, получивший обозначение MR Mk.2P (рис. 3), совершил первый полет 27 апреля 1982 г., а первый боевой вылет самолета MR Mk.2P состоялся 9 мая 1982 г. Всего 16 самолетов «Нимрод» MR Mk.2 были оснащены заправочными штангами.

Вооружение самолета «Нимрод» MR Mk.2 размещается в негерметическом отсеке длиной 14,78 м в нижней части фюзеляжа и включает до 9 торпед. Возможна установка в отсеке вооружения глубинных бомб и мин [1].

Каждая консоль крыла имеет по одному узлу для подвески УР класса воздух — поверхность, НУР, контейнеров с пушками и мин.

В одном из вылетов во время англо-аргентинского конфликта самолет «Нимрод» MR Mk.2P встретился с самолетом ВВС Аргентины Боинг 707, следившим за перемещением кораблей ВМС Англии. Однако из-за отсутствия на борту вооружения класса воздух — воздух ни один из самолетов не смог атаковать противника. В связи с этим было решено разработать подкрыльные пилоны и модернизировать самолет «Нимрод» с целью подвески УР «Сайдуиндер» (по два на каждом подкрыльном пилоне). Первый полет с УР «Сайдуиндер» самолет MR Mk.2P совершил 26 мая 1982 г.

С целью использования самолета с новыми видами вооружения (фугасными бомбами калибром 454 кгс, кассетными бомбами BL755, торпедами «Стингрей» и противокорабельными УР Макдоннелл-Дуглас AGM-84A-1 «Гарпун») был доработан отсек вооружения.

Первый самолет MR Mk.2P, способный нести УР AGM-84, поступил на вооружение 19 июня 1982 г. В будущем планируется модифицировать все 32 самолета «Нимрод» MR Mk.2 с тем, чтобы устанавливать на них УР класса воздух — воздух и воздух — поверхность [3]. Компоновочная схема самолета «Нимрод» MR Mk.2P представлена на рис. 4.

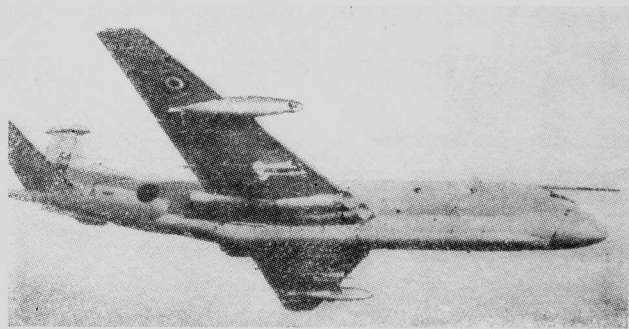


Рис. 3. Самолет ВАе «Нимрод» MR Mk.2P (на подкрыльных узлах подвески установлены УР «Сайдуиндер»)

Геометрические данные вариантов MR Mk.1 и MR Mk.2 идентичны. Весовые и летные характеристики самолета Mk.2 полностью не опубликованы. Ниже приведены характеристики варианта MR Mk.1 и отдельные известные характеристики варианта MR Mk.2 (в скобках).

Характеристики самолета ВАе „Нимрод“

Размах крыла	35,0 м
Длина самолета	38,63 „
Высота самолета	9,08 „
Площадь крыла	197,0 м ²
Угол стреловидности крыла по 1/4 хорд	20°
Экипаж	12 чел.
Двигатели:	
число и тип	4 ТРДД Роллс-Ройс RB.168-20 „Спей“ 250
статическая тяга	4×5510 кгс
Вес пустого	39 000 (41 720) кгс
Запас топлива:	
нормальный	38 940 кгс
максимальный, с учетом дополнительных шести топливных баков в отсеке вооружения	45 785 „
Максимальный вес боевой нагрузки	6120 „
Стандартный максимальный взлетный вес	80 510 (83 460) кгс
Максимальный перегрузочный взлетный вес	87 090 кгс
Посадочный вес	54 430 „
Максимальная эксплуатационная скорость	926 км/ч
Крейсерская скорость	787 „
Скорость патрулирования на малой высоте с двумя работающими двигателями	370 „
Практический потолок	~ 12 800 м
Длина разбега при максимальном взлетном весе	1 463 м
Посадочная дистанция при весе 54 430 кгс	1 615 „
Типичная перегоночная дальность	8340—9265 км
Типичная продолжительность полета	12 ч

1. Jane's All the World's Aircraft, 1982—1983, p. 256—258.
2. A face-lift of the Nimrod. Air International, 1981, v. 21, VII, N 7, p. 7—16.
3. Nimrod capabilities enhanced. Air International, 1983, v. 24, IV, N 4, p. 172—176.

Референт А. В. Левигов.

ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ЛОКХИД С-141В

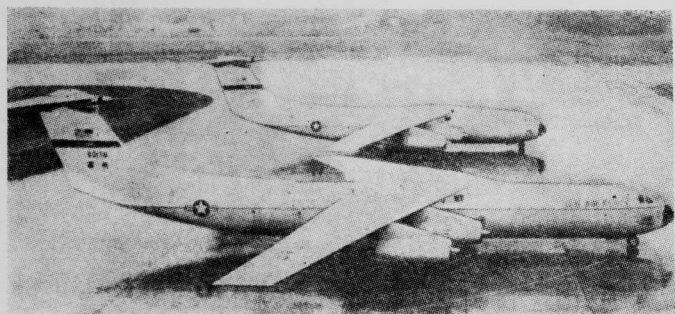


Рис. 1. Сравнение удлиненного варианта самолета Локхид С-141В с исходным самолетом С-141А

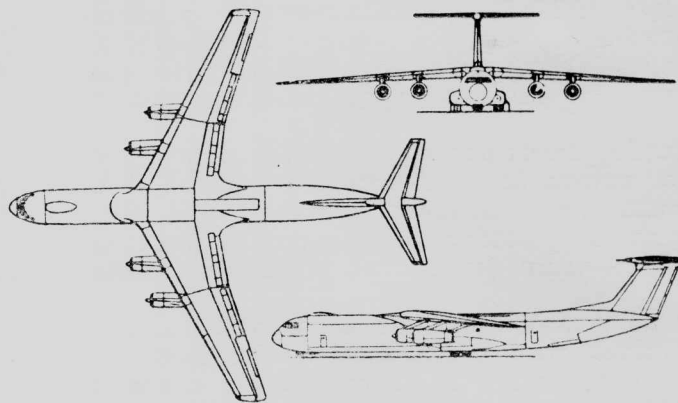
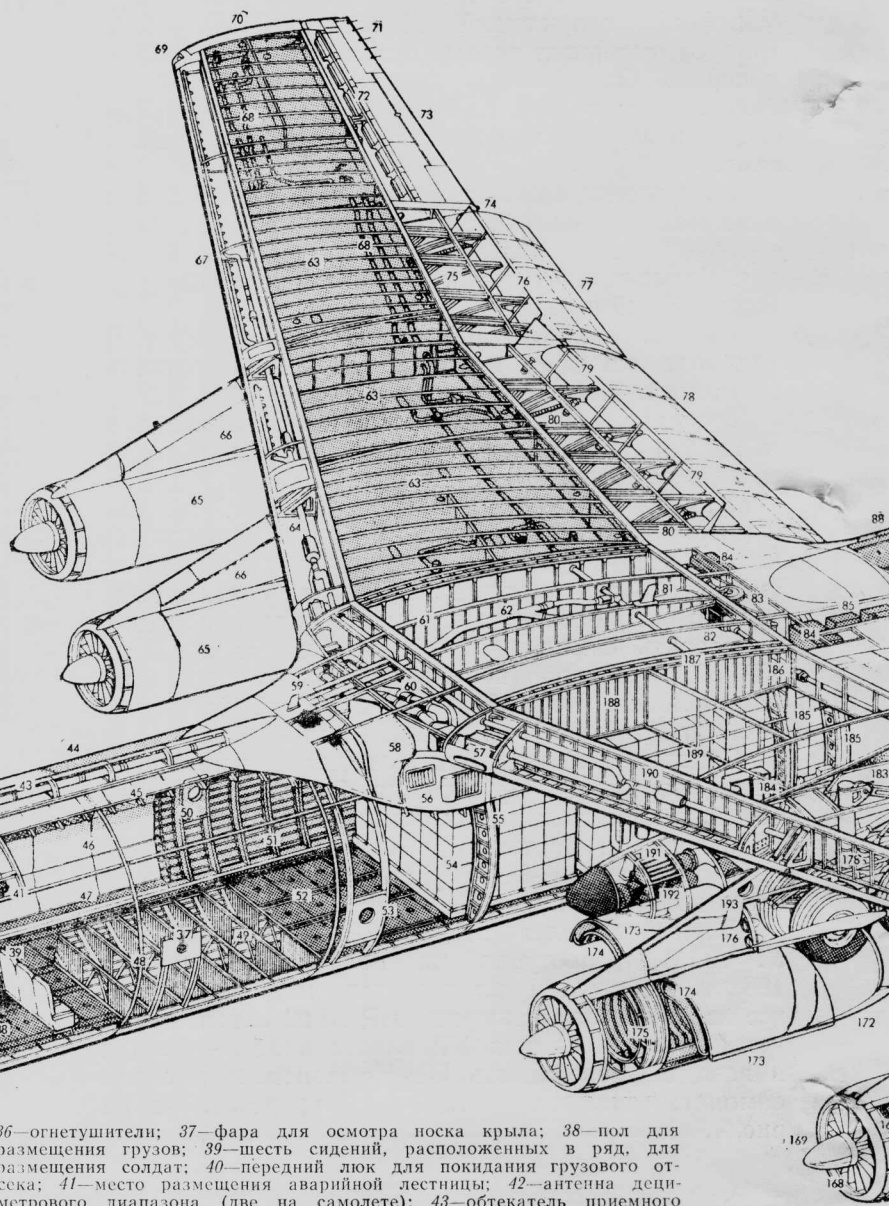


Рис. 2 Схема самолета С-141В

В середине 1982 г. фирма Локхид завершила программу модификации всех 270 состоящих на вооружении стратегических военно-транспортных самолетов Локхид С-141А «Старлифтер» в вариант С-141В (рис. 1) с увеличенной на 7,1 м длиной фюзеляжа и универсальным приемником системы заправки топливом в полете (непосредственно за кабиной экипажа). В результате удлинения фюзеляжа (рис. 2) объем грузовой кабины достиг 244,4 м³ (увеличение почти на 60 м³), что дало возможность перевозить на самолете С-141В 13 стандартных платформ с грузом (вместо 10). Осуществление программы модификации равноценно закупке 90 новых самолетов С-141А для командования военно-транспортной авиации США. Компон

новочная схема самолета С-141В показана на рис. 3 [1].

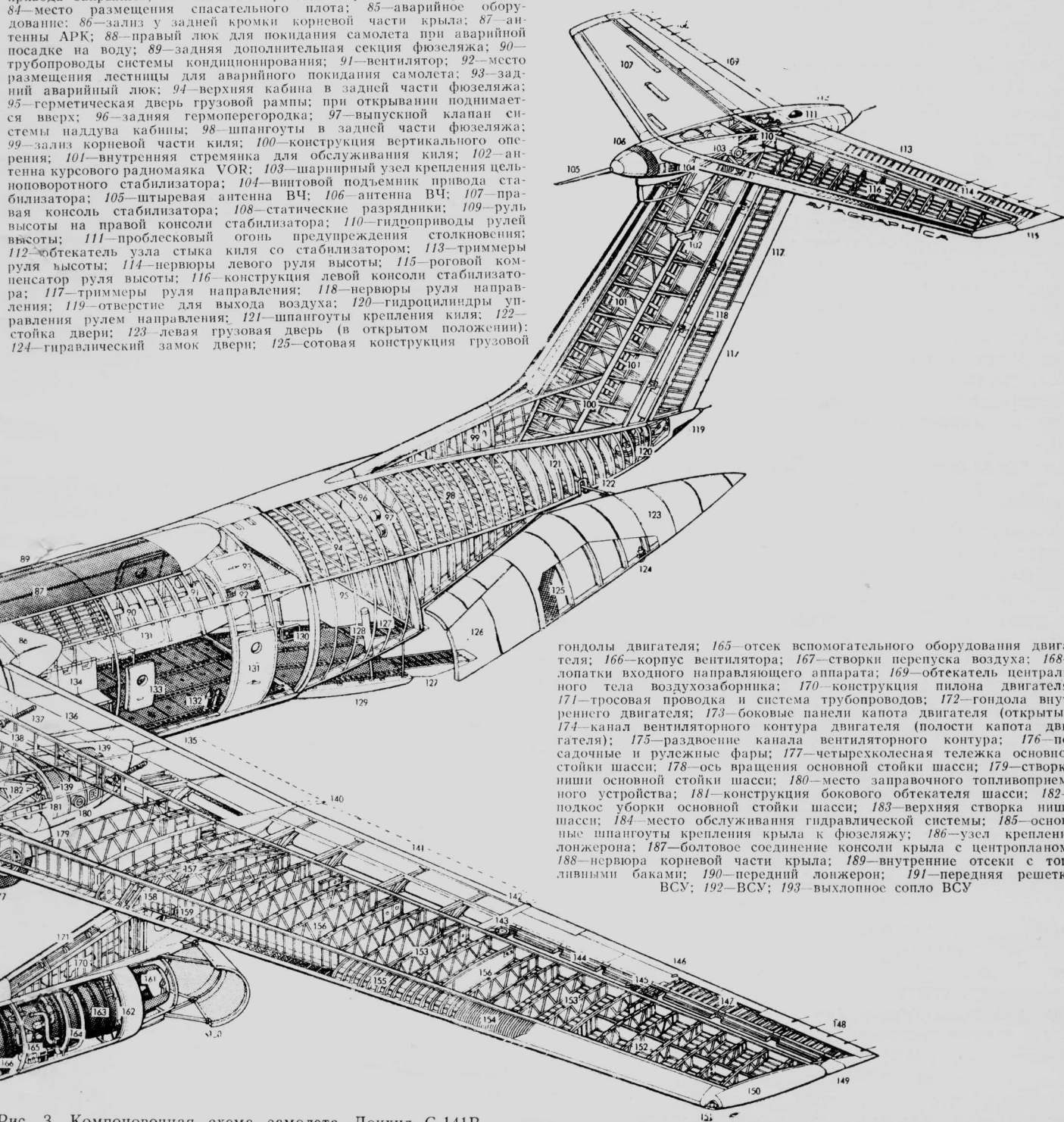
1—обтекатель антенны РЛС; 2—антенна метеорадиолокатора; 3—антенна системы выдерживания глассады; 4—поворотное устройство антенны РЛС; 5—передняя герметическая перегородка; 6—панели остекления кабины; 7—козырек приборной панели; 8—педали управления рулем направления; 9—кислородный бак для членов экипажа; 10—двойные носовые колеса; 11—носовая стойка шасси; 12—пол кабины экипажа; 13—штурвальная колонка; 14—кресло первого летчика; 15—открывающаяся боковая панель остекления; 16—центральный пульт управления; 17—кресло второго летчика; 18—верхний щиток переключателей; 19—рабочее место бортинженера; 20—рабочее место штурмана; 21—откидное сиденье; 22—стойки радиоэлектронного оборудования под полом кабины; 23—створка ниши передней стойки шасси; 24—кухня для членов экипажа; 25—кресло отдыха членов экипажа; 26—дверь кабины экипажа; 27—лестница для покидания кабины членами экипажа; 28—койки для отдыха членов экипажа; 29—верхний люк для покидания кабины членами экипажа; 30—огни, обеспечивающие проведение заправки топливом в полете; 31—топливоприемная горловина; 32—антенна системы опознавания; 33—трубопровод подачи топлива; 34—установленные против полета кресла для перевозки личного состава; 35—входная дверь в кабину экипажа;



36—огнетушители; 37—фара для осмотра носа крыла; 38—пол для размещения грузов; 39—шесть сидений, расположенных в ряд, для размещения солдат; 40—передний люк для покидания грузового отсека; 41—место размещения аварийной лестницы; 42—антенна дециметрового диапазона (две на самолете); 43—обтекатель приемного топливопровода; 44—передняя дополнительная секция фюзеляжа; 45—панели обшивки фюзеляжа; 46—внутренние панели грузового отсека;

ка; 47—проход для членов экипажа; 48—место соединения дополнительной секции с передней секцией фюзеляжа; 49—балочная конструкция пола; 50—аварийный выход по правому борту; 51—конструкция шпангоутов и стрингеров фюзеляжа; 52—роликотые конвейеры в полу грузовой кабины; 53—аварийный выход по левому борту; 54—грузовые контейнеры 463L (13 штук); 55—основной шпангоут крепления лонжерона крыла к фюзеляжу; 56—выходные отверстия системы кондиционирования; 57—воздухозаборник системы кондиционирования; 58—часть зализа крыла; 59—антенна дециметрового диапазона; 60—система кондиционирования воздуха; 61—центроплан крыла; 62—трубопровод системы подачи топлива; 63—баки-отсеки в правой консоли крыла с общим запасом топлива 89 305 л; 64—трубопровод системы отбора воздуха от двигателей; 65—гондолы правых двигателей; 66—пилоны и узлы подвески двигателей; 67—воздухопроводы противообледенительной системы крыла; 68—трубопроводы топливной системы; 69—правый аэронавигационный огонь; 70—концевой обтекатель крыла; 71—статические разрядники; 72—правый элерон; 73—триммер элерона; 74—выход канала аварийного слива топлива; 75—рельсовые направляющие закрылков; 76—внешние интерцепторы в отклоненном положении; 77—правый внешний закрылок в выпущенном положении; 78—правый внутренний закрылок в выпущенном положении; 79—внутренние интерцепторы в отклоненном положении; 80—механизмы привода закрылков; 81—антенна метрового диапазона; 82—двигатель привода закрылков; 83—механизм привода элеронов и интерцепторов; 84—место размещения спасательного плота; 85—аварийное оборудование; 86—зализ у задней кромки корневой части крыла; 87—антенны АРК; 88—правый люк для покидания самолета при аварийной посадке на воду; 89—задняя дополнительная секция фюзеляжа; 90—трубопроводы системы кондиционирования; 91—вентилятор; 92—место размещения лестницы для аварийного покидания самолета; 93—задний аварийный люк; 94—верхняя кабина в задней части фюзеляжа; 95—герметическая дверь грузовой рампы; при открывании поднимается вверх; 96—задняя гермоперегородка; 97—выпускной клапан системы наддува кабины; 98—шпангоуты в задней части фюзеляжа; 99—зализ корневой части кила; 100—конструкция вертикального оперения; 101—внутренняя стремянка для обслуживания кила; 102—антенна курсового радиомаяка VOR; 103—шарнирный узел крепления цельноповоротного стабилизатора; 104—винтовой подъемник привода стабилизатора; 105—штыревая антенна ВЧ; 106—антенна ВЧ; 107—правая консоль стабилизатора; 108—статические разрядники; 109—руль высоты на правой консоли стабилизатора; 110—гидроприводы рулей высоты; 111—проблесковый огонь предупреждения столкновения; 112—обтекатель узла стыка кила со стабилизатором; 113—триммеры руля высоты; 114—нервюры левого руля высоты; 115—роговой компенсатор руля высоты; 116—конструкция левой консоли стабилизатора; 117—триммеры руля направления; 118—нервюры руля направления; 119—отверстие для выхода воздуха; 120—гидроцилиндры упорения руля направления; 121—шпангоуты крепления кила; 122—стойка двери; 123—левая грузовая дверь (в открытом положении); 124—гидравлический замок двери; 125—сотовая конструкция грузовой

двери; 126—открывающаяся в полете дверь для сбрасывания грузов; 127—выдвижная часть грузовой рампы; 128—гидроцилиндр привода грузовой рампы; 129—грузовая рама в опущенном положении; 130—пульт управления оператора погрузочно-разгрузочного оборудования; 131—левая и правая двери для выброски десанта; 132—огнетушители; 133—задний аварийный выход, левый и правый; 134—откидные сиденья для десантников; 135—левый внутренний закрылок; 136—левые интерцепторы; 137—винтовые домкраты привода закрылков; 138—вал привода закрылков; 139—место хранения спасательного плота; 140—закрылок в выпущенном положении; 141—левый внешний закрылок; 142—труба аварийного слива топлива; 143—механизм связи интерцептор-элерон; 144—балансировочные грузы элеронов; 145—гидроцилиндры управления элеронов; 146—триммер левого элерона; 147—нервюры элеронов; 148—статические разрядники; 149—роговой компенсатор элерона; 150—концевой обтекатель крыла; 151—левый аэронавигационный огонь; 152—кессон концевой части крыла с дренажным баком; 153—нервюры крыла; 154—гофрированная внутренняя обшивка носка крыла; 155—нервюры носка крыла; 156—баки-отсеки в левой консоли крыла; 157—нервюры крепления пилона двигателя; 158—узел крепления пилона; 159—огнетушители для двигателя; 160—створки реверсера тяги (в открытом положении); 161—выхлопное сопло внутреннего контура двигателя; 162—выхлопная труба вентиляторного контура; 163—ТРДД Pratt-Уитни TF33-P-7; 164—противопожарная перегородка



гондолы двигателя; 165—отсек вспомогательного оборудования двигателя; 166—корпус вентилятора; 167—створки перепуска воздуха; 168—лопатки входного направляющего аппарата; 169—обтекатель центральной тела воздухозаборника; 170—конструкция пилона двигателя; 171—тросовая проводка и система трубопроводов; 172—гондла внутреннего двигателя; 173—боковые панели капота двигателя (открыты); 174—канал вентиляторного контура двигателя (полости капота двигателя); 175—раздвоенный канал вентиляторного контура; 176—посадочные и рулевые фары; 177—четырёхколесная тележка основной стойки шасси; 178—ось вращения основной стойки шасси; 179—створка ниши основной стойки шасси; 180—место заправочного топливонриемного устройства; 181—конструкция бокового обтекателя шасси; 182—подкос уборки основной стойки шасси; 183—верхняя створка ниши шасси; 184—место обслуживания гидравлической системы; 185—основные шпангоуты крепления крыла к фюзеляжу; 186—узел крепления лонжерона; 187—болтовое соединение консоли крыла с центропланом; 188—нервюра корневой части крыла; 189—внутренние отсеки с топливными баками; 190—передний лонжерон; 191—передняя решетка ВСУ; 192—ВСУ; 193—выхлопное сопло ВСУ

Рис. 3. Компонентная схема самолета Локхид С-141В

В начале 1973 г. конгресс США провел исследование, выявившее необходимость увеличения объема стратегических воздушных перевозок [2]. Потребность ВВС США в увеличении объема перевозок и улучшении характеристики перевозимая нагрузка — дальность полета стратегических военно-транспортных самолетов была также продемонстрирована во время войны Египта и Израиля в конце 1973 г., когда США, оказывая поддержку Израилю, перевезли на самолетах С-141А, выполнивших 421 полет, более 9100 тс боевой техники и снаряжения. Во время этой войны ряд европейских государств отказался предоставить базы на своих территориях для посадки американских самолетов, что ограничило возможности переброски грузов по воздуху. Во многих случаях ограничивающим фактором был объем грузовой кабины, а не грузоподъемность самолета С-141А. Хотя для самолета С-141А ограниченная прочностью конструкции перевозимая нагрузка составляла 29 940 кгс, его грузовая кабина могла вместить только 10 стандартных платформ 463L со средним весом размещенных на них грузов, равным лишь 20 865 кгс, т. е. 70% максимальной перевозимой нагрузки.

ВВС и министерство обороны США исследовали ряд мероприятий по увеличению возможностей военно-транспортной авиации. Одной из них была модификация парка самолетов С-141А, предложенная фирмой Локхид в конце 1973 г.

Ранее фирма Локхид для гражданских заказчиков уже модифицировала несколько самолетов «Геркулес», увеличив длину их фюзеляжей; была принята программа такой модификации 30 военно-транспортных самолетов С-130 «Геркулес» ВВС Англии.

Оценка предложения фирмы Локхид проводилась в течение 19 месяцев, начиная с декабря 1973 г. Прежде чем было принято решение в пользу модификации, фирма Локхид построила опытный самолет YC-141В с удлиненным фюзеляжем и провела его летные испытания [1].

Согласно оценкам, модификация существующего парка самолетов С-141А, состоящая в увеличении длины их фюзеляжей на 7,1 м, обойдется в 332 млн. долл. В случае удлинения фюзеляжей на 11,3 м стоимость программы возросла до 1,7 млрд. долл. В качестве альтернативных решений рассматривалась закупка 90 новых самолетов класса С-141А. Это обошлось бы в 1,4 млрд. долл. Их оснащение более экономичными двигателями было сопряжено с большими затратами, не оправдываемыми ожидавшейся экономией топлива.

В результате экономического анализа предлагаемое удлинение фюзеляжей самолетов на 7,1 м оказалось оптимальным решением.

ПРЕДЛОЖЕННАЯ ПРОГРАММА МОДИФИКАЦИИ

Фирма Локхид предложила следующий порядок модификации: снять зализы крыла и расстыковать фюзеляж самолета перед и за крылом, вставить две секции цилиндрической формы длиной соответственно 4,06 и 3,04 м, вновь установить обтекатели шасси без изменения их положения относительно средней части фюзеляжа, установить новые зализы крыла усовершенствованной конфигу-

рации, улучшающие обтекание центроплана. Форма зализа изменена для увеличения создаваемой им подъемной силы и смещения центра давления крыла к корню с тем, чтобы увеличение веса самолета не привело к увеличению изгибающего момента крыла в обычном полете. Из-за большей длины фюзеляжа изгибающий момент в центральной части фюзеляжа увеличивается на 40—60%.

Исходная конструкция фюзеляжа и консольной части крыла имела достаточно большой запас прочности; расчет показал, что необходимо усилить среднюю часть фюзеляжа, чтобы она могла выдерживать большие перерезывающие силы и изгибающие моменты. Было решено снять и заменить боковые панели средней части фюзеляжа и установить усиленные лонжероны центропланной части крыла, не имеющей топливных баков.

При модификации фюзеляжа предполагалось устанавливать систему заправки топливом в полете. В исходном крыле самолета С-141А уже имелась система топливных коллекторов, которая могла принять поступающее топливо при небольших модификациях топливных клапанов, дренажных кранов и регуляторов подачи топлива и установке внешнего коллектора от крыла до крана топливоприемной горловины.

В связи с увеличением объема грузовой кабины необходимо было решить вопрос об увеличении расчетного количества перевозимого личного состава и/или раненых и дополнительном числе выходных люков, спасательных плотов, сидений, кислородных баллонов. Могло потребоваться улучшение системы обогрева и кондиционирования воздуха. В результате анализа командование военно-транспортной авиации пришло к выводу, что нет необходимости увеличивать численность перевозимого самолетом С-141В личного состава или раненых, что исключило необходимость в перечисленных модификациях.

Испытания в аэродинамической трубе позволили сравнить зализы крыла различных размеров и конфигураций и дать оценку их стоимости. Был выбран зализ, обеспечивающий необходимое уменьшение лобового сопротивления и требующий минимального изменения конструкции закрылков, небольшого изменения кессона крыла в зоне заднего лонжерона, что позволяло избежать дорогостоящей переделки силовых элементов конструкции и других частей планера.

Зализ имеет площадь 102,2 м², состоит из 5000 деталей и стоит 261 тыс. долл. Был проведен анализ с целью определения возможности более широкого использования в его конструкции стекло- и углепластиков для уменьшения числа деталей, их веса и стоимости. Исследования показали, что увеличение стоимости программы на 9 млн. долл. не будет компенсировано уменьшением стоимости жизненного цикла благодаря снижению веса.

Проводилась сравнительная оценка различных систем заправки топливом в полете: размещаемой внутри фюзеляжа или во внешнем контейнере. Результаты испытаний в аэродинамической трубе показали, что внешний контейнер вызывает допустимое увеличение лобового сопротивления, а установка системы заправки внутри фюзеляжа требует больших расходов. Поэтому было решено исполь-

зовать внешний контейнер, что уменьшило стоимость программы на 4 млн. долл.

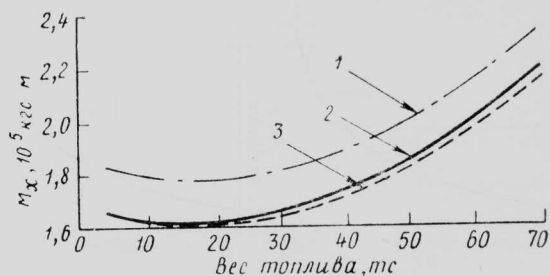
В связи с увеличением расхода масла двигателями потребовался дополнительный объем маслобаков, было показано, что установка большого маслобака в фюзеляже и размещение маслопроводов в крыле обойдется дешевле, чем применение четырех отдельных маслобаков в подкрыльных пилонах гондол двигателей.

УСТАЛОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Разработка самолета С-141А сопровождалась комплексной оценкой прочности его конструкции в соответствии с требованиями ASD TR61-141. С октября 1964 г. по апрель 1969 г. проводились испытания четырех основных компонентов планера, в результате чего была предложена 41 модификация, 39 из которых были приняты. В ноябре 1973 г. проводились циклические испытания планера с крылом серийной конструкции. Этот испытательный образец был подвергнут воздействию 1,039 млн. рабочих циклов нагружения земля — воздух — земля, 23 550 циклов изменения давления, в результате чего было предложено ввести четыре модификации (все они были реализованы); объем проведенных испытаний был эквивалентен 51 000 летных часов.

Вопрос о ресурсе самолета рассматривался с учетом эксплуатационных ограничений и условий эксплуатации. Самолет С-141А было разрешено эксплуатировать при взлетном весе 147 420 кгс, вес без топлива мог достигать 92 815 кгс. Результаты летных и статических испытаний показали, что самолет может иметь взлетный вес 155 580 кгс и вес без топлива 108 410 кгс при $n_{y,0} = 2,25$. Согласно руководству по эксплуатации самолета С-141, при перегрузке 2,5 вес перевозимой им нагрузки составляет 31 750 кгс (вес грузового оборудования 2720 кгс, вес груза 29 030 кгс). Типичный вес грузов, перевозимых на самолете С-141А, составлял 21 320 кгс, т. е. 2132 кгс на одну платформу, из чего можно сделать вывод, что перевозимая самолетом нагрузка ограничивалась объемом грузовой кабины. По расчетам, удлинение фюзеляжа должно было привести к увеличению веса конструкции на 4990 кгс (~5% веса самолета без топлива, или 3% взлетного веса). Командование военно-транспортной авиации заявило, что не считает необходимым максимально использовать грузоподъемность самолета при его эксплуатации в условиях мирного времени и что интенсивное использование самолета в чрезвычайной обстановке должно компенсироваться экономией его ресурса в мирное время.

Прочностные исследования удлиненного варианта проводились на основе опыта использования самолета С-141А в мирное время в 1969—1972 гг. Анализ на основе принципа суммирования повреждений и с использованием показаний бортовых самописцев позволил сделать вывод, что ресурс самолета уменьшится на величину до 39%. Хотя фирма Локхид считает, что срок службы планера из алюминиевых сплавов практически не ограничен при соответствующем ремонте и результаты усталостных испытаний без учета некоторых факторов показали, что ресурс самолета превышает первоначальную расчетную величину 30 000 ч, не было уверенности в том, что можно обеспечить



1—С-141В (удлиненный С-141А); 2—самолет С-141А; 3—самолет УС-141В (удлиненный с новым обтекателем)
Рис. 4. Расчетное изменение изгибающего момента в корне крыла в зависимости от веса топлива самолета при перегрузке 1,0 ($M=0,767$, $H=6100$ м)

ресурс 40 000 ч, необходимый для оправдания программы модификации. Были проведены дополнительные работы, имевшие целью скомпенсировать увеличение изгибающих нагрузок на крыло, вызываемое небольшим увеличением (на 4990 кгс) его веса. Эта компенсация была достигнута изменением конфигурации зализа крыла за счет некоторого увеличения лобового сопротивления.

Зализ крыла обеспечивал самолету С-141В в горизонтальном полете средние эксплуатационные нагрузки, равные или меньшие, чем у самолета С-141А, при одинаковых перевозимых нагрузках. На основе результатов испытаний в аэродинамической трубе была получена зависимость корневого изгибающего момента в типичном крейсерском полете от веса топлива при перевозимой нагрузке 13 610 кгс для трех случаев:

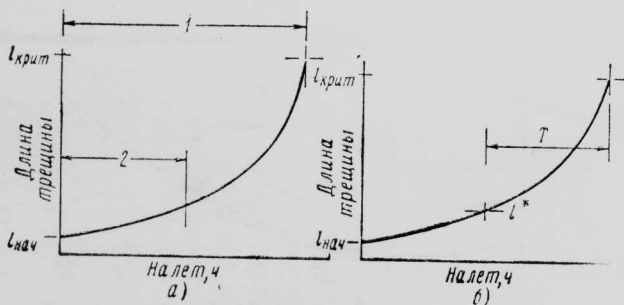
- 1) исходный самолет С-141А, вес самолета без топлива 75 385 кгс;
- 2) удлиненный самолет С-141А, вес без топлива 79 005 кгс;
- 3) удлиненный самолет С-141А с усовершенствованным зализом крыла, вес без топлива 79 680 кгс;

Из представленных на рис. 4 графиков видно, что без усовершенствованного зализа крыла корневой изгибающий момент крыла самолета С-141В увеличивается на ~11 500 кгс·м. Применение усовершенствованного зализа уменьшает момент до величин, меньших соответствующих самолету С-141А. Аналогичные результаты были получены при учете маневренных нагрузок, а также для других сечений крыла.

ПРОГРАММА РАЗРАБОТКИ ОПЫТНОГО САМОЛЕТА

До решения о создании опытного самолета был составлен план, предусматривавший проведение одновременно с разработкой самолета программы оценки долговечности и работоспособности при повреждении (DADTA — durability and damage tolerance assessment) самолета С-141А, чтобы по результатам анализа с использованием методов механики разрушения и испытаний надежно подтвердить, что требуемый ресурс может быть обеспечен [2].

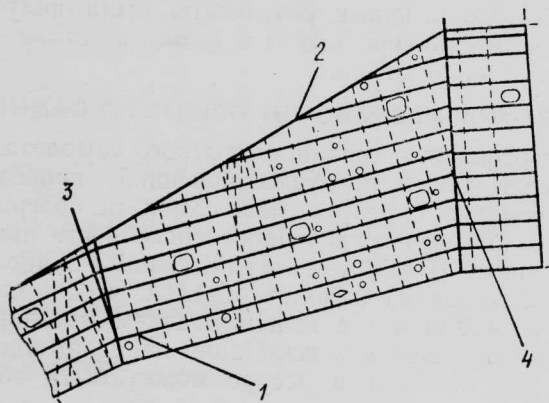
Использовался следующий подход: определялись критические зоны, выбирались методы и критерии определения роста трещин, определялись время роста трещин и их критическая длина, устанавливалось время между осмотрами, исследовалась необходимость ремонта или местных модификаций и устанавливался график обслуживания.



1—максимальный безопасный срок эксплуатации; 2—время до начального осмотра
 Рис. 5. Методика определения времени до начального осмотра *a* и интервала между периодическими осмотрами *b* (*T*—время роста трещины максимальной длины l^* , не обнаруживаемой средствами неразрушающего контроля, до $l_{крит}$)

В соответствии с концепциями роста трещин, на которых основаны требования MIL-A-83444, считается, что причиной появления трещин являются исходные дефекты в конструкции. Анализ с применением методов механики разрушения, используемый при составлении графиков начальных и периодических осмотров, основан на аналитической оценке роста допустимых по условиям безопасности размеров дефектов. Дефекты с большими начальными допустимыми размерами используются для определения требований к качеству осмотров, а дефекты с меньшими начальными размерами — для определения долговечности конструкции.

С целью выявления критических зон была осуществлена разборка нескольких натуральных компонентов самолета С-141А, использовавшихся при проведении усталостных испытаний. Было снято ~3000 крепежных деталей, в основном из конструкции крыла. Стыковые соединения были подвергнуты тщательному осмотру, затем была произведена сборка. Некоторые детали с трещинами были сняты для проведения фрактографических исследований. Разборка конструкции обеспечивает возможность ее тщательного осмотра и выявления небольших трещин, которые не были обнаружены раньше. В случае обнаружения небольших трещин можно установить исходные дефекты в конструкции. Если трещина большая, то можно определить



1—образец А (место стыка по размаху верхних панелей крыла), $l_{нач}=0,46$ мм, $l_{кон}=25,91$ мм; 2—образец В (передний лонжерон, верхняя полка), $l_{нач}=0,18$ мм, $l_{кон}=15,74$ мм; 3—образец В (место стыка верхних панелей по хорде крыла), $l_{нач}=0,076$ мм, $l_{кон}=9,1$ мм; 4—образец D (место стыка верхних панелей по хорде крыла), $l_{нач}=0,076$ мм, $l_{кон}=3,73$ мм

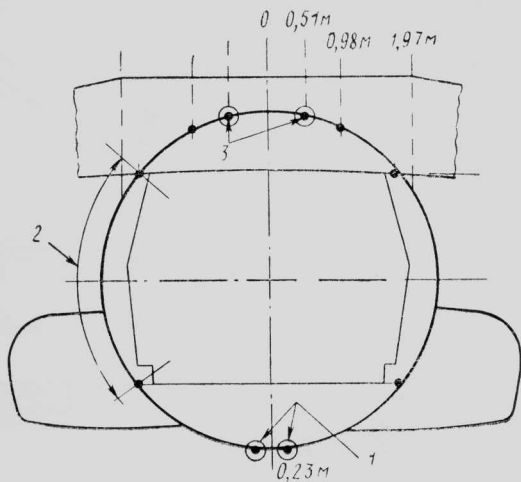
Рис. 6. Результаты аналитических исследований развития трещины

Эквивалентный начальный дефект аналитическим путем, зная длину трещины и историю нагружения конструкции. Осмотр разобранной конструкции не выявил какие-либо новые критические зоны, но позволил оценить степень совершенства различных элементов конструкции.

Был проведен тщательный анализ всех имеющихся данных о статических и усталостных испытаниях натуральных компонентов, летных испытаниях, появившихся в процессе эксплуатации трещин и очагов коррозии; оценивались возможности осмотра различных элементов конструкции, применяемые в производстве технологические методы, расчетные нагрузки и напряжения в конструкции. В результате была выявлена 351 критическая зона. Затем основные компоненты конструкции — крыло, хвостовое оперение и фюзеляж — были подвергнуты окончательному исследованию, в результате которого для дальнейшего анализа были отобраны 76 зон.

Программа DADTA является аналитической программой, направленной на определение времени проведения начальных и периодических осмотров характерных зон силовой конструкции с целью обеспечения безопасности. Предполагается наличие исходного дефекта в каждой рассматриваемой зоне, который развивается под воздействием напряжений.

Рассмотрение полученных аналитическим путем законов распространения трещин и имеющихся способов обнаружения трещин методом неразрушающего контроля создает основу для определения интервалов между периодическими осмотрами, необходимых для обеспечения безопасной эксплуатации самолета. Начальный осмотр какой-либо заданной зоны конструкции рекомендуется проводить после полета, равного половине максимального ресурса. Периодические осмотры рекомендуется выполнять через промежутки, вдвое меньшие времени, необходимого для того, чтобы под действием максимальной эксплуатационной нагрузки длина трещины увеличилась от максимального размера, не обнаруживаемого методами неразрушающего контроля, до критического размера. Поскольку существуют различные методы неразрушающего контроля, для каждого из которых имеется свой максимальный необнаруживаемый размер дефекта, считают, что схема периодических осмотров может быть трансформирована в программу плановых осмотров, предусматриваемых графиками техобслуживания. Напряженные участки конструкции могут потребовать проведения периодических осмотров через промежутки времени, не совпадающие с обычными запланированными интервалами; в таком случае они должны быть пересмотрены. Рис. 5 иллюстрирует рекомендуемые методы расчета времени начальных и периодических осмотров. На их основе стало возможным собрать и представить в виде матрицы все рекомендации по проведению осмотров для каждой зоны конструкции и составить график обслуживания самолетов. Помимо расчетов безопасных пределов эксплуатации также необходимо было определить характеристики долговечности конструкции. Их расчет производится с учетом исходных дефектов меньшего размера (0,127 мм), чем для расчетов безопасных пределов эксплуатации (1,27 мм). Основ-



1—лонжероны под полом кабины; 2—панели боковой обшивки, подлежащие замене; 3—два верхних лонжерона, подлежащие усилению

Рис. 7. Зоны конструкции фюзеляжа, первоначально предложенные для усиления

ные аналитические данные, использованные для определения характеристик долговечности конструкции самолета С-141, были получены на основе результатов усталостных испытаний натуральных опытных компонентов конструкции самолета С-141 (образцы А и В).

На рис. 6 показаны различные значения полученных аналитическим путем размеров эквивалентных исходных дефектов ($l_{нач}$), вычисленных на основе исследования распространения трещин и фрактургических исследований образцов. Различные размеры эквивалентных исходных дефектов свидетельствуют об их зависимости от конфигурации элемента конструкции и места его расположения.

На рис. 6 также показан конечный размер ($l_{кон}$) трещины, обнаруженной на опытном образце. Данные, использованные при расчете характеристик долговечности, были получены при усталостных испытаниях натурального образца А. Основной задачей исследований, связанных с определением долговечности, являлась корреляция результатов усталостных испытаний образца А по условиям эксплуатации. Во время первых усталостных испытаний объемом 90 000 ч использовалась блочная последовательность циклических нагружений. Потребовалось определить, какому объему испытаний при эксплуатационной последовательности циклических нагружений это соответствует. Для определения коэффициента корреляции было решено сравнить время распространения трещин в месте стыка нижней поверхности крыла, полученное при разных нагружениях. Исследовалось распространение трещин от заклепочного отверстия до кромки подкрепляющего элемента сначала с использованием испытаний при блочном нагружении, затем — для последовательности нагружений, определенной по осредненным условиям эксплуатации. Зависимость между двумя полученными значениями времени использовалась для определения коэффициента корреляции. Данное аналитическое исследование дало возможность установить, что 1 ч испытаний при эксплуатационной последовательности нагружений эквивалентен примерно 2 ч при блочной последовательности нагружений.

При дальнейшем анализе принималось, что места стыка нижней поверхности крыла по размаху являются основными элементами конструкции, ограничивающими срок службы самолета. Вторым основным фактором, влияющим на долговечность, является способность предотвращать коррозию в течение запланированного срока службы самолета. Было проведено тщательное исследование по выявлению участков конструкции, требующих принятия мер по предотвращению коррозии. Эти меры были подробно обсуждены с ВВС; большая их часть уже осуществлялась в соответствии с планом техобслуживания парка самолетов С-141. После проведения испытаний в объеме 90 000 ч было решено изменить последовательность нагружения для имитации будущих эксплуатационных нагрузок. Образец А был подвергнут дополнительным испытаниям объемом 28 000 ч при эксплуатационной последовательности циклических нагружений.

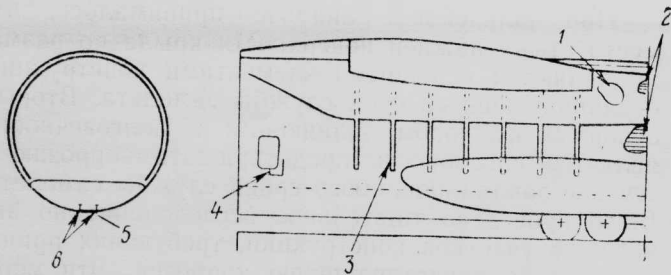
В результате проведенной оценки был сделан вывод, что срок службы самолета С-141А увеличится до 45 000 ч при выполнении рекомендуемых осмотров конструкции и программ предотвращения коррозии [2]. Рекомендовалось, например, очищать некоторые подверженные коррозии участки и осуществлять осмотр отверстий под детали крепления с целью выявления возникающих трещин. Некоторые основные шпангоуты фюзеляжа изготовлены из материалов, которые, как обнаружилось в процессе эксплуатации, подвержены действию коррозии; поэтому было рекомендовано произвести их очистку, упрочнить дробеструйной обработкой и покрыть полисульфидным герметиком; в случае обнаружения трещин вокруг отверстий под детали крепления было рекомендовано их рассверлить для установки крепежной детали большего диаметра [1].

После завершения программы DADTA было определено влияние увеличения длины фюзеляжа и изменения условий полета на уровни напряжений и пересмотрены интервалы между осмотрами. Для этой цели использовалась в основном та же методика, что и для оценки самолета С-141А. Отличие заключалось в учете небольшого изменения веса самолета и роста уровня напряжений в средней части фюзеляжа.

К моменту принятия решения об удлинении самолета С-141А средний налет каждого самолета приближался к 20 000 ч. Таким образом, необходимо было учесть как эти 20 000 ч, так и ресурс, запланированный для самолета С-141В.

Были выполнены расчеты распространения трещин для каждого из выбранных участков конструкции и определено время до начального осмотра и интервалы между периодическими осмотрами. Некоторые интервалы уменьшились, но общее расчетное количество осмотров не изменилось, и расчетный ресурс превысил целевую величину 45 000 ч.

На рис. 7 показана первоначально предложенная схема усиления конструкции самолета. Она предусматривала усиление двух из четырех верхних лонжеронов, которые проходят через кессон центропланной части крыла, и замену обшивки боковых панелей, расположенных между двумя шпангоутами крепления крыла к фюзеляжу. Однако выполнение этих работ требовало больших материальных затрат, поэтому стала очевидной необхо-



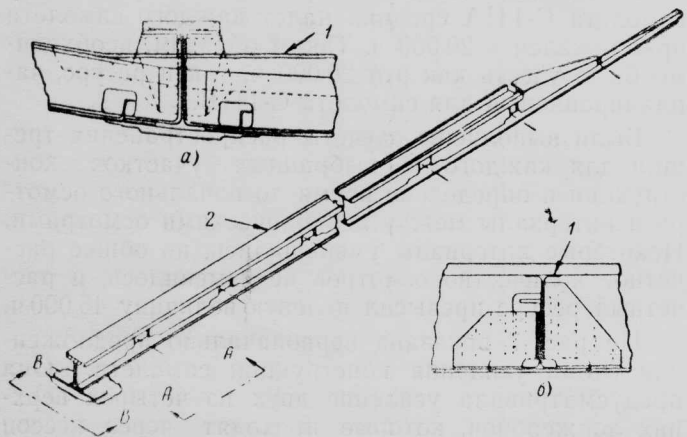
1—лонжерон; 2—модификация стрингера; 3—накладка для обеспечения безопасной повреждаемости; 4—пол; 5—стрингер; 6—лонжерон
Рис. 8. Предложенная схема модификации средней части фюзеляжа

димостью выбора других схем усиления конструкции самолета. Был использован метод конечных элементов с применением ЭВМ. Полученные результаты позволили установить, что для компенсации увеличенных вертикальных изгибающих моментов фюзеляжа достаточно будет использовать два новых лонжерона в нижней части фюзеляжа (рис. 8). Это позволило избежать снятия и замены трубопроводов. Окончательно была выбрана конструкция лонжерона, показанная на рис. 9, представляющего собой двутавровую балку.

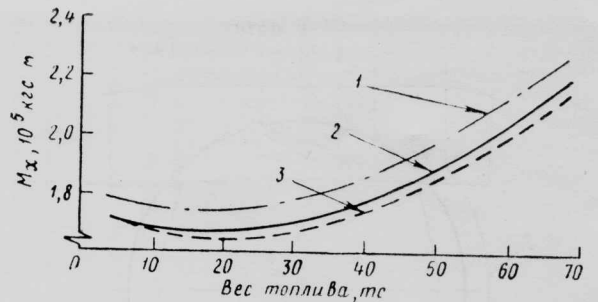
Анализ действующих на самолет аэродинамических нагрузок позволил устранить сомнения относительно точности данных, полученных в ранее проведенных летных испытаниях. Результаты испытаний, показанные на рис. 10, подтвердили данные, полученные аналитическим путем.

Фюзеляж самолета С-141В во время прочностных испытаний успешно выдержал максимальную эксплуатационную нагрузку, соответствующую перегрузке 2 при рулежке и 2,5 при маневрировании. На фюзеляже было установлено ~300 тензодатчиков и 30 датчиков деформаций. Наблюдалось хорошее соответствие между расчетными и измеренными величинами напряжений. Проверка величины разрушающей нагрузки производилась путем экстраполяции измеренных максимальных эксплуатационных напряжений.

Программа модификации велась в соответствии с установленными финансовыми ограничениями.



а—сечение В-В (типичное соединение через каждые 508 мм); б—сечение А-А (типичное соединение через каждые 508 мм)
1—усиление полки силового шпангоута; 2—окончание сужения (характерно для обоих концов)
Рис. 9. Конструкция нового лонжерона в нижней части фюзеляжа



1—самолет С-141В (удлиненный С-141А); 2—самолет С141А; 3—самолет УС-141В (удлиненный с новым обтекателем)
Рис. 10. Изменение изгибающего момента в корне крыла в зависимости от веса топлива при перегрузке 1,0 (по результатам летных испытаний, $M=0,767$, $H=6100$ м)

Не считая стоимости некоторых испытаний и отдельных разовых расходов, стоимость программы на начальном этапе полномасштабной разработки оценивалась в 376,37 млн. долл., т. е. на каждый из 275 самолетов приходилось 1,37 млн. долл. Решение использовать те же материалы, что и для самолета С-141А, детали крепления, технологические процессы и оборудование, сохранить топливную, гидравлическую, кислородную и электрическую системы и систему управления того же типа, использовать те же вспомогательное оборудование и методику техобслуживания дало возможность снизить эту стоимость до 362,60 млн. долл.

В процессе проектирования проведено 188 исследований для принятия компромиссных решений и 379 исследований, связанных с учетом стоимости, в результате которых были приняты решения, которые обеспечили снижение общей стоимости программы разработки самолета до 322,64 млн. долл. Отказ от усиления боковых панелей и верхних лонжеронов в средней части фюзеляжа и решение установить лонжероны в его нижней части привели к наибольшей экономии—21,53 млн. долл., так как это упростило установку самолетов на гидродъемники, потребовало меньшей оснастки, снизило трудозатраты и расход материалов и уменьшило вес на 150 кгс.

СЕРИЙНАЯ МОДИФИКАЦИЯ

В ходе проведения работ стало очевидно, что небольшое изменение места стыковки передней дополнительной секции фюзеляжа со средней секцией при некотором изменении конструкции значительно упростит процесс модификации. Сдвиг вперед стыковочного сечения сохранил в исходном виде переднюю часть зализа крыла и все системы, крепящиеся к переднему лонжерону крыла. Из представленных на рис. 11 результатов программы DADTA по оценке ресурса видно, что применение нового зализа крыла дает возможность избежать уменьшения срока службы самолета С-141А после его модификации. Сроки службы обоих самолетов намного превышают целевую величину 40 000 ч, установленную для самолета С-141 ВВС США в 1975 г. ВВС США пришли к выводу о том, что можно принять экономически оправданное компромиссное решение—сохранить зализ исходного са-

Средний налет одного самолета С-141А к моменту начала программы модификации

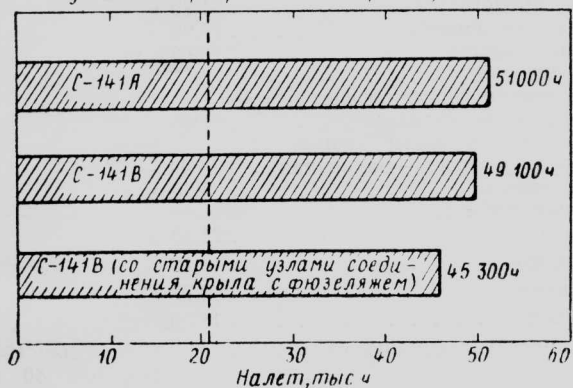


Рис. 11. Оценка долговечности конструкции стыка крыла с фюзеляжем самолета С-141

молета С-141А. Новый зализ улучшал летные характеристики, но это лишь незначительно снижало стоимость жизненного цикла. Повторить весь процесс оптимизации для создания зализа с еще меньшим лобовым сопротивлением и обеспечения ресурса 40 000 ч было сочтено рискованным на столь поздней стадии программы. Было принято решение сохранить исходный обтекатель, допустив некоторое уменьшение ресурса, что позволило сэкономить 126,91 млн. долл.

В таблице показано изменение стоимости программы модификации самолета С-141А в процессе ее осуществления [2].

Программа была одобрена министерством обороны в 1974 г., в июне 1975 г. фирма Локхид получила контракт стоимостью 24,3 млн. долл. на проведение первого этапа проектирования и модификации. Первый подлежащий модификации самолет С-141А был передан на завод фирмы Локхид в г. Мариетта (шт. Калифорния) в декабре 1975 г. На самолете были установлены тензодатчики и другое контрольно-измерительное оборудование.

Изменения стоимости модификации самолетов С-141А в процессе осуществления программы [2]

Этапы программы и изменения ее содержания	Стоимость модификации самолетов, млн. долл.
Предложения:	
постройка 90 новых самолетов С-141А	1400
удлинение фюзеляжа парка самолетов С-141А на 7,1 м	332
Модификация плюс оборудование самолетов системой заправки топливом в полете	372*
Программа на стадии проектирования	362,60
Программа модификации 275 самолетов вместо 271	322,64
Отказ от использования нового зализа крыла и изменение места вставки передней дополнительной секции фюзеляжа	243,89
Доработки конструкции и процесса серийной модификации самолетов	243,76

* В тексте дается цифра 376,37 млн. долл. Прим. ред.

В мае — июне 1976 г. перед модификацией была осуществлена программа его летных испытаний (налет 55 ч, 22 полета) с целью получения данных, на основе которых можно было бы сравнивать удлиненный самолет с исходным. В январе 1977 г. была завершена модификация этого самолета, который получил обозначение УС-141В. 24 марта 1977 г. состоялся его первый полет.

Переоборудование самолета С-141А в опытный самолет УС-141В сводилось к удлинению фюзеляжа, оборудованию самолета системой заправки топливом в полете (топливоприемным устройством) и применению нового зализа крыла. В результате модификации вес пустого самолета С-141В увеличился на 3630 кгс. Максимальный взлетный вес самолета С-141А составлял 146 556 кгс при ограничении на перегрузку 2,5, вес самолета УС-141В достиг 156 445 кгс при $n_{y_{до}} \leq 2,25$. Летные испытания показали, что путевая устойчивость самолета улучшилась благодаря увеличению плеча хвостового оперения.

Летные испытания опытного самолета УС-141В завершились в июле 1977 г. В июне 1978 г. ВВС США выдали фирме контракт на модификацию всего парка самолетов С-141А «Старлифтер» [1]. После подписания этого контракта опытный самолет УС-141В использовался для дальнейших летных испытаний (оценка характеристик Флаттера, прочности конструкции, летных характеристик и работы систем, в том числе испытаний системы заправки топливом в полете, сброс грузов в полете). К апрелю 1980 г. самолет налетал 575 ч. С мая по июль 1980 г. опытный самолет УС-141В испытывался с целью проверки его способности совершать посадку на поврежденную ВПП [3].

Модификация самолетов С-141А осуществлялась на заводе фирмы Локхид в г. Мариетта с максимальным темпом 120 самолетов в год; время нахождения одного самолета на поточной линии составляло ~28 дней. Перемещение самолетов облегчалось использованием платформ на воздушной подушке, в которых создавалось давление 5,62 кгс/м².

Модификация каждого самолета выполнялась за семь этапов.

I. Подготовка к модификации: демонтаж задних обтекателей основных стоек шасси вместе со створкой основной стойки шасси и другими узлами.

II. Установка нивелировочных приспособлений, отстыковка передней и задней секций фюзеляжа и установка новых передней и задней дополнительных секций. Установка системы заправки топливом в полете.

III. Пристыковка новых дополнительных секций к передней, средней и задней частям фюзеляжа, установка панелей обтекателей топливоприемника и АРК, демонтаж нивелировочных приспособлений.

IV. Установка остальных деталей крепления, завершение установки обтекателя системы заправки топливом и АРК. Монтаж электро- и трубопроводов, а также обтекателей основных стоек шасси и заделка проводов.

V. Испытания фюзеляжа на герметичность, контроль нивелировки и завершение монтажа деталей, проверка электропроводки.

VI. Испытания гидравлической и электрической систем, окраска дополнительных секций, установка панелей пола и внутренней облицовки.

VII. Проверка правильности монтажа системы рельсовых направляющих для сбрасывания грузов в полете, окончательная внутренняя отделка, летные испытания самолета.

Первый полет первого серийного самолета С-141В состоялся 5 ноября 1979 г., первый самолет был передан ВВС США в декабре 1979 г. Оперативная готовность первого авиакрыла военно-транспортной авиации; укомплектованного самолетами С-141В, была достигнута в апреле 1980 г. Последний из 270 подлежащих модификации самолетов С-141А был передан фирме в апреле 1982 г. Пять самолетов С-141А остались немодифицированными.

Из 284 построенных для ВВС самолетов С-141А было потеряно 10 [1]. 31 августа 1982 г. потерпел катастрофу первый самолет С-141В, который разбился в тренировочном полете по отработке сбрасывания грузов (обычно на высоте ~150 м). Все девять членов экипажа погибли. Еще один самолет С-141В был разрушен при пожаре, возникшем в результате аварии на стояночной площадке [4].

На конец марта 1982 г. общий налет всего парка самолетов «Старлифтер» составил 297 605 ч.

В процессе эксплуатации самолеты С-141В неоднократно демонстрировали свои возможности. В июне 1981 г. самолет С-141В совершил полет продолжительностью 15,2 ч с трехкратной заправкой топливом в полете. Самолет вылетел из г. Крайстчерча (Новая Зеландия), сбросил грузы над базами Мак-Мурдо Саунд и на Южном полюсе для антарктической экспедиции и вернулся на аэродром вылета. За несколько недель до этого полета самолет С-141В совершил перелет за 13,5 ч (также с трехкратной заправкой в воздухе) с авиабазы Мак-Гир (шт. Нью-Джерси) в г. Дахран (Саудовская Аравия), имея на борту груз весом 30 390 кгс. Такой полет на самолете С-141А потребовал бы два дня и промежуточных посадок для заправки самолета и отдыха членов экипажа [1].

Фирма Локхид исследует возможность дальнейшего совершенствования самолетов С-141. В конце 1979 г. сообщалось, что фирма завершила производство и установку на 10 самолетах С-141 секций (длиной 2,44 м) носка корневой части крыла, изготовленных из угле- и стеклопластика.

Новые секции носков консолей крыла полностью взаимозаменяемы с применяемыми секциями алюминиевой сотовой конструкции. По программе ВВС в течение не менее пяти лет будут проводиться эксплуатационные оценочные испытания с целью получения данных о расходах на ремонт и техобслуживание новых секций носков крыла, установленных на левой консоли, и соответствующих обычных секций, установленных на правой консоли.

По мнению фирмы Локхид, носки крыла из композиционных материалов по сравнению с носками стандартной алюминиевой сотовой конструкции отличаются большим сроком службы, повышенная износостойкость, значительно меньшие расходы на техобслуживание и возможность уменьшения стоимости их производства на ~25% [5].

Характеристика самолета Локхид С-141В [1]

Размах крыла	48,74 м
Длина самолета	51,29 »
Высота самолета	11,96 »
Площадь крыла	299,89 м ²
Удлинение крыла	7,9
Угол отрицательного поперечного V (у корня — на концах)	0,94°—1,20°
Угол стреловидности крыла по 1/4 хорд (у корня — на концах)	23°44'—25°
Колея шасси	5,33 м
Основная кабина:	
длина	21,33 »
ширина	3,12 »
высота	2,77 »
объем	185,02 м ³
Число мест (максимальное)	154 солдата, или 123 десантника, или 80 раненых на носилках и 6 сопровождающих
Максимальный взлетный вес:	
при перегрузке 2,25	155 585 кгс
при перегрузке 2,5	146 555 »
Вес снаряженного самолета	65 540 »
Максимальная перевозимая нагрузка	42 870 »
Максимальный вес без топлива	108 410 »
Расчетный посадочный вес	116 800 »
Максимальная крейсерская скорость (при нормальном весе)	875 км/ч
Крейсерская скорость при полете на большую дальность	795 »
Начальная скороподъемность	13,2 м/с
Дальность полета с максимальной перевозимой нагрузкой	4 710 км
Перегоночная дальность	10 450 »
Взлетная дистанция при максимальном взлетном весе	1 177 м
Посадочная дистанция при максимальном весе	1 957 »
Тип двигателя	ТРДД Pratt-Уитни TF33-P-7
Число двигателей и взлетная тяга	4×9525 кгс
Запас топлива в 12 крыльевых баках	89 305 »

В последние несколько лет самолет С-141В стал интенсивно использоваться для выполнения специальных операций с полетом на малой высоте SOLL (Special Operations Low Level). Такие операции могут включать доставку грузов на грунтовой аэродром или сбрасывание их в полете, высадку десантных подразделений или диверсионных групп, эвакуацию раненых и поисково-спасательные операции.

Операции SOLL подразделяются на два типа: SOLL I, выполняемые днем, и SOLL II — в ночное время. При выполнении операций SOLL I, чтобы избежать радиолокационного обнаружения, самолет совершает полет на высоте ~90 м, используя для маскировки рельеф местности. Полет на малой высоте обычно выполняется со скоростью 462—500 км/ч.

Выполнение операции SOLL I обычно заканчивается сбрасыванием контейнеров с грузами весом по 340—545 кгс с малой высоты. С самолета С-141В можно сбрасывать до 13 контейнеров. Перед сбрасыванием грузов самолет должен уменьшить скорость до требуемой за минимально возможное время. После сбрасывания выполняется уход из зоны назначения с большой скоростью.

Самолет С-141В не имеет какого-либо специального оборудования для полетов на малой вы-

соте, например РЛС следования рельефу местности, поэтому операции SOLL II летчики выполняют с использованием очков ночного видения и на высотах не ниже 152 м над наиболее высоким препятствием на маршруте. Рассматривается возможность оборудования пультов люминесцентным освещением, исключающим риск ослепления летчиков обычной световой индикацией.

В то время как операции SOLL I обычно сводятся к сбрасыванию грузов с воздуха, операция SOLL II включает посадку самолета на элементарно подготовленную площадку.

Экипаж самолета С-141В, обычно состоящий из пяти человек, для выполнения операций SOLL увеличивается до девяти человек. Экипаж составляется из добровольцев. Чтобы стать командиром экипажа SOLL, летчик с начальной подготовкой дол-

жен пройти курс обучения не менее 43 месяцев. В состав экипажа самолета, выполняющего операции SOLL, входят три летчика, два штурмана, два бортинженера и два-три оператора погрузочно-разгрузочных работ. Первый летчик (командир экипажа) выполняет взлет и посадку, второй летчик — полет по маршруту, в том числе полет на малой высоте, и уход из зоны назначения, третий летчик — запасной [6].

1. Air International, 1983, v. 24, III, N 3, p. 116—121, 145—147.

2. Journal of Aircraft, 1982, v. 19, VII, N 7, p. 567—573.

3. Aerospace Daily, 1980, v. 102, 11/IV, N 30, p. 235.

4. Aerospace Daily, 1982, v. 117, 7/IX, N 4, p. 30.

5. Interavia Air Letter, 1979, 20/XI, N 9385, p. 6.

6. Air Force Magazine, 1983, v. 66, IX, N 9, p. 106—108, 111—112, 115.

Референт *Р. П. Шуякова.*
Редактор *М. А. Левин.*

„ТИ“, ЦАГИ, 1984, № 8, 1—28.

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

Технический редактор *В. Н. Добровольская*

Корректор *Л. В. Морозова*

Сдано в набор 16.03.84.

Подписано в печать 28.04.84.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура

Высокая печать.

Бум. л. 1,75.

Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4,34.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ Заказ. 1950.

