



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Испытания самолета Макдоннелл-Дуглас F/A-18A при больших углах атаки	1
Применение пилотажного комплекса фирмы Макдоннелл при разработке авиационных систем оружия	9
Потенциальные преимущества транспортных самолетов двухфюзеляжной схемы	14
Проект пассажирского самолета для авиалиний большой протяженности Макдоннелл-Дуглас MD-100	19
Системы кондиционирования воздуха и наддува кабины пассажирского самолета Боинг 767	22
Девятый полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“	26

УДК 629.735.33.018.7(73) Макдоннелл-Дуглас F/A-18A

**ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС F/A-18A
ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ***

Одна из основных целей при разработке самолета F/A-18A состояла в обеспечении возможности неограниченного маневрирования во всем диапазоне эксплуатационных режимов. В связи с этим были поставлены следующие задачи:

1. Исключить дивергенцию рыскания.
2. Устранить опасность реверса поперечного управления при больших углах атаки.
3. Обеспечить необходимый запас продольного управления (моментов на пикирование) при углах атаки, реализуемых при различных эксплуатационных центровках. Требование применения аэродинамической компоновки, обладающей собственной продольной статической устойчивостью, не предъявлялось.
4. Обеспечить мощность управления, достаточную для вывода самолета из штопора.

В августе 1976 г. — июне 1979 г. до начала программы летных испытаний опытных самолетов F/A-18 были проведены широкие испытания моделей самолета и исследования на пилотажном стенде. Испытания моделей, выполненных в масштабе 0,06 и 0,16, были осуществлены в аэродинамической трубе больших дозвуковых скоростей НИЦ им. Эймса (NASA) с диаметром рабочей части 3,45 м и в трансзвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда (BVC) с размерами рабочей части 4,9×4,9 м с целью определения основных характеристик статической устойчивости и управляемости самолета при различных углах атаки и скольжения и при различных числах М. Полученные данные были использованы для первоначальной оценки путевой устойчивости и возможности реверса поперечного управления при больших углах атаки.

Испытания в дозвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли (NASA) с размерами рабочей части 9×18 м свободнолетающей модели, выполненной в масштабе 0,16, позволили оценить летные характеристики самолета при полете с большими

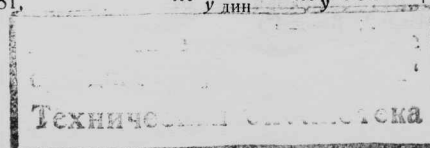
углами атаки при $n_y = 1$ и влияние системы управления полетом на характеристики вплоть до углов атаки, соответствующих срыву и сваливанию. Была также получена информация о реакции самолета на отклонение поверхностей поперечного управления при больших углах атаки.

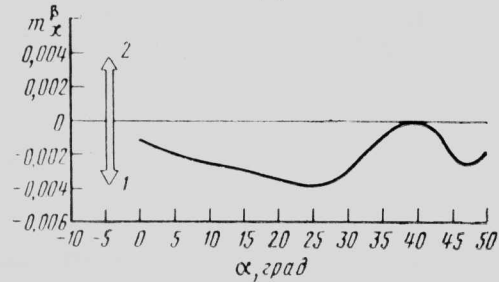
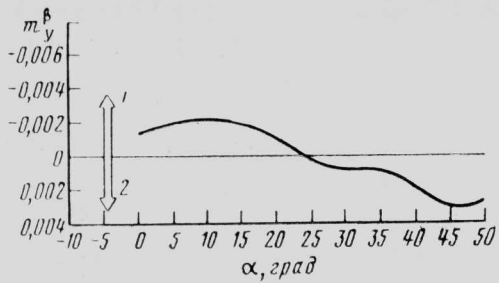
По результатам испытаний в штопорной аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли модели самолета, выполненной в масштабе 1/30, были определены возможные типы штопора, характеристики вывода из штопора для различных вариантов внешних грузов и центровок и необходимые размеры противштопорного парашюта. Во время испытаний радиоуправляемой сбрасываемой с вертолета модели, выполненной в масштабе 0,16, отработывались основные элементы системы управления и оценивалась сопротивляемость штопору при различных перегрузках. Отработывались методы ввода и оптимального вывода самолета из штопора. Изучение поведения самолета при больших углах атаки, проводившееся фирмой Макдоннелл-Дуглас во время исследований на пилотажном стенде, было направлено на оценку устойчивости самолета в отношении штопора при выполнении типичных боевых маневров, влияния системы управления полетом на характеристики самолета при больших углах атаки, определение возможных типов штопора и отработку оптимальной методики вывода из штопора.

Характеристики поперечной и путевой устойчивости самолета, определенные по результатам испытаний в аэродинамической трубе NASA модели в масштабе 0,16, показаны на рис. 1. Видно, что самолет обладает собственной путевой устойчивостью до угла атаки $\sim 25^\circ$ и собственной поперечной устойчивостью до угла атаки $\sim 40^\circ$. Совместное воздействие характеристик путевой и поперечной устойчивости на поведение самолета можно оценить с помощью параметра дивергенции рыскания

* Behel I. M., McNamara W. G. F/A-18A high angle of attack/spin testing. SETP Technical Review (USA), 1981, v. 16, N 2, p. 108—132.

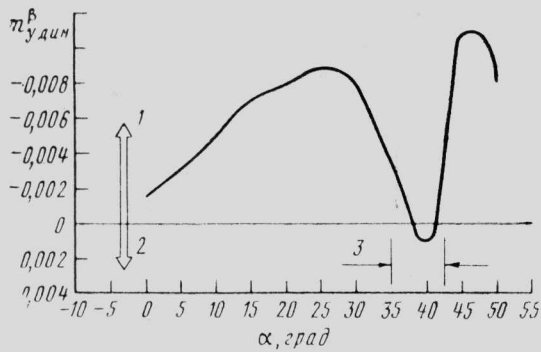
$$m_{y \text{ дин}}^{\beta} = m_y^{\beta} \cos \alpha + \frac{I_y}{I_x} m_a^{\beta} \sin \alpha.$$





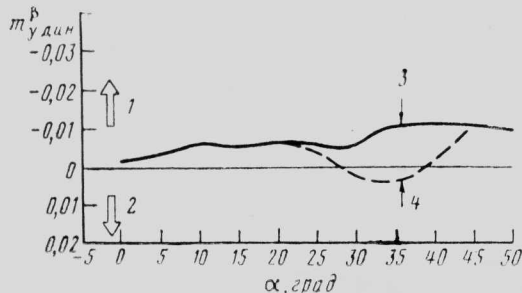
1—область устойчивости; 2—область неустойчивости

Рис. 1. Изменение характеристик поперечной и продольной устойчивости самолета F/A-18 в зависимости от угла атаки по результатам испытаний модели в аэродинамической трубе (угол отклонения предкрылков 34° , закрылки не отклонены)



1—область устойчивости; 2—область неустойчивости; 3—область возможной дивергенции рыскания

Рис. 2. Изменение параметра дивергенции рыскания $m_{удин}^{\beta}$ в зависимости от угла атаки (угол отклонения предкрылков 34° , закрылки не отклонены)



1—область устойчивости; 2—область неустойчивости; 3—модель в масштабе 0,06; 4—модель в масштабе 0,16

Рис. 3. Изменение параметра дивергенции рыскания в зависимости от угла атаки по результатам испытаний моделей, выполненных в масштабе 0,06 и 0,16 (угол отклонения предкрылков 25° , закрылки не отклонены; $M=0,2$; $\beta=\pm 4^\circ$)

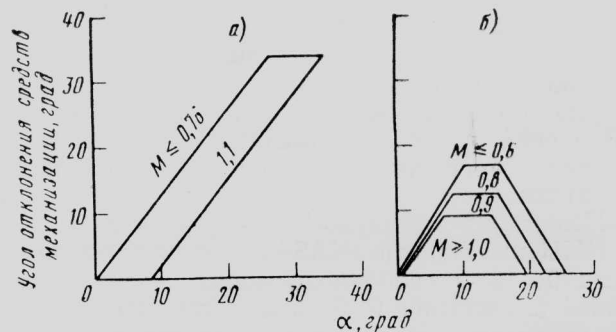
Из рис. 2 видно, что согласно результатам испытаний в аэродинамической трубе самолет F/A-18 должен обладать удовлетворительной боковой устойчивостью при маневрировании с большими углами атаки. Однако при маневрировании с углом атаки $\sim 40^\circ$ опасность дивергенции рыскания возрастает. Этот результат был подтвержден при испытаниях свободнолетающей модели: при угле атаки $\sim 35^\circ$ наблюдалась медленная дивергенция рыскания модели.

Интересно отметить, что результаты испытаний модели, выполненной в масштабе 0,16, в значительно большей степени соответствуют характеристикам реального самолета, чем результаты испытаний модели в масштабе 0,06 (рис. 3). Это дает основания полагать, что стандартная методика учета масштабных эффектов, использовавшаяся ранее при испытаниях моделей других типов самолетов, для самолета F/A-18A не обеспечивает требуемой точности полученных результатов. Предполагается, что причина заключается в наличии на самолете F/A-18A больших корневых наплывов крыла, предназначенных для создания вихревой подъемной силы.

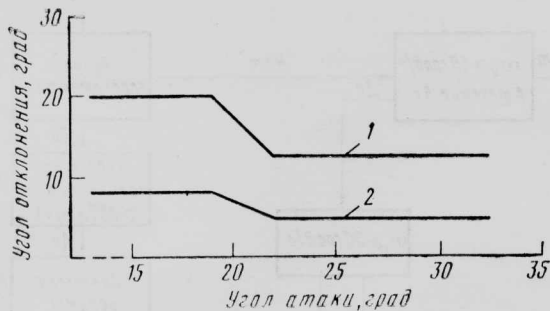
ОСОБЕННОСТИ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Боковое управление и стабилизация. Законы бокового управления, предусмотренные в системе управления полетом самолета, обеспечивают повышение сопротивляемости сваливанию и штопору при больших углах атаки благодаря отклонению предкрылков и закрылков крыла в зависимости от угла атаки и числа M полета (рис. 4). Отклонение предкрылков значительно повышает статическую поперечную устойчивость (и, следовательно, $m_{удин}^{\beta}$). По оценке, для углов атаки свыше 25° оптимальным является максимальное отклонение предкрылков. Отклонение закрылков сильно влияет на демпфирование колебаний типа «голландский шаг» и величину аэродинамического качества. Принятые законы управления предусматривали полную уборку закрылков при маневрировании с большими углами атаки.

Дальнейшее повышение сопротивляемости сваливанию и штопору обеспечивается уменьшением рабочего диапазона углов отклонения дифференциального стабилизатора и элеронов при больших углах атаки (рис. 5). Цель такого регулирования состоит в значительном снижении перекрестного



а—предкрылки; б—закрылки
Рис. 4. Программы автоматического отклонения средств механизации в зависимости от угла атаки и числа M



1—элероны; 2—дифференциальный стабилизатор

Рис. 5. Регулирование рабочего диапазона углов отклонения элеронов и дифференциального стабилизатора в зависимости от угла атаки (полное боковое отклонение ручки управления)

неблагоприятного момента рыскания (обуславливающего появление момента крена, направленного противоположно моменту, создаваемому органами поперечного управления) и одновременном сохранении на достаточно высоком уровне эффективности поперечного управления. Кроме того, в системе управления самолетом F/A-18 используется автомат перекрестной связи между величиной отклонения поверхностей поперечного и путевого управления, обеспечивающий создание благоприятного момента рыскания при поперечном перемещении ручки управления (рис. 6). Установлен также автомат перекрестной связи между величинами отклонения поверхностей путевого и поперечного управления (рис. 7) с целью уменьшить потребное скольжение при накренивании самолета благодаря отклонению рулей направления.

Улучшение согласования отклонения поверхностей поперечного и путевого управления уменьшает момент тангажа, возникающий при больших углах атаки вследствие кинематической перекрестной связи при вращении самолета вокруг продольной оси. Для повышения устойчивости планера самолета используется обратная связь по следующим параметрам: поперечное ускорение (для увеличения путевой устойчивости); угловая скорость рыскания (для повышения путевого демпфирования); произведение угловой скорости крена на угол атаки (для обеспечения вращения самолета относительно вектора скорости или оси, близкой к нему, вместо вращения вокруг продольной связанной оси самолета); угловая скорость крена (для увеличения демпфирования колебаний типа «голландский шаг»).

Нормальным режимом работы системы управления полетом является режим улучшения управляемости. Принятые законы бокового управления обеспечивают повышение сопротивляемости сваливанию и штопору, но в то же время уменьшают располагаемую мощность управления и затрудняют выход из штопора. В связи с этим предусмотрен режим вывода из штопора, дающий летчику возможность отклонять поверхности управления на максимальные углы независимо от угла атаки и числа M полета и отключающий все каналы обратной связи. Описание этого режима приведено ниже.

Продольное управление и стабилизация. Продольная устойчивость планера повышается с использованием обратной связи по следующим параметрам: нормальная перегрузка, угловая скорость

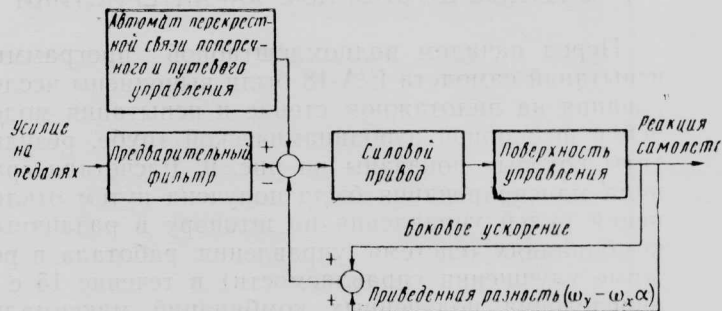


Рис. 6. Блок-схема канала путевого управления

тангажа и угол атаки (рис. 8). Обратная связь по нормальной перегрузке обеспечивает нейтральную устойчивость по скорости при $n_y=1$ и почти постоянный градиент усилий по перегрузке при ско-

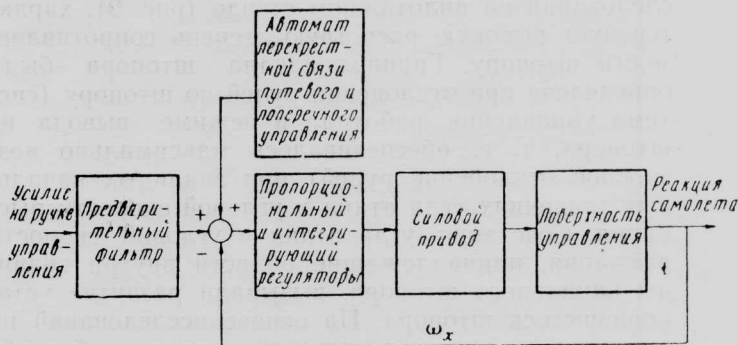


Рис. 7. Блок-схема канала поперечного управления (в рабочем диапазоне интегрирующего устройства при установившемся режиме обеспечивается постоянный градиент усилия по угловой скорости крена)

ростях полета выше 460 км/ч. При скоростях менее 460 км/ч обратная связь по угловой скорости тангажа и нормальной перегрузке обеспечивает почти постоянное отношение приращения угловой скорости тангажа к приращению отклонения ручки управления. При больших углах атаки ($\geq 15^\circ$) обратная связь по углу атаки оказывает наибольшее влияние на управляемость. Резкое увеличение усилий на ручке управления предупреждает летчика о том, что маневрирование происходит при больших углах атаки.

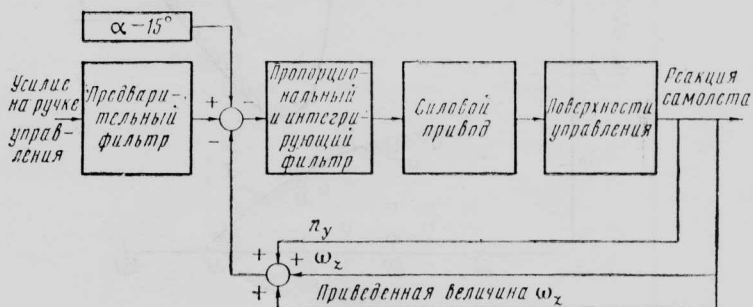


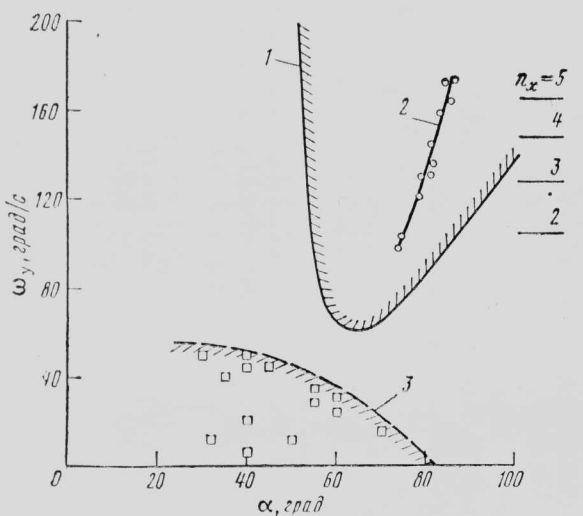
Рис. 8. Блок-схема канала продольного управления (при большинстве условий полета на установившемся режиме сохраняется постоянный градиент усилия на ручке по перегрузке)

РАСЧЕТНЫЕ ШТОПОРНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Перед началом полномасштабной программы испытаний самолета F/A-18 были выполнены исследования на пилотажном стенде и испытания моделей в штопорной аэродинамической трубе, результаты которых показаны на рис. 9. Расчетная граница маневрирования была получена путем отклонения рулей управления по штопору в различных комбинациях (система управления работала в режиме улучшения управляемости) в течение 15 с и определения полученных комбинаций максимальной угловой скорости рыскания и угла атаки. Продолжительность выдерживания рулей в отклоненном положении (15 с) соответствовала требованиям, предъявлявшимся к программе демонстрационных летных испытаний самолета при больших углах атаки и штопорных испытаниях.

Область между границами маневрирования и начала штопора, полученная по результатам исследований на пилотажном стенде (рис. 9), характеризует высокую расчетную степень сопротивляемости штопору. Граница начала штопора была определена при отклонении рулей по штопору (система управления работала в режиме вывода из штопора, т. е. обеспечивалось максимально возможное отклонение рулей) при заданных начальных значениях угла атаки и угловой скорости рыскания. Сочетания угла атаки и угловой скорости рыскания, принадлежащие области внутри границы начального штопора, вызывали развитие установившегося штопора. На основе исследований на пилотажном стенде, испытаний в штопорной трубе и испытаний сбрасываемых моделей были определены два вида штопора: плоский штопор с плавным вращением и большой угловой скоростью рыскания (рис. 9) и плоский колебательный штопор с большой угловой скоростью рыскания. При максимальном отклонении рулей против штопора выход из обоих видов штопора происходил не более чем за 2,5 витка. При работе системы управления в режиме улучшения управляемости установившийся штопор не был реализован.

Вывод из штопора. Первоначально был преду-



○ □ — расчетные значения
1 — граница начального штопора; 2 — штопор с плавным вращением; 3 — граница маневрирования
Рис. 9. Расчетные границы маневрирования и штопора

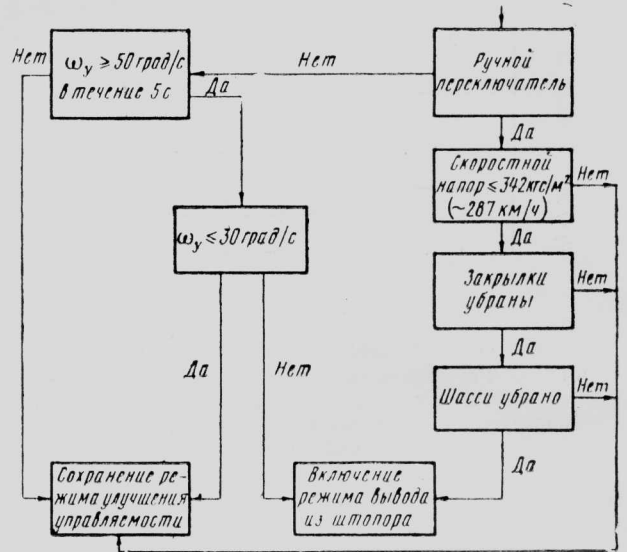


Рис. 10. Схема работы системы управления в режиме вывода из штопора

смотрен автоматический перевод системы управления в режим вывода из штопора в том случае, если угловая скорость рыскания превышает 35 град/с в течение 5 с. Автоматический обратный переход к режиму улучшения управляемости должен был происходить при уменьшении угловой скорости рыскания ниже 15 град/с. В дальнейшем границы включения и выключения режима вывода из штопора были изменены на 50 и 30 град/с соответственно с целью исключить возможность случайного включения этого режима во время обычного маневрирования (рис. 10).

В ноябре 1980 г. один из самолетов F/A-18 разбился в результате потери управления при маневрировании, во время которого угловая скорость рыскания была менее 50 град/с — величины, необходимой для перехода на режим вывода из штопора. Вследствие того, что система управления работала в режиме улучшения управляемости, мощность управления была недостаточна для вывода летчика самолета из штопора. Для предотвращения в дальнейшем подобных случаев на правом пульте управления в кабине был установлен ручной переключатель режима вывода из штопора. При его переводе в положение «включено» система управления начинает работать на режиме вывода из штопора при условии, что скорость меньше ~287 км/ч. Обратный переход к режиму улучшения управляемости происходит при превышении скорости 287 км/ч независимо от положения переключателя. Наличие переключателя обеспечивало также возможность преднамеренного ввода самолета в штопор при проведении летных испытаний.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

При увеличении угла атаки самолета до ~10° наблюдается появление бафтинга с очень малой амплитудой вибраций средней частоты. Дальнейшее увеличение угла атаки сопровождается повышением амплитуды и уменьшением частоты вибраций. Однако эти изменения достаточно невелики и происходят в сравнительно большом диапазоне углов атаки. Отсутствие резкого изменения частоты или амплитуды вибраций не позволяет использо-

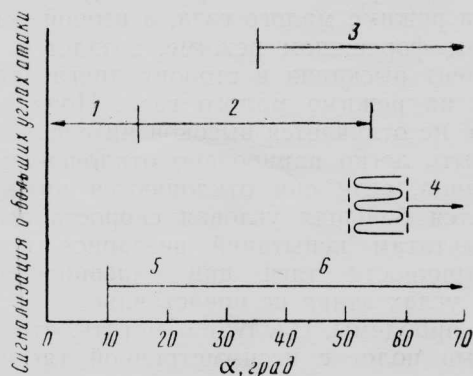
вать бафтинг для предупреждения о достижении определенного угла атаки.

Уровень шума в кабине самолета F/A-18 значительно ниже, чем в кабинах большинства других современных тактических реактивных самолетов. Устранен или значительно снижен шум, источниками которого являются двигатели, воздушный поток, обтекающий самолет, и система кондиционирования. Только при углах атаки больше 50—60° наблюдается повышение уровня шума в кабине. Считается, что в этом случае шум создается вихрями, сходящими с передней части корневых наплывов крыла и проходящими около фонаря кабины или наталкивающимися на него. Возникновение этого шума не может служить сигналом, предупреждающим об опасности сваливания и потери управляемости, вследствие того, что оно происходит при углах атаки, значительно превышающих угол, соответствующий $c_{y, \max}$ (35—40°). В результате потребовалось применить искусственную сигнализацию предупреждения летчика о приближении самолета к опасным режимам.

Наиболее важным сигналом является существенное увеличение потребных усилий на ручке управления при углах атаки $> 15^\circ$ вследствие того, что при $\alpha = 15^\circ$ происходит включение обратной связи по углу атаки в канале продольного управления. При достижении угла атаки 30—35° потребные усилия возрастают настолько, что большинству летчиков приходится удерживать ручку управления двумя руками. Большая часть летчиков дает положительную оценку такой сигнализации о полете на больших углах атаки.

При превышении угла атаки 35° подается также звуковой сигнал с частотой 1600 Гц (рис. 11). Однозначного одобрения такая сигнализация не получила, особенно со стороны летчиков, имеющих опыт полетов в зонах ПВО (зенитных ракет и артиллерии), во время которых на самолете срабатывает сигнализация о возможности атаки самолета средствами ПВО. Считается целесообразным модифицировать устройство звуковой сигнализации о достижении большого угла атаки и опасности сваливания таким образом, чтобы обеспечить четкое отличие ее сигналов от других звуковых сигналов.

На самолете F/A-18 установлена также звуковая сигнализация о превышении угловой скорости рыскания 25 град/с. Такая сигнализация оказалась



1—нейтральная устойчивость по скорости; 2—увеличение усилий на ручке управления; 3—звуковой сигнал; 4—шум от вихрей; 5—бафтинг; 6—увеличение амплитуды и уменьшение частоты вибраций

Рис. 11. Сигнализация предупреждения о приближении к опасным режимам

полезной для своевременного устранения чрезмерной угловой скорости рыскания, которая может привести к сваливанию вследствие инерционных перекрестных связей.

Летные характеристики при больших углах атаки. Ниже за исключением оговариваемых случаев рассматривается полет при работе системы управления в режиме улучшения управляемости.

В диапазоне углов атаки ~ 18 — 22° самолет F/A-18 подвержен слабо затухающим колебаниям типа «голландский шаг», которые воспринимаются летчиком почти как чистые колебания по крену, так как отношение углов крена и рыскания существенно превышает 1. Возникновение этих колебаний вызывается особенностями характеристик цифровой системы управления (сдвиги фаз, временные задержки и т. д.) и аэродинамики планера самолета. Наибольшая интенсивность колебаний наблюдается при попытке летчика осуществлять поперечное управление с повышенной точностью (например, при выдерживании ориентации фюзеляжа самолета на воздушную цель). Однако, если летчик «уменьшает свое передаточное число» (т. е. снижает интенсивность перемещений ручки управления) или полностью «размыкает контур канала поперечного управления» (т. е. отказывается от преднамеренных поперечных перемещений ручки управления), колебания по крену быстро затухают. Колебания типа «голландский шаг» являются менее интенсивными при задействовании обратной связи по рысканию и крену. Поэтому с помощью соответствующей корректировки коэффициентов усиления в системе управления возможно улучшение демпфирования колебаний по крену при управлении самолетом летчиком. Следует подчеркнуть, что колебания по крену не отмечались в других диапазонах углов атаки.

При углах атаки свыше 25° уменьшается путевая устойчивость самолета. Это проявляется в повышении величины самопроизвольного отклонения носа самолета в сторону. При угле атаки около 25° это явление для летчика почти незаметно, однако при достижении 40° оно более выражено. Обычно угол скольжения при отклонении носа самолета не превышает $\pm 10^\circ$, но в некоторых случаях он увеличивается неограниченно, в результате чего происходит увод носа самолета в сторону. Предварительный анализ показывает, что вероятность увода носа самолета является наибольшей при полете на малых высотах с большими перегрузками при углах атаки ~ 40 — 45° . Этот диапазон углов атаки соответствует области уменьшения $m_{у \text{дин}}^0$, полученной, как указывалось выше, по результатам испытаний в аэродинамической трубе. Большая сопротивляемость самолета уводу носа в сторону наблюдается при углах атаки выше 50° . Этим объясняется тот факт, что при резком полном перемещении ручки управления на себя устойчивость самолета F/A-18 во время маневрирования сохраняется на достаточно хорошем уровне.

Эффективность управления. Реакция самолета на перемещение органов управления, как и следовало ожидать, резко изменяется при увеличении угла атаки. До угла атаки $\sim 18^\circ$ реакция относительно трех осей является сравнительно «чистой» (т. е. перекрестные связи минимальны). Поперечное перемещение ручки управления приводит к до-

статочно хорошо координированному кренению самолета приблизительно вокруг вектора скорости полета. Летчику нет необходимости координировать кренение с помощью отклонения рулей направления. Отклонение педалей ножного управления на малых углах атаки также обеспечивает хорошо координированное быстрое кренение вследствие большой поперечной устойчивости самолета и перекрестной связи между величинами отклонения рулей направления и поверхностей поперечного управления.

При увеличении угла атаки до 20—25° наблюдается резкое уменьшение реакции самолета на поперечное перемещение ручки управления. Такое снижение эффективности управления вызывается почти исключительно уменьшением углов отклонения поверхностей поперечного управления, осуществляемым автоматически с целью уменьшить неблагоприятное скольжение на больших углах атаки. Отклонение рулей направления не смогло бы парировать большие моменты рыскания, которые возникают при значительных отклонениях элеронов и дифференциального стабилизатора на больших углах атаки.

При дальнейшем увеличении угла атаки до 30—35° отмечается уменьшение эффективности поперечного управления с помощью отклонения педалей. Однако это уменьшение не такое резкое, как при управлении с помощью поперечного перемещения ручки управления, и эффективность управления с помощью педалей сохраняется на достаточном уровне до максимального сбалансированного угла атаки самолета F/A-18 (~55—60°). Рабочий диапазон углов отклонения рулей направления не уменьшается при больших углах атаки, и уменьшение реакции самолета по крену и (или) рысканию вызвано почти полностью уменьшением аэродинамической эффективности рулей направления при повышенных углах атаки.

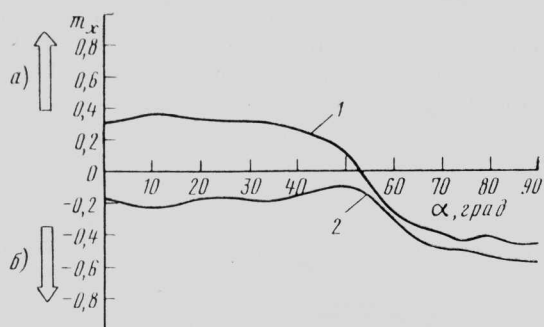
Анализ реакции самолета на продольное перемещение ручки управления несколько более сложен. Из рис. 12 видно, что максимальный угол атаки, на котором самолет сбалансирован при полном отклонении стабилизатора носком вниз, составляет ~55—60°. Однако такая большая величина сбалансированного угла атаки, возможно, не является существенным тактическим преимуществом за исключением того, что при этом обеспечи-

вается возможность быстрого торможения. Угловая скорость неустановившегося движения тангажа самолета F/A-18 также выше, чем у других самолетов флота: отмечалась угловая скорость 50 град/с при резком полном перемещении ручки управления на себя во время полета с углами атаки в пределах 15—30°. В результате выполняется очень динамичный маневр с забросом по углу атаки до >90°.

На угловую скорость неустановившегося движения тангажа самолета влияют обычно такие факторы, как его продольный момент инерции, продольная статическая устойчивость, демпфирующие моменты планера и т. д. Однако у самолета F/A-18 ее большое значение определяется прежде всего большой разностью поперечных моментов, получаемых при различных углах отклонения стабилизатора (т. е. большим изменением коэффициента продольного момента при отклонении стабилизатора на 1°), во время полета при углах атаки менее 50°. При $\alpha > 50^\circ$ разность между продольными моментами, соответствующими полным отклонениям стабилизатора носком вниз и носком вверх, как видно из рис. 12, существенно ниже, чем при полете с малыми углами атаки, и эффективность продольного управления снижается. Анализ рис. 12 показывает также, что при некоторых углах атаки и положениях стабилизатора планер самолета неустойчив ($m_z^z > 0$). Это не ухудшает управляемость самолета F/A-18 в конфигурации для выполнения задания сопровождения, так как необходимая искусственная устойчивость обеспечивается системой улучшения управляемости.

Работа двигателя при испытаниях самолета в полете с большими углами атаки была хорошей. Неустойчивая работа компрессора и заглохание двигателя происходят редко даже при углах атаки более 90° при работе двигателя на максимальных бесфорсажном и форсажном режимах. Только в том случае, когда РУД находится в положении «максимальный бесфорсажный режим» или «форсажный режим» во время начального или полностью развившегося штопора (угловая скорость рыскания более 60 град/с), может произойти заглохание двигателя.

Испытания самолета при полете с несимметричной тягой также дали удовлетворительные результаты. В том случае, когда один из двигателей работает на режиме малого газа, а второй — на максимальном форсажном режиме, создается небольшой момент рыскания в сторону двигателя, работающего на режиме малого газа. Появляющееся движение не отличается высокой интенсивностью и может быть легко парировано отклонением рулей направления, если они отклоняются прежде, чем развивается большая угловая скорость рыскания. По результатам испытаний внезапное появление несимметричности тяги при маневрировании на больших углах атаки не представляет для летчика сложной проблемы. Следует отметить, что продолжительный полет с несимметричной тягой и при рулях, отклоненных по штопору, использовался для преднамеренного ввода самолета в штопор во время испытаний. Изложенные выводы сделаны по результатам испытаний, большая часть которых осуществлялась на высотах 9150—12 200 м. Внезапный отказ одного двигателя на малых высотах



а — момент на кабрирование; б — момент на пикирование
1 — полное отклонение стабилизатора (носик вниз);
2 — полное отклонение стабилизатора (носик вверх)

Рис. 12. Изменение коэффициента продольного момента самолета в зависимости от угла атаки (средняя центровка при боевой нагрузке для выполнения задания сопровождения)

должен привести к появлению большого момента рыскания.

Штормные испытания. Выше отмечалось, что один из самолетов F/A-18 разбился вследствие потери управляемости, приведшей к возникновению штопора с очень малой угловой скоростью рыскания. В результате фирма Макдоннелл-Дуглас и ВМС начали программу исследований, направленную на проверку расчетных данных о видах штопора самолета F/A-18 и выявление других возможных видов штопора, в частности штопора с очень малой угловой скоростью рыскания. Программа была ограничена исследованиями самолета только в конфигурации истребителя сопровождения (с вооружением из двух ракет «Сайдуиндер» на концах крыла и двух ракет «Спэрроу» на подфюзеляжных узлах) и включала 113 вводов самолета в штопор во время 16 полетов.

Перевернутый штопор не изучался. Основной самолет, на котором проходили испытания (F/A-18A № 6), был оборудован несколькими системами, предназначенными для испытаний на больших углах атаки: противоштопорный парашют, аварийное устройство питания гидросистемы от аккумулятора, аварийное устройство питания электросистемы от аккумулятора, аварийная система подкачки топлива, телеметрическое измерительное оборудование с питанием от аккумулятора, новая система зажигания пусковых воспламенителей двигателей, система перекачки топлива для изменения центровки самолета в полете и специальное оборудование кабины летчика для проведения штопорных испытаний. В кабине был установлен ручной переключатель для перевода системы управления в режим вывода из штопора.

Для использования на опытном и серийном самолетах были введены форматы, которые должны выводиться на экраны двух многофункциональных цифровых дисплеев, расположенных по бокам в верхней части приборной доски, и отображать летчику информацию, обеспечивающую оптимальный способ вывода из штопора. В обычном полете на многофункциональных дисплеях отображается информация от прицельно-навигационной системы и системы управления вооружением (РЛС, ИК системы переднего обзора и т. д.). Она автоматически заменяется информацией, необходимой для вывода из штопора в случае потери самолетом управляемости. Эта информация включает сведения о режимах работы системы управления (включен или выключен режим вывода из штопора) и команды на перемещение органов управления для вывода самолета из штопора. Например, при развившемся или начальном правом нормальном или левом перевернутом штопоре появляется командная стрелка на полное отклонение ручки управления вправо (при нейтральном положении рулей направления и стабилизатора). После снижения угловой скорости рыскания до величины менее 15 град/с команда на поперечное перемещение ручки управления исчезает, в соответствии с чем летчику рекомендуется поставить ручку в нейтральное положение. Система управления продолжает при этом работать в режиме вывода из штопора (при ручном включении), что обеспечивает возможность полного отклонения поверхностей управления. При увеличении скорости выше ~287 км/ч режим выво-

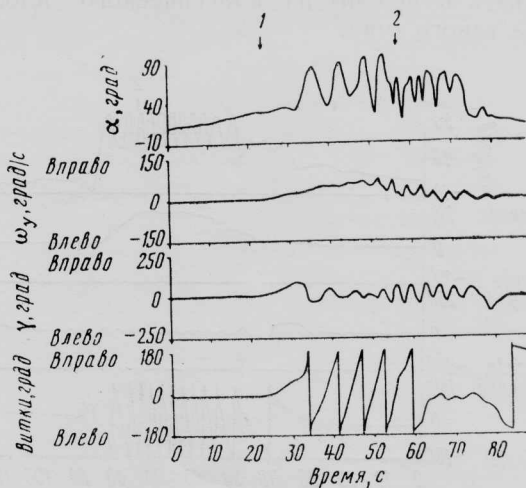
да из штопора отключается и система управления возвращается в режим улучшения управляемости.

Информация для вывода из штопора позволяет летчику вывести самолет из штопора оптимальным методом без необходимости определять предвременно тип или направление штопора или вспоминать правильный порядок отклонения рычагов управления.

Виды штопора. Во время испытаний были выявлены три вида нормального штопора: с малой угловой скоростью рыскания, со средней угловой скоростью рыскания и плоский штопор с большой угловой скоростью рыскания.

Первый вид штопора характеризуется очень малой угловой скоростью рыскания (0—50 град/с) при углах атаки 50—60°. Он отличается сравнительно плавным вращением и малыми колебаниями угловой скорости рыскания. В некоторых случаях, однако, он имеет более ярко выраженный колебательный характер и отличается большими колебаниями по крену и углу тангажа. Потеря высоты за один виток составляет ~1070—1370 м при скорости снижения ~107 м/с. Вывод из штопора осуществляется менее чем за один виток (при рулях, полностью отклоненных против штопора). Типичное протекание штопора с малой угловой скоростью рыскания показано на рис. 13. Следует отметить, что иллюстрируется один из наиболее колебательных среди выполненных штопоров с малой угловой скоростью рыскания.

Второй вид штопора (рис. 14) характеризуется большей угловой скоростью рыскания (20—80 град/с) и отличается обычно намного большей колебательностью относительно трех осей по сравнению со штопором первого вида. Потеря высоты за один виток и средняя скорость снижения составляют соответственно ~460 м и ~107 м/с. Вывод из штопора происходит максимум за 1,5 витка. При штопоре этого вида в большей степени нарушается ориентация летчика вследствие больших колебаний по тангажу и крену и постоянно изменяющейся угловой скорости рыскания. Временами колебания по крену резко возрастают и самолет может совершить полный оборот вокруг продольной оси без изменения направления штопора. Это особенно

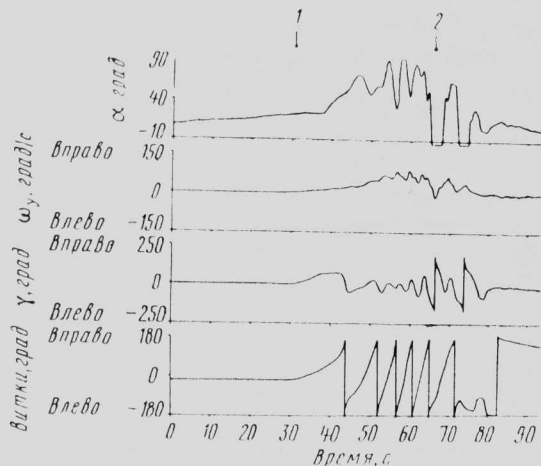


1—рули управления по штопору; 2—рули управления против штопора

Рис. 13. Изменение параметров движения самолета в процессе штопора с малой угловой скоростью рыскания

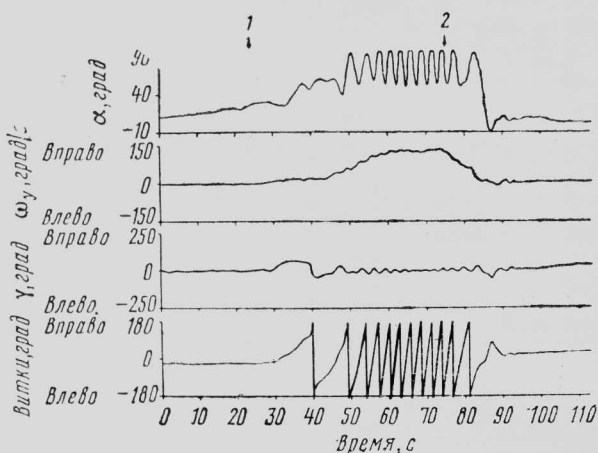
способствует нарушению ориентации у летчика, так как сопровождается уменьшением перегрузки и изменением знака угловой скорости рыскания.

Третий вид штопора (рис. 15) характеризуется большой угловой скоростью рыскания (110—140 град/с) и очень большими углами атаки (70—95°). Обычно он является плоским и отличается плавным вращением с очень малыми колебаниями относительно трех осей. Однако иногда проявляются слабые колебания по тангажу и колебания угловой скорости рыскания. При третьем виде штопора в отличие от первых двух видов отмечаются значительные отрицательные продольные перегрузки (—2,5 ÷ —3,5). По этой причине такой штопор обуславливает малую комфортабельность полета при большой угловой скорости рыскания, хотя и не



1—рули по штопору; 2—рули против штопора
Рис. 14. Изменение параметров движения самолета в процессе штопора со средней угловой скоростью рыскания

приводит к нарушению у летчика ориентации. Потеря высоты за один виток составляет обычно 305 м при средней скорости снижения 92—102 м/с. Выход из штопора осуществляется менее чем за три витка. Эта особенность самолета F/A-18 считается исключительной, так как большинство других современных тактических реактивных самолетов не могут быть выведены из классического плоского штопора такого типа.



1—рули по штопору; 2—рули против штопора
Рис. 15. Изменение параметров движения самолета в процессе штопора с большой угловой скоростью рыскания

Наличие штопора самолета F/A-18 с малой угловой скоростью рыскания не было выявлено расчетным путем по результатам исследований на пилотажном стенде и испытаний моделей, а было обнаружено в результате летных испытаний самолета. Причиной этого является, вероятно, недостаточно правильный учет масштабных эффектов. Сравнение расчетных данных с результатами летных испытаний (рис. 16) показывает, что граница штопора с малой угловой скоростью рыскания находится вблизи границы маневрирования.

Граница маневрирования была рассчитана для условия работы системы управления в режиме улучшения управляемости, при котором рабочие диапазоны углов отклонения дифференциального стабилизатора и элеронов существенно ограничиваются. Результаты летных штопорных испытаний



1—расчетная граница начального штопора; 2—расчетная граница штопора с плавным вращением; 3—расчетная граница маневрирования; 4—действительная граница штопора
○ — расчетные значения;
● — полученные значения
Рис. 16. Сравнение расчетных границ маневрирования и штопора с границей штопора, полученной во время летных испытаний

показывают, однако, что при включении режима вывода из штопора выход из штопора с малой угловой скоростью рыскания может быть осуществлен менее чем за один виток. В будущем предполагается оценить режим вывода из штопора с измененным законом регулирования, обеспечивающим автоматическое включение этого режима при отфильтрованном значении угловой скорости рыскания (апериодический фактор с постоянной времени 5 с), превышающем 15 град/с, и при скорости полета менее 222 км/ч. Система управления будет переводиться в режим вывода из штопора только в том случае, если летчик правильно отклоняет рычаги управления на вывод из штопора. В противном случае она будет работать в режиме улучшения управляемости.

В соответствии с планами программа летных испытаний самолета F/A-18 предусматривала проведение дальнейших испытаний по оценке поведения самолета при больших углах атаки и его штопорных характеристик при полете с другими вариантами нагрузки, включающими подвесной топливный бак на центральном подфюзеляжном узле, подвесные баки на подкрыльных узлах, максимальную нагрузку на подкрыльных узлах и максимальную асимметричную нагрузку. Предполагалось также оценить влияние на поведение самолета осуществленной модификации поверхностей оперения управления (увеличение размаха и площади элеронов, введение дифференциального отклонения предкрылков и закрылков), выполнить исследование перевернутого штопора.

Референт М. А. Левин.

ПРИМЕНЕНИЕ ПИЛОТАЖНОГО КОМПЛЕКСА ФИРМЫ МАКДОННЕЛЛ ПРИ РАЗРАБОТКЕ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ ОРУЖИЯ*

Пилотажные стенды широко используются при разработке самолетов, бортового оборудования и авиационного оружия. Не заменяя летные испытания, моделирование на пилотажных стендах дает экспериментальные результаты, стоимость получения которых в летных испытаниях может быть недопустимо высокой. Примером может служить оценка эффективности перспективных ракет воздух—воздух средней дальности AMRAAM в условиях воздушного боя.

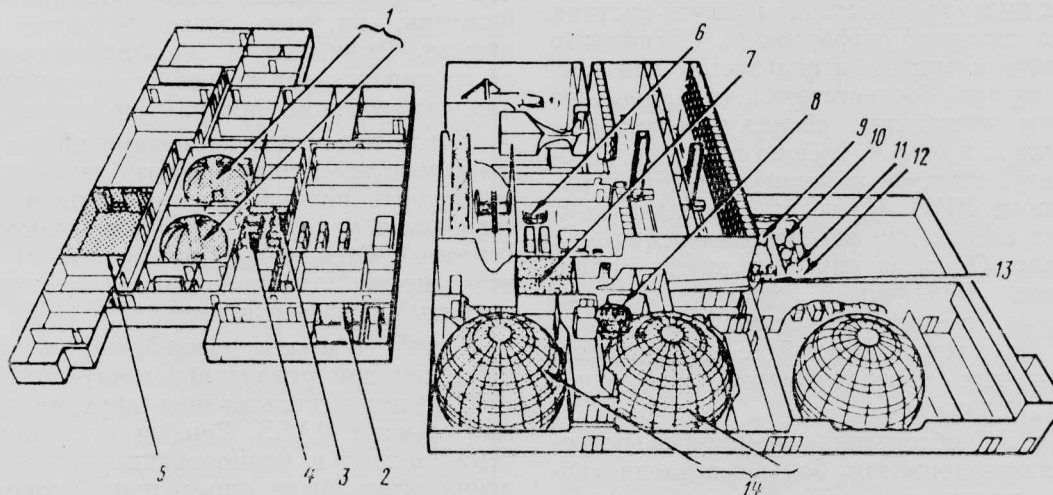
Весьма эффективны пилотажные стенды при разработке самолета как системы оружия. Возмож-

Этот комплекс обеспечивает моделирование динамики авиационных систем в реальном времени с участием летчиков в контуре управления и включает следующие основные подсистемы:

управляющую ЭВМ «Сайбер» 170/760 с объемом памяти 700 К слов;

систему генерирования цветного изображения внекабинной обстановки (вида земли, неба и других самолетов);

систему визуализации внекабинной обстановки,



1—пилотажные стенды № 1 и № 2, кабины «чужих»; 2—комната летчиков «чужих»; 3—пост наведения «чужих»; 4—дополнительные посты управления самолетов «чужих» (6 мест); 5—комната для обсуждений (команда «чужих»); 6—видеозапись; 7—проходная; 8—пост руководителя испытаний; 9—комната для обсуждения (команда «своих»); 10—пост наведения «своих»; 11—дополнительные посты управления самолетами «своих» (2 места); 12—комната летчиков (команда «своих»); 13—обработка результатов моделирования; 14—пилотажные стенды № 3 и № 4, кабины «своих»

Рис. 1. Пилотажный моделирующий комплекс фирмы Макдоннелл

ность наблюдать развитие событий в реальном времени обеспечивает проектировщикам наилучшие условия для понимания взаимодействия летчика с электронным оборудованием и другими бортовыми системами самолета. Специалисты имеют возможность обсудить мнения летчиков о работе системы и их пожелания, подготовить изменения, оценить их влияние на работу системы, ввести их в систему моделирования и снова получить оценку летчиков — и все это в относительно короткое время. Если изменения оказываются полезными и их реализация возможной, они могут быть введены в реальную систему оружия.

Моделирующие установки могут применяться как в процессе проектирования авиационных систем, так и для оценки эффективности уже разработанных систем. Американская самолетостроительная фирма Макдоннелл, например, использует свой пилотажный комплекс для проводимой ВВС США оценки эффективности применения ракет AMRAAM (рис. 1).

согласованную с изображениями от ИК датчиков и РЛС;

универсальную систему генерирования графических изображений для пилотажных и командных дисплеев;

четыре купола-экрана;

несколько стендов-кабин для моделирования группового воздушного боя.

Мощная вычислительная система обеспечивает согласованную работу всех компонентов моделирующего комплекса.

Расположенные в куполах кабины могут использоваться отдельно или одновременно при моделировании воздушного боя. Стенды MACS (Mapped Air Combat Simulator) № 1 и № 2 имеют куполы диаметром ~6 м и старые проекционные системы. Другие стенды имеют куполы диаметром ~12 м и более современные проекционные и дисплейные системы. Эти стенды позволяют моделировать воздушный бой с участием до четырех самолетов и атаки наземных целей с учетом противодействия противника. Постройку и оборудование пятого купола предполагалось завершить в 1982 г.

Пилотажные стенды для моделирования воздушного боя имеют неподвижные кабины. Инфор-

* Kessler N. J. and Passmore H. Avionics implications from weapon system operational utility studies on manned air combat simulators. AIAA Paper N 81—2230.

мация о перегрузке обеспечивается путем наддува противоперегрузочного костюма и тряски сиденья. Потеря зрения при перегрузках моделируется программным ослаблением яркости внешней визуальной картины, приборных шкал и дисплеев, освещения приборной доски.

Информация летчику об угловой ориентации самолета обеспечивается с помощью проектора в карданном подвесе. Изображение других самолетов в пределах видимой части экрана формируется либо системой всеракурсного изображения цели (ААТ), либо системой изображения для режимов взлета и посадки (VITAL). Обе системы используют замкнутые цепи передачи видеосигналов, и изображения проектируются на сферический экран с помощью телескопических проекторов в кардановых подвесах.

На каждом пилотажном стенде имеется система моделирования звуковой информации. Генератор шума с широким спектром используется для воспроизведения шумов, соответствующих изменению режима работы двигателя, выпуску тормозных щитков, закрылков и шасси, трещину воздуха об обшивку, бафтингу, стрельбе из пушек и запуску ракет, движению по ВПП. Имеются несколько коммуникационных систем для обеспечения испытаний различного типа. Одна из них моделирует радиопротиводействие. Различные звуковые сигналы (предупреждение о радиооблучении, сигналы о захвате цели тепловой головкой самонаведения, переговоры) также обеспечиваются с помощью коммуникационных систем.

Математическое обеспечение комплекса позволяет моделировать движение большого числа «пилотируемых» самолетов и целей. Каждый самолет обеспечен полной моделью вооружения, в которой рассчитываются полет ракеты или снаряда и величина фактического промаха. Полное моделирование пилотируемого полета может быть обеспечено одновременно для четырех самолетов. Кроме того, в моделирование может быть включен еще один самолет, управляемый по программам ЭВМ либо оператором со специального пульта.

Воздушный бой может моделироваться либо в обстановке отсутствия угрозы со стороны наземных средств ПВО, либо в условиях сильной концентрации ракет поверхность — воздух. Для разгрузки основной ЭВМ «Сайбер» 170/760 подключается периферийный вычислитель SEL 32/75, используемый для моделирования движения самолетов противника, полета ракет и определения результата стрельбы. Это позволяет рассчитывать наряду с движением самолетов полет большого числа ракет без ухудшения точности моделирования воздушного боя.

Пилотажные стенды фирмы Макдоннелл использовались в течение ряда лет как вспомогательное средство при проектировании авиационных систем. Ранним примером их применения является исследование управления РЛС с помощью боковой ручки, выполненное в конце 1960-х годов. При этом была проведена оценка возможности летчика одновременно управлять самолетом и РЛС. В результате была разработана система ручного управления РЛС, примененная затем на самолетах F-15 и F-18. Эта система включает «изометрический» силовой переключатель для управления азимутом и

дальностью и штурвальчик для управления углом возвышения антенны, расположенные на РУД.

Моделирующие установки использовались также при выборе формата данных индикаторов на ЭЛТ для современных самолетов, в частности символики индикатора на лобовом стекле (коллиматорного индикатора) для самолета F-15, используемого для всех видов боевых операций. При этом были оценены различные варианты размещения и модификации шкал, цифровой индикации угла атаки и другой дополнительной информации.

Возможность проведения такого вида исследований в значительной мере обусловлена использованием основной ЭВМ с очень большим быстродействием в сочетании со специальным оборудованием для генерирования графического изображения. Были использованы программы на языке Фортран, которые легко читаются и модифицируются. Вычислитель графического изображения легко управляется и требует применения обычного для графического программирования языка.

Когда проектная концепция определена и доведена до стадии практической реализации, требуется оценить возможности системы в реальной обстановке в комплексе с другими самолетными системами. Степень достоверности моделирования всех систем должна позволять летчику правильно оценить их эффективность.

Такой подход к разработке систем был осуществлен при реализации программы истребителя F-15 путем использования двух первых пилотажных стендов MACS. Еще до того, как полная система оружия и радиолокационная система управления огнем были определены, проводилось моделирование воздушного боя самолета F-15 с самолетом потенциального противника при использовании только пушечного вооружения и оптического прицела.

Спустя год при разработке основных компонентов авиационного оборудования было проведено моделирование боя самолета F-15 с перспективным самолетом потенциального противника при отсутствии визуального контакта. Летчики были вынуждены использовать РЛС, чтобы обнаружить противника, установить режим атаки и атаковать, используя ракеты средней и ближней дальности и/или пушечное вооружение. Это исследование позволило оценить возможность использования летчиками различных режимов работы РЛС и информации для выполнения атаки, представляемой бортовым радиоэлектронным оборудованием.

Позже пилотажный комплекс был применен для проектирования основной логики работы РЛС в режиме слежения на проходе, а также дисплеев и логики работы комплексной системы распределения тактической информации между самолетами (JTIDS). Обе эти программы потребовали достаточно полного моделирования нескольких самолетов потенциального противника для всеобщей оценки работы исследуемых систем. Кроме того, потребовалось моделирование более чем одного самолета F-15 для проверки специальных режимов обмена данными между самолетами. Стало очевидным, что для повышения эффективности исследований и разработки систем необходимо моделировать ситуации с большим числом участников.

Моделирование ситуаций с участием большого числа самолетов при отсутствии визуального контакта между ними не оказалось для фирмы большой проблемой, так как может быть осуществлено путем развития математического обеспечения. Однако при моделировании боя на ближних дистанциях летчики на стендах должны видеть другой самолет. Для увеличения числа изображений на экранах стендов было разработано матобеспечение для системы VITAL, позволяющее генерировать изображения самолетов, а проекторы цели были модифицированы для увеличения отображаемой зоны внекабинного пространства и воспроизведения в основной части экрана до трех целей.

Поскольку число воспроизводимых изображений самолетов на экранах стендов все еще не соответствовало требованиям, были исследованы другие методы генерирования изображений самолетов. В частности, был исследован способ формирования графических очертаний самолетов с помощью зеркально отраженных лазерных лучей. Этот эксперимент завершился разработкой вспомогательных лазерных проекторов цели (LAT). Изображения, воспроизводимые этими проекторами, показаны на рис. 2. Считается, что даже такие схематичные изображения обеспечивают летчику полезную информацию при моделировании воздушного боя.

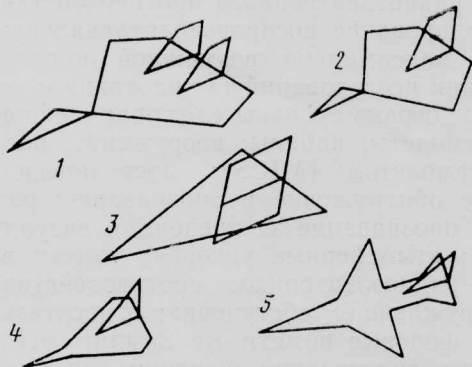
В процессе исследований по программе JTIDS выявилась необходимость выдачи летчикам внекабинной информации о скорости и высоте полета, поскольку большая часть полета проходила на малой высоте. В результате была создана совершенно новая динамическая система «земля — небо» (DES), обеспечивающая информацию о высоте и скорости полета относительно земли, а также об угловом положении самолета. На рис. 3 показан вид из кабины, обеспечиваемый системой DES, с изображениями двух самолетов-целей, одно из которых сформировано системой VITAL, а другое — системой LAT.

Наиболее широкие исследования на пилотажном комплексе были проведены испытательным центром ВВС США (AFTEC) для оценки эффективности усовершенствованных ракет воздух — воздух средней дальности AMRAAM.

Намечалось оценить:

эффективность применения ракет AMRAAM с надежной системой опознавания («свой — чужой») и без нее;

эффективность системы оружия при наличии многих целей;



1—самолет F-15; 2—самолет F-16; 3—нейтральный самолет; 4—истребитель противника; 5—бомбардировщик противника

Рис. 2. Графические изображения самолетов



Рис. 3. Изображение внекабинного пространства на пилотажном стенде

влияние различных радиоэлектронных бортовых систем на эффективность применения ракет AMRAAM;

рабочую загрузку летчика при использовании ракет AMRAAM.

Для решения поставленной задачи требовалось обеспечить на пилотажном комплексе исследование боевых операций с одновременным участием до 12 самолетов (каждый из которых управляется индивидуально), двух постов наведения с земли (GCI) или с самолетов AWACS и до 32 летящих ракет. Исследовались два типа истребителей ВВС США с различными вариантами вооружения.

Группа «своих» включала следующие самолеты и вооружение:

самолет F-16 с управляемыми ракетами воздух — воздух (AIM-9M) + пушка;

самолет F-16 с усовершенствованными ракетами воздух — воздух средней дальности (AMRAAM) + AIM-9M + пушка;

самолет F-15 с AIM-7M + AIM-9M + пушка;

самолет F-15 с AMRAAM + AIM-9M + пушка.

Моделировались следующие типы самолетов противника (всего до 8 самолетов):

истребители с ракетами средней и малой дальности и пушкой;

истребитель-бомбардировщик с бомбами, ракетами малой дальности + пушка.

Программа исследований предусматривала одновременное участие в моделировании до 12 самолетов.

Поскольку пилотажный комплекс располагал только четырьмя пилотажными стендами, были разработаны и изготовлены восемь дополнительных постов управления моделируемыми самолетами (MICS), показанных на рис. 4.

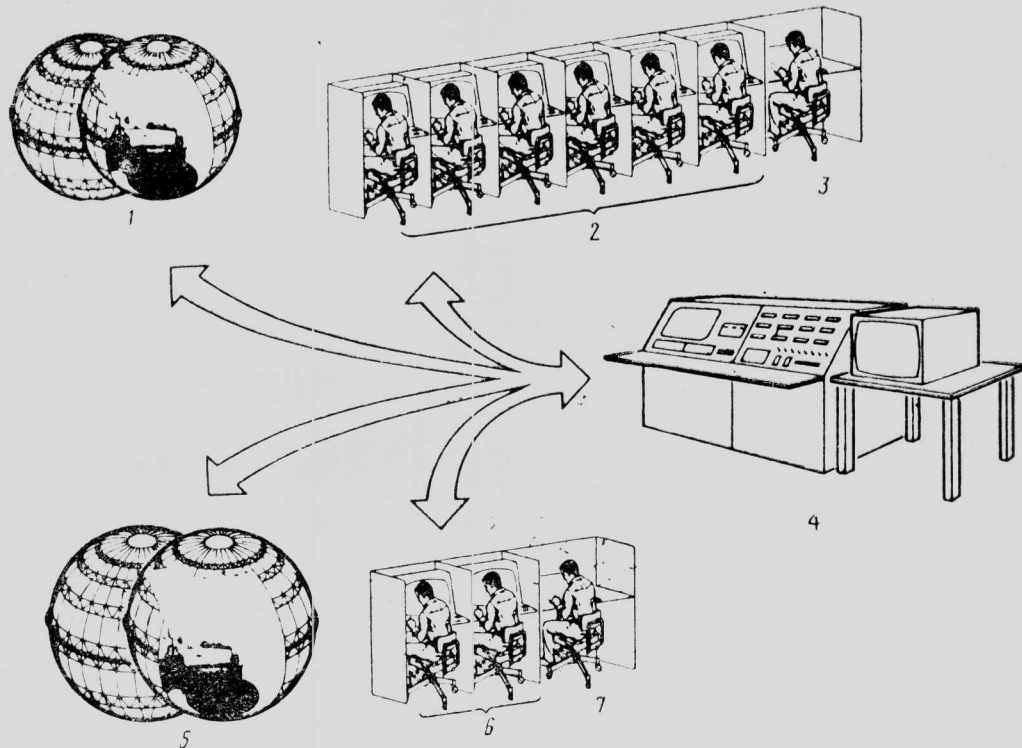
Полный состав оборудования, используемого в данных исследованиях, показан на рис. 1. Команда «чужих» размещается в левой части установки и использует пилотажные стенды MACS № 1 и № 2 и посты управления MICS с 1 по 6. Команда «своих» занимает правую сторону установки и ис-

пользует пилотажные стенды MACS № 3 и № 4 и посты управления MICS 7 и 8.

Системы визуализации пилотажных стендов MACS были дополнены лазерными проекторами LAT. Четыре проектора были установлены перед каждой кабиной летчика и три — за кабиной. Графические изображения вспомогательных целей,

вектора скорости, типа самолета (свой, чужой, неизвестный) и режима работы РЛС.

Математическое обеспечение позволяет моделировать бой с 12 активными участниками. Изменяя с помощью программы условия исследуемой задачи, например состав вооружения самолетов (AMRAAM против AIM-7M или AIM-9M), возмож-



1—пилотажные стенды № 1 и № 2; 2—дополнительные посты управления самолетами, команда «чужих»; 3—пост наведения с земли или с самолета; 4—пульт руководителя; 5—пилотажные стенды № 3 и № 4; 6—дополнительные посты управления самолетами, команда «своих»; 7—пост наведения

Рис. 4. Организация моделирования по программе исследования усовершенствованной ракеты средней дальности (AMRAAM)

формируемые специальным вычислителем, накладываются на изображение земли и неба, создаваемое системой DES в зоне, охватывающей 60° переднего поля обзора. Проекторы обеспечивают до семи изображений целей в передней части сферы и до пяти — в задней полусфере.

Система визуализации не позволяет воспроизвести одновременно изображения всех самолетов и ракет, участвующих в задаче. Решение этой проблемы было найдено в ограничении зоны обзора, обслуживаемой проекторами целей, на каждом пилотажном стенде. Кроме того, было установлено, что в реальном воздушном бою с 12 участниками время, в течение которого каждый из участников боя может видеть самолетов и ракет больше обеспечиваемого пилотажным комплексом, очень мало. Поскольку количество самолетов больше числа проекторов и качество видеоизображений лучше, чем качество графических изображений вспомогательных целей, была разработана программа, управляющая распределением целей между проекторами и стендами. Эта программа определяет приоритет всех самолетов по отношению к каждому самолету, управляемому из кабины пилотажного стенда MACS. Приоритет зависит от весовых коэффициентов, учитывающих расстояние между самолетами,

ности электронного оборудования (одноцелевая или многоцелевая система управления оружием), вид боевого задания (патрулирование или перехват) и принципы работы системы опознавания (в пределах и за пределами визуального контакта), можно получить достаточно большой объем данных для оценки эффективности различных систем. Работа систем самолетов F-15 и F-16 была проверена с учетом атмосферных возмущений, помех в линиях связи и радиоэлектронного противодействия.

Моделирование воспроизводит реальную обстановку с максимально возможной полнотой. Для проведения исследований на пилотажном комплексе были запрограммированы следующие основные модели: самолеты; кабины; вооружение; пост управления самолетом (MICS); пост наведения; визуальное обнаружение и опознавание; радиолокационное опознавание за пределами визуальной видимости; атмосферные условия; помехи в линиях связей; радиоэлектронное противодействие; место боя; окружающая обстановка; относительная геометрия; фоновые помехи от Земли; нейтральные самолеты; определение величины промаха; навигация.

Моделирование боевых ситуаций с применением ракет AMRAAM не предназначено для абсолютной

оценки эффективности различных систем оружия. Цель исследования состояла в сравнении характеристик различных систем в конкретных условиях. Выбранные параметры ракеты AMRAAM соответствовали данным, представленным объединенным управлением проектирования системы AMRAAM. Самолеты, их радиоэлектронное оборудование и

Моделирование на пилотажном стенде оказалось чрезвычайно полезным для определения оптимального состава информации, представляемой летчику на дисплее. В начале исследований казалось желательным вывести на дисплей цифровую информацию о высоте полета цели (рядом с ее символом), а также информацию об ее ускорении в

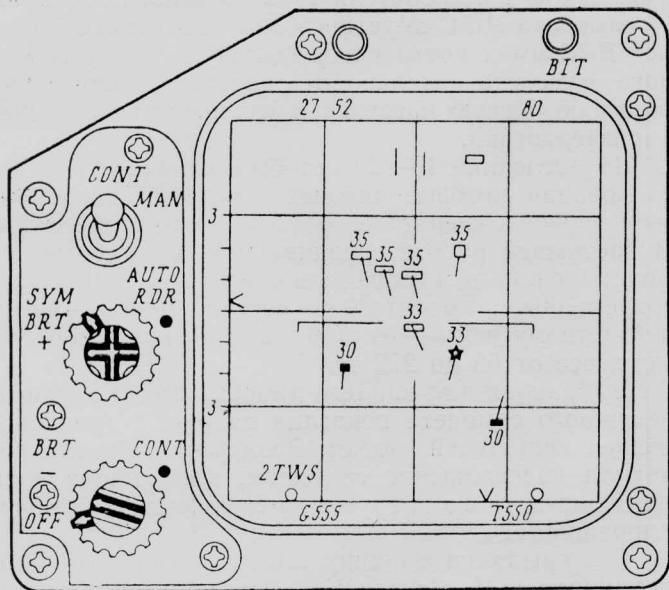


Рис. 5. Формат дисплея в начале исследования системы TWS

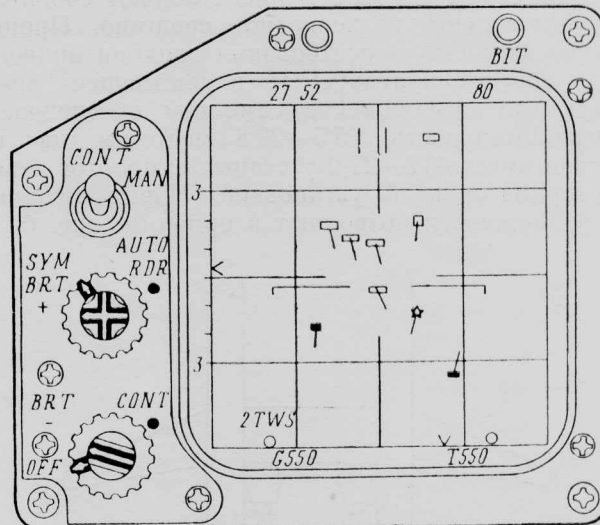


Рис. 7. «Очищенный» формат дисплея

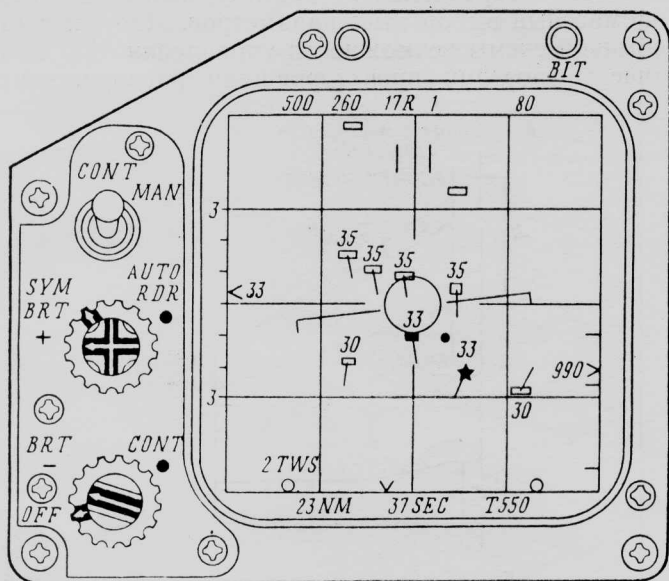


Рис. 6. Первоначальная форма представления информации при работе системы TWS

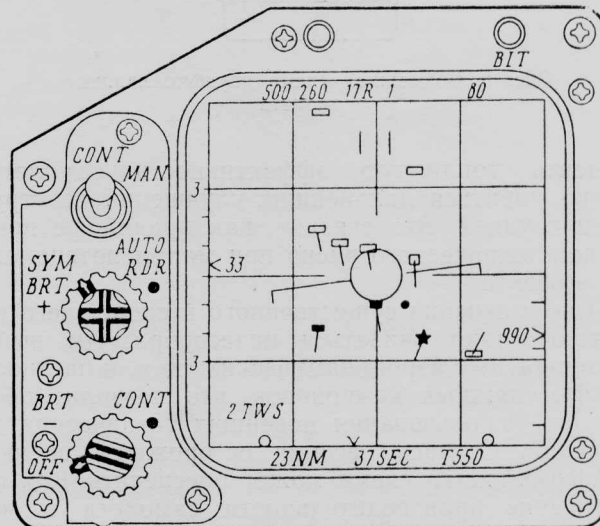


Рис. 8. Формат дисплея при работе системы TWS после устранения «засоряющих» экран символов

другие компоненты системы оружия моделировались на основе проектной документации с уточнениями по опыту эксплуатации.

Самолеты F-15 и F-16 моделировались с РЛС, обеспечивающей слежение за целью при сканировании. Разработка такой РЛС была проведена с использованием пилотажных стендов, обеспечивающих возможность оперативного изменения формата дисплея и наблюдения за работой летчика в реально развивающейся обстановке.

виде дополнительного вектора в конце вектора курса. Форматы дисплея с такой информацией показаны на рис. 5 и 6. После проверки системы на стенде стало очевидным, что информация о высоте полета цели засоряет дисплей до такой степени, что мешает летчику усваивать необходимую информацию. Кроме того, ускорение цели меняется так быстро, что информация о нем в виде вектора оказывается бесполезной для летчика. Форматы дисплея после модификации представлены на рис. 7 и 8. После устранения «засоряющих» символов информация на дисплее стала легче читаться и усваиваться летчиком.

Референт В. А. Сыроватский.

ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ПРЕИМУЩЕСТВА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ ДВУХФЮЗЕЛЯЖНОЙ СХЕМЫ*

Современные самолеты представляют собой высокоэффективное транспортное средство. Процесс технического совершенствования авиации привел к тому, что эксплуатируемые в настоящее время реактивные пассажирские самолеты обеспечивают производительность 25,5—29,8 место-км на 1 л топлива вместо 17—21,2 у старых самолетов с винтомоторной силовой установкой. Новые технические возможности позволяют в принципе еще более

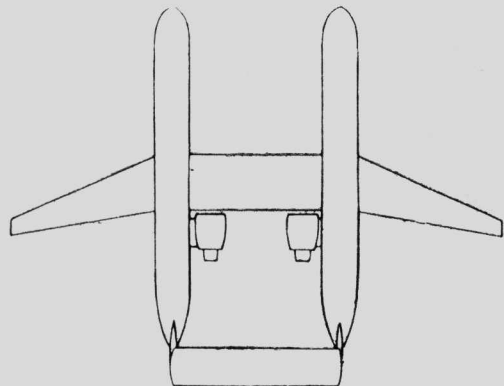


Рис. 1. Возможная схема двухфюзеляжного самолета

повысить топливную эффективность самолетов, однако добиться дальнейших улучшений все трудней и трудней. Это связано, как правило, с повышением технического риска при малом потенциальном эффекте.

Для получения существенного и скорейшего выигрыша может оказаться целесообразным выбор нестандартных аэродинамических схем, в частности двухфюзеляжных компоновок, что позволит обойтись без использования новейших технических достижений. Согласно весьма осторожным оценкам двухфюзеляжная схема может обеспечить 40%-ное увеличение производительности самолета в место-км на 1 л топлива.

Разработчики двухфюзеляжного самолета должны будут решить ряд новых проблем, в том числе связанные с динамикой движения в целом и несимметричным ударом о ВПП при посадке, возможными отрицательными эффектами интерференции или неблагоприятным влиянием фюзеляжей на распределение подъемной силы по размаху крыла, а также с усложнением управления по крену из-за большего момента инерции относительно продольной оси. Эти проблемы могут в какой-то степени уменьшить преимущества двухфюзеляжного самолета, однако выигрыш в топливной эффективности должен, по-видимому, остаться значительным.

Идея двухфюзеляжного самолета не нова. Летательные лодки такой схемы строились, например, в Италии в 1920—1930 гг. Во время второй мировой войны фирма Норт Америкен построила 272 двух-

фюзеляжных истребителя P-82 на основе известного самолета P-51 «Мустанг» обычной схемы. Самолет P-82 имел почти вдвое большую, чем у исходного самолета, дальность полета, значительно большую боевую нагрузку и улучшенные взлетные характеристики.

За последние 15—20 лет был выполнен ряд исследований двухфюзеляжных схем, в основном применительно к сверхтяжелым грузовым самолетам. В настоящей работе сравниваются дозвуковые самолеты одно- и двухфюзеляжных схем, близкие к современным самолетам по пассажироместности и взлетному весу — от 100 до 400 пассажирских мест, вес от 68 до 272 тс.

Выбранная для анализа типовая схема двухфюзеляжного самолета показана на рис. 1 (расположение двигателей может меняться). Рассматриваются пассажирские самолеты, хотя общие идеи применимы также к грузовым самолетам и бомбардировщикам.

Вес крыла на единицу длины по размаху пропорционален $M_{изг}/c$, где $M_{изг}$ — изгибающий момент, а c — толщина крыла. Большая толщина желательна с точки зрения прочности, но ведет к увеличению лобового сопротивления, поэтому необходим компромиссный выбор этих параметров. Для самолета обычной схемы возможности управления $M_{изг}$ ограничены, поэтому проектировщики распоряжаются

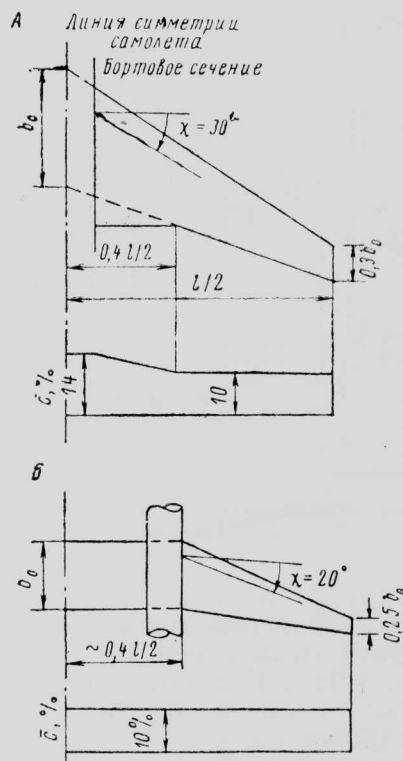


Рис. 2. Форма крыла в плане и распределение толщины профиля по размаху крыла обычного самолета (А) и двухфюзеляжного самолета (Б)

* Houbolt J. C. Why twin-fuselage aircraft? *Astronautics and Aeronautics*, 1982, v. 20, N 4, IV, p. 26—35.

в основном толщиной профиля и величиной его хорды в зоне очень больших изгибающих моментов (рис. 2). Толщина крыла двухфюзеляжного самолета может выбираться в основном из аэродинамических требований.

Распределение толщины и веса крыла по размаху для одно- и двухфюзеляжных 280-местных самолетов представлено на рис. 3 и 4, причем у первого самолета размах и удлинение крыла равны 47,2 м и 7,5, а у второго — 62,5 м и 11,5 при меньшем весе и площади крыла (239 м² против 299 м²).

Как показано на рис. 5, двухфюзеляжная схема позволяет значительно уменьшить пиковые значения изгибающих моментов. Такая схема — первый шаг к самолету с распределенной по размаху крыла полезной нагрузкой, но без отрицательных эффектов, связанных с очень большим размахом крыла. Уменьшение пиковых изгибающих моментов позволяет применить крыло большего удлинения без весовых издержек и даже более легкой конструкции.

В большинстве случаев, представляющих практический интерес, два фюзеляжа имеют меньшую смачиваемую поверхность, чем один эквивалентный фюзеляж. Кроме того, вес фюзеляжей, потребная тяга силовой установки, размеры крыла и оперения и вес топлива также будут меньше.

Для сравнения одно- и двухфюзеляжной схем были рассчитаны характеристики пассажирских самолетов таких схем. Принятые формы крыла в плане и распределение толщины профиля по размаху показаны на рис. 2. Толщина профиля центральной части крыла двухфюзеляжного самолета была ограничена 10%, чтобы предотвратить рост лобового сопротивления при больших дозвуковых чис-

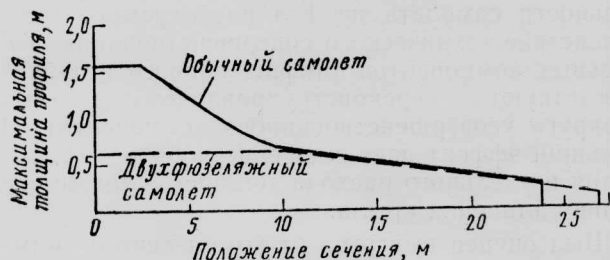


Рис. 3. Распределение толщины профиля по размаху крыла

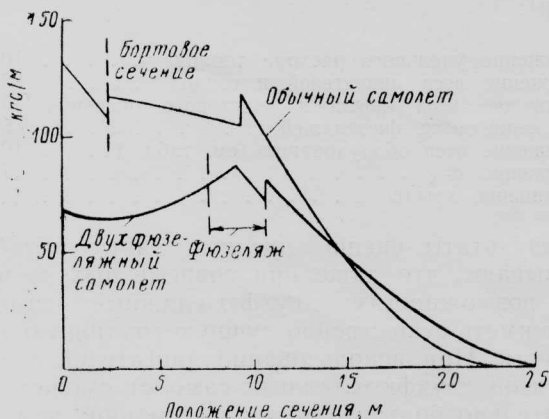


Рис. 4. Распределение веса крыла по размаху

лах M , хотя при соответствующем выборе формы профиля толщина крыла в указанной зоне может быть увеличена до 11—12%.

Представленные в табл. 1 характеристики самолетов обеих схем рассчитаны с учетом резервов топлива для полета на расстояние 322 км до запасного аэродрома и 45-минутного ожидания посадки. Приняты трансконтинентальная дальность полета, крейсерское число $M=0,75$, взлетная дис-

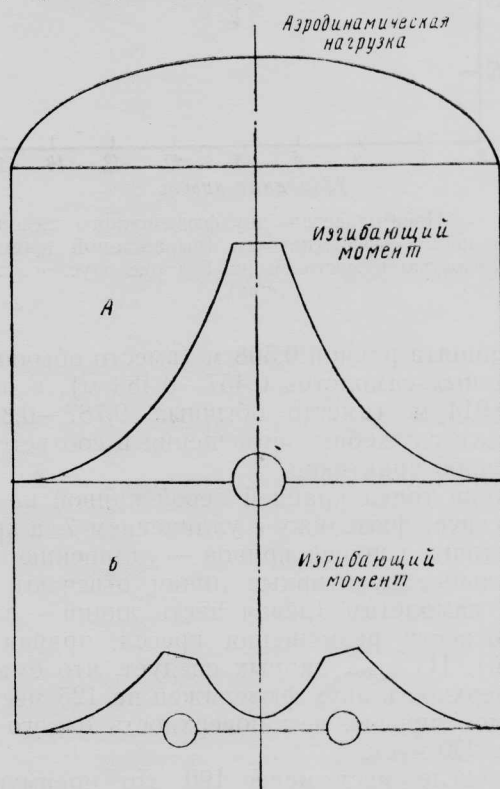


Рис. 5. Распределение изгибающего момента по размаху крыла обычного (А) и двухфюзеляжного (Б) самолетов

танция 3048 м для 250-местного самолета и 2134 м для 150-местного.

Двухфюзеляжный 250-местный самолет имеет на 38% большую производительность на 1 л топлива, меньший взлетный вес (16%) и потребную тягу двигателей (15%), чем соответствующий однофюзеляжный самолет. При равной платной нагрузке смачиваемая поверхность фюзеляжей двухфюзеляжного 250-местного самолета оказалась меньше, чем у однофюзеляжного, что привело к снижению сопротивления трения. 150-местный двухфюзеляжный самолет таким преимуществом не обладает, однако его производительность также значительно выше, чем у соответствующего однофюзеляжного самолета.

Преимущества самолета двухфюзеляжной схемы обеспечиваются главным образом благодаря возможности увеличения удлинения крыла без весовых издержек. Удлинение может достигать 14—16, тогда как у современных самолетов верхний предел по удлинению крыла равен 8. Одно это дает резкое увеличение производительности самолета без применения каких-либо технических усовершенствований (рис. 6).

Площадь смачиваемой поверхности фюзеляжа является функцией пассажироместности и числа кресел в ряду, как показано на рис. 7; ширина про-

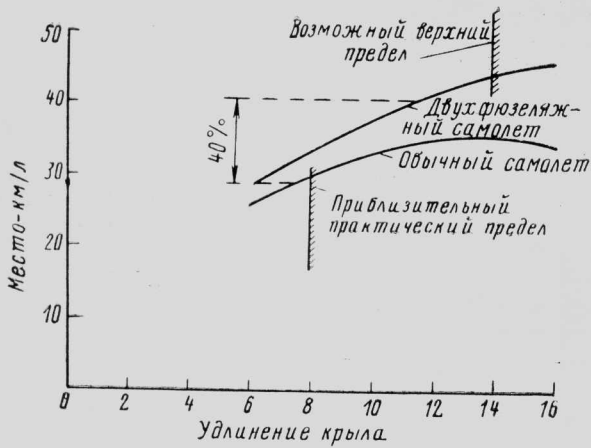


Рис. 6. Преимущества двухфюзеляжного самолета в топливной эффективности (выражаемой производительностью в место-км на 1 л расходуемого топлива)

ходов принята равной 0,508 м (вместо обычных для современных самолетов 0,457—0,483 м), а шаг рядов — 0,914 м (вместо обычных 0,787—0,864 м); учтены все служебные помещения в соответствии с современной практикой.

Нижняя точка крайней левой кривой на рис. 7 соответствует фюзеляжу с удлинением 7, а крайняя правая точка верхней кривой — удлинению 12. Горизонтальные пунктирные линии отвечают современным самолетам (левая часть линий — для малой плотности размещения кресел, правая — для большой). Из этих данных следует, что смачиваемая поверхность двух фюзеляжей на 125 мест каждый будет меньше, чем поверхность одного фюзеляжа на 250 мест.

При числе мест менее 190 это преимущество двухфюзеляжной схемы исчезает.

В отношении веса фюзеляжа двухфюзеляжная схема также имеет преимущества. Вес фюзеляжа с достаточной точностью можно оценить по формуле $G_{\phi} = (C_1 + C_2 d) S_{\phi}$, где C_1 и C_2 — константы, d и S_{ϕ} — диаметр и смачиваемая поверхность фюзеляжа соответственно. Член $C_2 d$, отражающий эффект

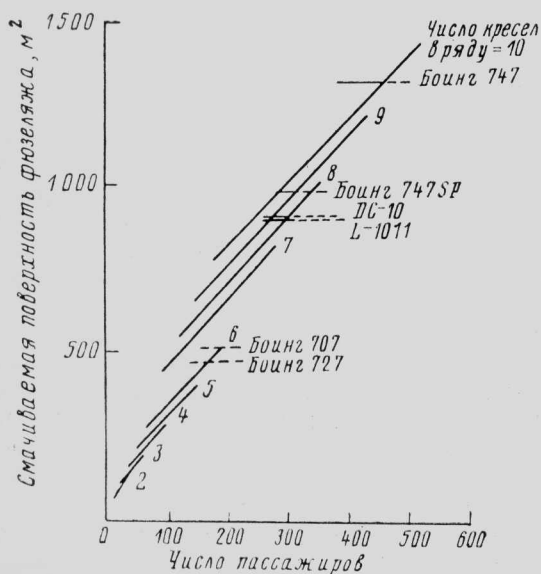


Рис. 7. Зависимость смачиваемой поверхности фюзеляжа от его пассажироместности

наддува фюзеляжа, имеет непропорционально большую величину для фюзеляжа с большим диаметром.

Вес двух фюзеляжей оказывается меньше веса одного фюзеляжа равной пассажироместности.

Большое расстояние между фюзеляжами снижает пиковые изгибающие моменты, однако по другим соображениям (момент рыскания при отказе одного двигателя, колея шасси, момент инерции относительно продольной оси, относительная динамика фюзеляжей) это расстояние следует ограничить. Всесторонний анализ дает практически оптимальное расстояние оси фюзеляжа от плоскости симметрии самолета, равное 0,35 размаха крыла. При рассмотренных величинах размаха крыла 42,7—68 м колея шасси будет равна 15,2—19,8 м. Эти величины совместимы с действующими ВПП и стояночными ограничениями.

Графики на рис. 7 свидетельствуют о том, что широкофюзеляжный самолет может оказаться неэффективным транспортным средством с точки зрения размещения пассажиров.

Для улучшения использования внутреннего объема можно применить двухпалубную пассажирскую кабину как альтернативу двухфюзеляжной схеме.

Двухпалубную кабину можно применить и на двухфюзеляжном самолете. Кроме того, наддув фюзеляжа с некруговым сечением сопряжен с определенными весовыми издержками, и только часть нижней палубы может быть занята пассажирами из-за объемов, занятых кессоном крыла, багажными и грузовыми отсеками. В результате, как показывают выполненные исследования, двухфюзеляжный самолет обладает более высокой топливной эффективностью, чем однофюзеляжный двухпалубный самолет.

В табл. 2 дается оценка изменения производительности самолета на 1 л расходуемого топлива вследствие технического совершенствования его отдельных компонентов (цифры правого столбца соответствуют переконструированному самолету «вокруг» усовершенствованного компонента). Наибольший эффект дает снижение лобового сопротивления и удельного расхода топлива, а также увеличение удлинения крыла.

Был оценен выигрыш от комплексного применения технических усовершенствований на двухфюзеляжном самолете с двумя двигателями со статической тягой по 20,6 тс. Принималось возможным (эти оценки следует считать весьма оптимистическими):

снижение удельного расхода топлива	10%
снижение веса двигателей и гондол	25%
снижение веса крыла и хвостового оперения	15%
снижение веса фюзеляжей	15%
снижение веса оборудования (см. табл. 1)	10%
снижение C_{x0}	17%
удлинение крыла	10%

Результаты оценок, представленные в табл. 3, показывают, что даже при современных технических возможностях двухфюзеляжные самолеты будут иметь существенно лучшую топливную экономичность. При использовании двигателей с заданной тягой двухфюзеляжный самолет сможет нести значительно большее число пассажиров, чем однофюзеляжный самолет.

Сравнение пассажирских самолетов одно- и двухфюзеляжных схем

Параметр	На 250 мест		Изменение, %	На 150 мест		Изменение, %
	однофюзеляжный	двухфюзеляжный		однофюзеляжный	двухфюзеляжный	
Весовые данные, кгс:						
крыло	14 062	11 339		8871	7711	
хвостовое оперение	2940	2439		2267	1959	
фюзеляж	15 094	12 378		7917	7772	
двигатели и гондолы	11 972	10 175		7723	7324	
оборудование *	25 471	21 392		15 034	13 608	
платная нагрузка	29 492	29 484		17 690	17 690	
топливо	35 035	25 380		19 621	15 556	
взлетный вес	134 066	112 587	-16	79 126	71 620	-9,5
Площадь крыла, м ²	256,2	212,6		197,6	170,8	
Площадь поверхности фюзеляжа, м ²	764,1	730,8		442,8	485,8	
Максимальная тяга силовой установки, кгс	35 921	30 526	-15	23 178	21 972	
Размах крыла, м	43,8	49,4		38,5	44,2	-5
Удлинение крыла	7,5	11,5		7,5	11,5	
<i>c_{x0}</i>	0,0189	0,0203		0,0165	0,0184	
<i>K</i>	16,6	19,9		17,8	20,8	
Длина фюзеляжа, м	54,6	38,1		40,2	29,9	
Диаметр фюзеляжа, м	4,87	3,35		3,85	2,84	
Число кресел в ряду	7	5		6	4	
Производительность, место-км/л	45,5	45,9		34,9	36,6	
Нагрузка на крыло, кгс/м ²	332	459	+38	355	449	+26

* Шасси, рули, ВСУ, приборное оборудование, гидро- и электросистемы, электронное оборудование, оборудование пассажирской кабины, система кондиционирования и прочие компоненты (~19% взлетного веса самолета).

На рис. 8 показан гипотетический двухфюзеляжный самолет, который может быть создан на основе современного самолета Макдоннелл-Дуглас DC-9. Расчеты показывают, что взлетный вес нового самолета будет в 1,9 раза больше веса исходного, а его производительность в место-км/л возрастет примерно на 16%. Одна из кабин экипажа может быть ликвидирована, а площадь использованная для размещения пассажиров. Шасси может быть упрощено и убираться более удобно. Могут быть применены двигатели с меньшей тягой (или улучшены взлетные характеристики). Число пассажиров возрастет более чем в два раза.

На рис. 9—12 показаны конфигурации перспективных двух- и трехфюзеляжных самолетов. Двухфюзеляжная схема удобна при использовании так называемого «скользящего» крыла благодаря двухшарнирному креплению его к фюзеляжам (рис. 9). На рис. 10 показан самолет, у которого реактивные струи двигателей обдувают верхнюю поверхность прямого крыла с постоянной хордой (для упрощения производства и повышения эффективности механизации) и концевыми шайбами (для увеличения аэродинамического качества при умеренном размахе). Самолет схемы «утка» с убранными в фюзеляж

Таблица 2

Повышение топливной эффективности благодаря различным техническим усовершенствованиям

Улучшение показателя на 10%	Повышение производительности (в место-км) на 1 л топлива, %	
	Только усовершенствование одного компонента	Усовершенствование компонента плюс соответствующее переустраивание самолета
Вес хвостового оперения	0,3	0,5
Вес фюзеляжа	1,6	2,8
Вес двигателей и гондол	1,2	2,1
Вес крыла	1,5	2,5
Вес оборудования (см. табл. 1)	2,6	4,4
<i>c_{x0}</i>	6,0	12,0
Удлинение крыла	5,5	7,2
Удельный расход топлива	10,6	13,98

Характеристики и производительность самолетов при использовании усовершенствований, возможных в настоящее время и в более отдаленном будущем

Самолет	Взлетный вес, тс	Размах, м	Число пассажиров	Место-км/л			
				Современная техника		Перспективная техника	
				однофюзеляжный	двухфюзеляжный	однофюзеляжный	двухфюзеляжный
A	155,2	47,2	282	28,5			
B	168,1	59,1	411			49,7	
C	155,4	58,5	337		40,0		
D	166,0	65,2	485				64,2
E*	126,1	52,4	282		40,4		

* Самолет E имеет число пассажирских мест, как на самолете A, но ему требуются двигатели с тягой по 17 тс, а не по 21,6 тс.

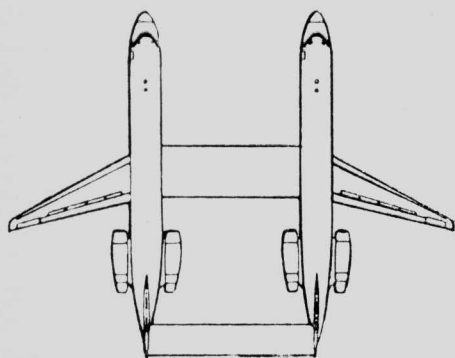


Рис. 8. Возможный двухфюзеляжный самолет (сдвоенный DC-9)

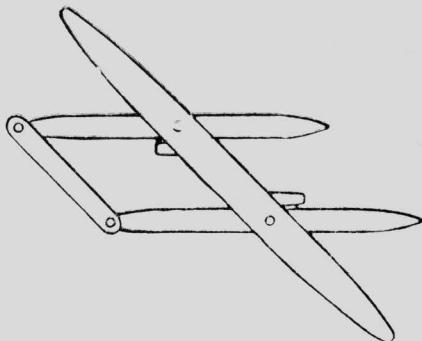


Рис. 9. Возможный двухфюзеляжный самолет со скользящим крылом (проект НИЦ и.г. Эймса, NASA)

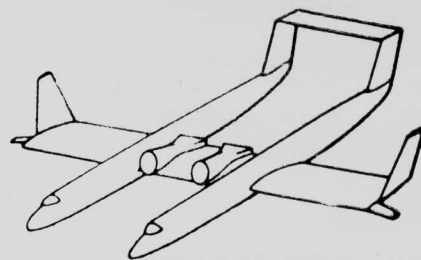


Рис. 10. Двухфюзеляжный самолет с прямым крылом, концевыми шайбами и двигателями, обдувающими верхнюю поверхность крыла

двигателями будет иметь уменьшенное сопротивление трения (рис. 11).

Трехфюзеляжный самолет, показанный на рис. 12, согласно оценкам, будет иметь даже лучшие характеристики, чем самолет двухфюзеляжной схемы. Такой самолет, рассчитанный на 400 пассажиров и дальность полета ~8000 км, будет иметь взлетный вес, на 40% меньший веса эквивалентного

мы флаттера, хотя для некоторых из рассмотренных двухфюзеляжных конфигураций они не считаются серьезными.

Проблемы аэроупругости в целом не являются критическими, если удлинение концевых частей крыла будет близко к принятым в современной практике величинам. Центровка, плечо оперения, соотношение между площадями крыла и оперения

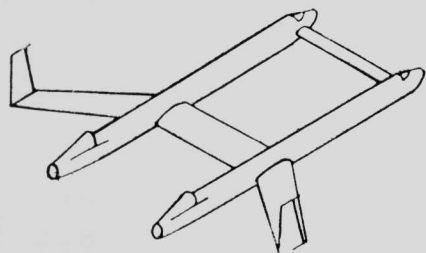


Рис. 11. Двухфюзеляжный самолет схемы «утка» («утопленные» двигатели способствуют уменьшению сопротивления трения)

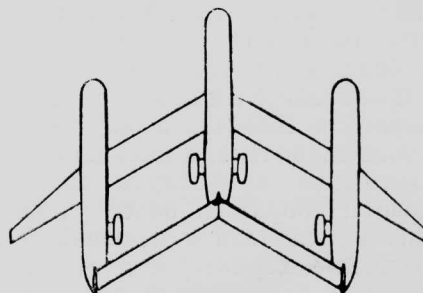


Рис. 12. Трехфюзеляжный самолет

однофюзеляжного самолета, и на 50% меньший потребный запас топлива.

При создании самолетов многофюзеляжных схем проектировщики могут столкнуться с рядом проблем. Возможна неблагоприятная интерференция между фюзеляжами. Необходимо найти наивыгоднейший вариант размещения двигателей и оперения. Потребуется изучение динамических нагрузок, в частности от порывов ветра и при посадке с креном или скольжением. Нужно рассмотреть пробле-

у двухфюзеляжных самолетов будут примерно такие же, как и у обычных самолетов, поэтому продольная устойчивость и динамика изменятся мало.

Боковое движение и управляемость потребуют повышенного внимания. Из-за большего момента инерции относительно продольной оси возникнет вопрос управляемости по крену. Однако моделирование динамики сверхтяжелых самолетов показало, что требуемые характеристики управляемости по крену могут быть достигнуты, хотя отдельные тре-

бования военных нормативов не были удовлетворены.

Нужен анализ потребностей в механизации, хотя каких-либо трудностей здесь не ожидается. В общем четырехдвигательные самолеты отличаются большой удельной нагрузкой на крыло и относительно малыми крейсерскими высотами. Двухдвигательные самолеты обычно имеют меньшую нагрузку на крыло и эксплуатируются на больших высотах. Промежуточное место занимают трехдвигательные самолеты. 150-местный самолет, рассмот-

ренный в табл. 1, имеет относительно малую нагрузку на крыло. Необходимость в средствах увеличения подъемной силы в таких случаях минимальна, особенно если используется обдув верхней поверхности крыла реактивными струями двигателей. Возможно, потребуется только простая механизация. Интересно отметить, что крейсерские высоты двухфюзеляжных самолетов больше, чем у эквивалентных однофюзеляжных самолетов.

Референт Ю. Я. Шолов.

УДК 629.735.33(73) Макдоннелл-Дуглас MD-100

ПРОЕКТ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ДЛЯ АВИАЛИНИЙ БОЛЬШОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС MD-100

11 ноября 1983 г. фирма Макдоннелл-Дуглас объявила о прекращении разработки проектов новых пассажирских самолетов в связи с сокращением спроса на мировом рынке и отсутствием перспектив его увеличения в ближайшие годы. В числе отмененных программ были работы над проектом пассажирского самолета MD-100. Этот самолет проектировался с учетом последних технических достижений в авиационной технике и с этой точки зрения представляет интерес как типичный транспортный самолет нового поколения независимо от его дальнейшей судьбы*. Кроме того, по словам президента фирмы Боинг, не следует рассматривать отказ от этого проекта в буквальном смысле слова. Если возникнет спрос на такой самолет, работы по нему могут быть возобновлены**.

В 1981 г. фирма Макдоннелл-Дуглас начала исследования новых вариантов широкофюзеляжного пассажирского самолета DC-10, получивших обозначение DC-10 «Супер» 10, «Супер» 30 и «Супер» 40. Разработка их была начата в связи с приближавшимся окончанием серийного производства самолета DC-10***.

Самолет DC-10 «Супер» 10 представлял собой самолет DC-10-10 с концевыми шайбами на крыле и двигателями Пратт-Уитни PW 2037 (тяга 17 690 кгс) или Роллс-Ройс RB 211—535F4 (тяга 18 420 кгс) вместо ТРДД Джeneral Электрик CF-6 (тяга 18 600 кгс). Запас топлива намечалось увеличить с 66 000 до 80 740 кгс. Расчетная дальность с 277 пассажирами 8400 км (на ~1600 км больше, чем у исходного варианта). В будущем дальность предполагалось увеличить до 9260 км.

Взлетный вес самолетов DC-10-10 и «Супер» 10 одинаков (206 400 кгс), однако вес пустого самолета «Супер» 10 меньше за счет более легких ТРДД и гондол [1].

Фирма Макдоннелл-Дуглас провела в августе—сентябре 1981 г. летные испытания самолета DC-10-10 с концевыми шайбами на крыле. Эти

шайбы состоят из верхней части высотой 3,2 м с углом наклона наружу относительно вертикальной плоскости 15° и нижней — высотой 0,76 м и углом наклона 54° [2].

Верхняя часть изготовлена из алюминиевого сплава, а нижняя — из стеклопластика [3].

В ходе летных испытаний проводилась оценка характеристик самолета и расхода топлива. Фирма считала, что расход будет снижен на 3%. В исследованиях принимали участие специалисты NASA, работающие по программе повышения энергетической эффективности транспортных самолетов (АСЕЕ) [4].

Самолеты «Супер» 30 и «Супер» 40 должны были иметь одинаковые размеры. В результате двух вставок в исходный фюзеляж перед крылом (2,54 м) и за крылом (3,07 м) число пассажиров в смешанном варианте должно было увеличиться с 277 до 326.

Самолет «Супер» 30 предполагалось оснастить тремя ТРДД Джeneral Электрик CF6-80C-D (тяга по 26 760 кгс), а самолет «Супер» 40 — тремя двигателями Пратт-Уитни JT9D-7R4H (тяга по 25 400 кгс). Максимальный взлетный вес каждого самолета 267 540 кгс. В связи с тем, что запас топлива останется прежним (111 400 кгс, как на исходном самолете), дальность полета несколько уменьшится по сравнению с дальностью полета самолетов DC-10-30 и 40 (9900—10 200 км).

На самолетах «Супер» 30 и 40 предполагалось установить электронную систему управления силовой установкой и усовершенствованное радионавигационное оборудование.

Фирма Макдоннелл-Дуглас рассчитывала в случае получения заказов начать поставки самолета «Супер» 30 в конце 1984 г. Поставку самолета «Супер» 10 планировалось начать в 1985 г. [1].

Однако проекты самолетов серии DC-10 «Супер» не привлекли заказчиков, поэтому в начале 1982 г. фирма предложила проект самолета MD-EEE, который представлял собой вариант самолета DC-10-10 с новыми ТРДД, укороченным на 1,52 м фюзеляжем и крылом без концевых шайб [5]. Но и этот самолет не вызвал интереса авиакомпаний.

В ноябре 1982 г. фирма Макдоннелл-Дуглас сообщила о начале разработки нового широкофюзеле-

* Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, N 21, 21/XI, p. 14.

** Aviation Magazine, 1983, N 864, 31/XII, p. 13.

*** Последний, 366-й заказанный самолет DO-10 был поставлен в начале 1983 г. Прим. ред.



Рис. 1. Рисунок самолета Макдоннелл-Дуглас MD-100

ляжного самолета для авиалиний большой протяженности — MD-100 (рис. 1).

В связи с тем, что фирма Пратт-Уитни начала разработку нового семейства ТРДД PW 4000 с тягой в классе 21 770—27 220 кгс, а фирма Дженерал Электрик приступила к созданию нового варианта ТРДД CF6-80C2, фирма Макдоннелл-Дуглас решила применить на самолете MD-100 новые двигатели. Несколько позднее фирма Роллс-Ройс сообщила, что для нового самолета она разрабатывает двигатель RB 211-600 с тягой 26 760 кгс.

Перспектива исследования новых двигателей позволила пересмотреть расчетные характеристики и показатели топливной эффективности самолета MD-100, что повысило интерес к нему со стороны авиакомпаний [6].

Решение о начале производства самолета намечалось принять к ноябрю 1983 г. при условии получения к этому времени по крайней мере 20 твердых заказов. Позже этот срок был перенесен на середину 1984 г. [7].

Семейство самолетов MD-100 включало исходный самолет MD-100-10 (рис. 2), рассчитанный на 270 пассажирских мест и дальность полета 10 470 км, и его варианты — MD-100-11 с максимальным взлетным весом 226 797 кгс и MD-100-12 с взлетным весом 206 385 кгс. Поставки самолета планировалось начать в 1987 г. Самолет MD-100-20 (рис. 3) с удлиненным на 8,15 м фюзеляжем рассчитан на 333 пассажирских места и дальность

полета 10 640 км. Рассматривались его варианты: MD-100-21 с взлетным весом 263 085 кгс, поставки которого планировали начать в 1988 г., и грузопассажирский самолет MD-100-20 «Комби», рассчитанный на перевозку 270 пассажиров и грузов на шести грузовых платформах размером 2,49×3,17 м на расстояние 7780 км. Поставки самолета «Комби» намечали начать в 1989—1990 гг.

На 1989 г. было запланировано поступление в эксплуатацию варианта MD-100-10 с увеличенной до 12 970 км дальностью полета. Рассматривался также вариант MD-100-30 с увеличенным на 13,7 м фюзеляжем и рассчитанный на 387 пассажирских мест. Расчетная дальность полета ~8300 км. В эксплуатацию эти самолеты могли поступить в 1989—1990 гг.

Самолеты MD-100-10 предполагалось оснастить двигателями с тягой 21 770 кгс, самолеты MD-100-20 — ТРДД с тягой 25 400 кгс. Ниже приводятся расчетные характеристики ТРДД, предлагавшихся для самолетов семейства MD-100.

Двигатель	PW4000	CF6-80C2	RB 211-600
Взлетная тяга, кгс	21 770— 27 220	21 770— 26 760 (воз- можно уве- личение до 28 120)	21 770— 25 400 (воз- можно уве- личение до 26 760)
Степень двухконтурности	5,0	5,2	4,6
Вес установленного двигателя, кгс	5736	5743	6352
Диаметр вентилятора, м	2,38	2,36	2,21
Год сертификации	1986	1985	1986

ТРДД PW 4000 и RB 211-600 будут оснащены полностью электронной системой управления. Рассматривается возможность оснащения такой системой ТРДД CF6-80C2 [8].

Крыло самолета MD-100 отличается концевыми шайбами из углепластика: высота верхней части

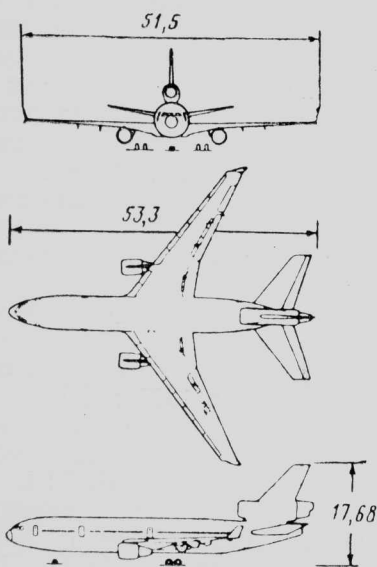


Рис. 2. Схема самолета Макдоннелл-Дуглас MD-100-10 (размеры в метрах)

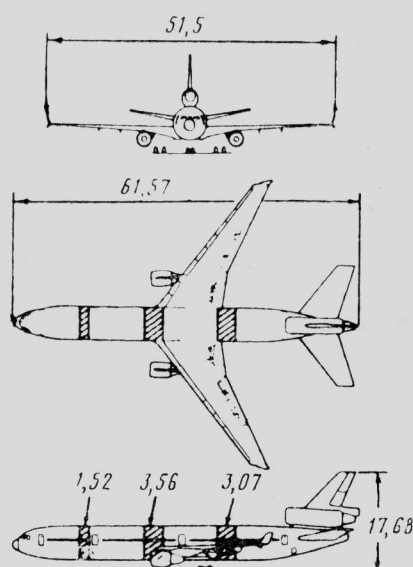


Рис. 3. Схема самолета Макдоннелл-Дуглас MD-100-20 (размеры в метрах)

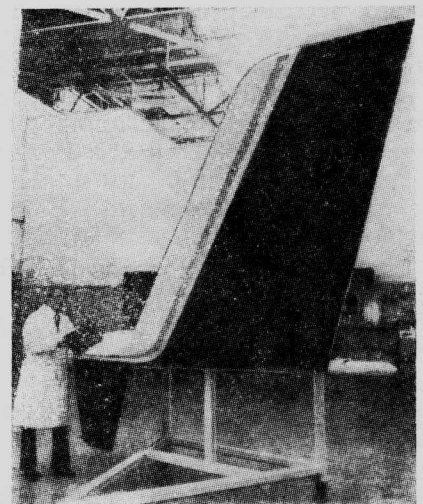


Рис. 4. Натурный макет концевой аэродинамической поверхности для самолета MD-100

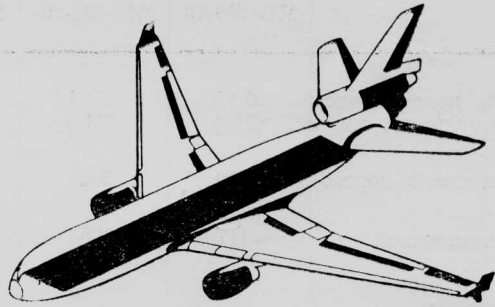


Рис. 5. Применение композиционных материалов (выделено черным цветом) на самолете MD-100

2,13 м, нижней — 0,76 м (рис. 4). Фирма сообщила, что испытания модели крыла с шайбами в аэродинамической трубе в течение более чем 1800 ч и летные испытания на самолете DC-10-10 продолжительностью 250 ч показали возможность снижения крейсерского лобового сопротивления на 2,5% и сохранение пилотажных характеристик самолета. Применен профиль крыла с задним загрузением.

В конструкции самолета предполагалось широко использовать усовершенствованные композиционные материалы (рис. 5), общий вес которых должен был составить ~6950 кгс (пол кабины, обтекатели гондол ТРДД, поверхности управления, зализы крыла и оперения, концевые аэродинамические поверхности). Ожидалась экономия веса ~1155 кгс.

Экипаж самолета MD-100 должен был состоять из двух человек. В состав радионавигационного оборудования был включен комплекс электронных пилотажно-навигационных приборов с индикацией на цветных ЭЛТ и цифровые ЭВМ. Фирма изучала два варианта компоновки приборной доски: с вертикальным расположением ЭЛТ и с горизонтальным расположением. Горизонтальное расположение позволяет обеспечить лучший обзор ЭЛТ и исключает затенение штурвалом колонки управления нижнего экрана в случае вертикального расположения [8, 10].

На рис. 6—9 приведены расчетные характеристики самолета MD-100 вместе с характеристиками самолета DC-10-30 [8].

Фирма Макдоннелл-Дуглас провела в 1983 г. испытания полумодели самолета MD-100 в аэродинамической трубе в НИЦ им. Эймса с размером рабочей части 3,35 м [10].

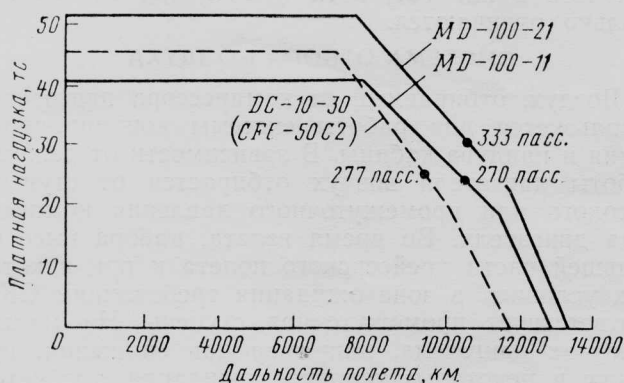


Рис. 6. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета MD-100 с ТРДД Джeneral Электрик CF6-80C2

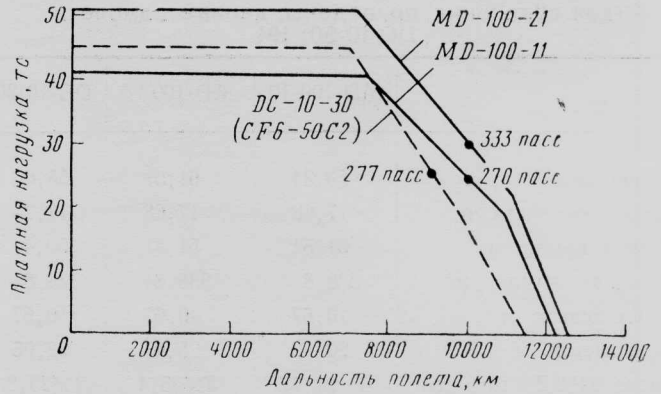


Рис. 7. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета MD-100 с ТРДД Пратт-Уитни PW 4000

Постройку первого самолета предполагалось начать в марте 1985 г. и завершить в апреле 1986 г., после чего приступить к программе летных испытаний. Сертификацию намечали завершить в мае 1987 г. Летные испытания самолета MD-100-20 с

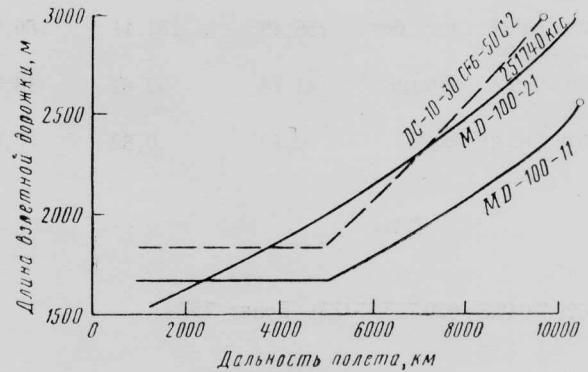


Рис. 8. Зависимость дальности полета самолета MD-100 от длины разбега

удлиненным фюзеляжем было решено начать в июле 1987 г. и завершить сертификацию в июне 1988 г. Стоимость программы разработки оценивалась в 700—800 млн. долл.

Фирма Макдоннелл-Дуглас считала, что до 1997 г. могло бы быть продано 500 самолетов MD-100 [8, 9].

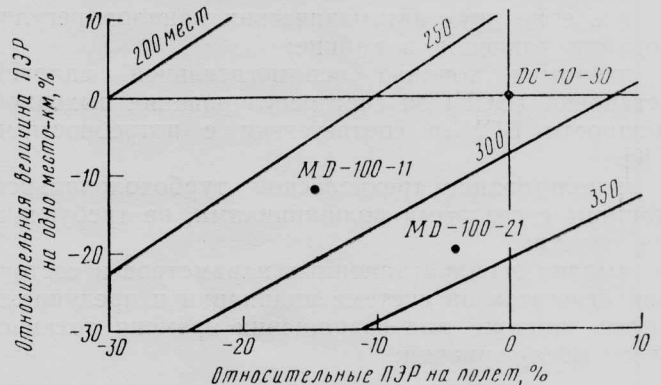


Рис. 9. Сравнение ПЭР самолетов MD-100 и DC-10-30 (на маршруте протяженностью 3700 км)

Расчетные характеристики самолетов MD-100-10 и -20
(для сравнения приведены данные самолета
DC-10-30) [9]

	MD-100-10	MD-100 20	DC-10-30
Длина самолета, м	53,34	61,57	55,06
Высота самолета, м	17,68	17,68	17,7
Размах крыла, м	51,51	51,51	50,4
Площадь крыла, м ²	338,81	338,81	338,81
Колея шасси, м	10,67	10,67	10,67
База шасси, м	20,42	25,6	22,05
Число ТРДД×тяга, тс	3×21,77	3×25,4	3×23,8
Число пассажирских мест	220—340	280—410	250—380
Объем грузовых отсеков, м ³	122	166	130
Максимальный взлетный вес, тс	226,8	263,09	251,7
Максимальный посадочный вес, тс	167,83	195,05	182,77
Вес пустого снаряженного, тс	114,76	128,82	121,19
Максимальный вес без топлива, тс	156,49	181,44	166,92
Максимальная платная нагрузка, тс	41,73	52,62	45,72
Крейсерское число М	0,82	0,82	0,82

	MD-100-10	MD-100-20	DC-10-30
Дальность полета (число пассажиров), км	10 470 (270)	10 640 (333)	9430 (277)
Длина взлетной дорожки, м	2650	3020	2850
Длина посадочной дорожки, м	~1770	1950	1760

1. Interavia Review, 1981, v. 36, VIII, N 8, p. 784—785.
2. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 31/VIII, N 9, p. 34.
3. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115 14/IX, N 11, p. 49.
4. Air et Cosmos, 1981, 5/IX, N 871, p. 23, 58.
5. Interavia Air Letter, 1982, 24/VIII, N 10074, p. 5.
6. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 25/VII, N 4, p. 26.
7. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 10/X, N 15, p. 43.
8. Interavia Air Letter, 1983, 10/VIII, N 10315, p. A—E.
9. Air et Cosmos, 1983, 3/IX, N 965, p. 14.
10. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 17/X, N 12, p. 70—71.
11. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 21/XI, N 21, p. 14—15.

Референт Ю. Д. Вишневецкий.

УДК 629.7.048.3 : 629.735.33(73) Боннг 757

СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА И НАДДУВА КАБИНЫ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА БОИНГ 757*

Эффективность работы системы кондиционирования воздуха (СКВ) на новом пассажирском самолете Боинг 757 была достигнута благодаря введению в функции этой системы задач охлаждения электронного оборудования, обогрева грузового отсека и вентиляции туалетов и кухонь, а также использованием новых технических решений:

отделение влаги на линии высокого давления; введение двух автоматических каналов регулирования давления в кабине;

экономия топлива вспомогательной силовой установки (ВСУ) за счет регулирования выходной мощности ВСУ в соответствии с потребностями СКВ;

использование трехколесной турбохолодильной машины с газовыми подшипниками, не требующими смазки;

выдача эксплуатационных параметров и состояния агрегатов на системе индикации и предупреждения экипажа для сокращения времени технического обслуживания;

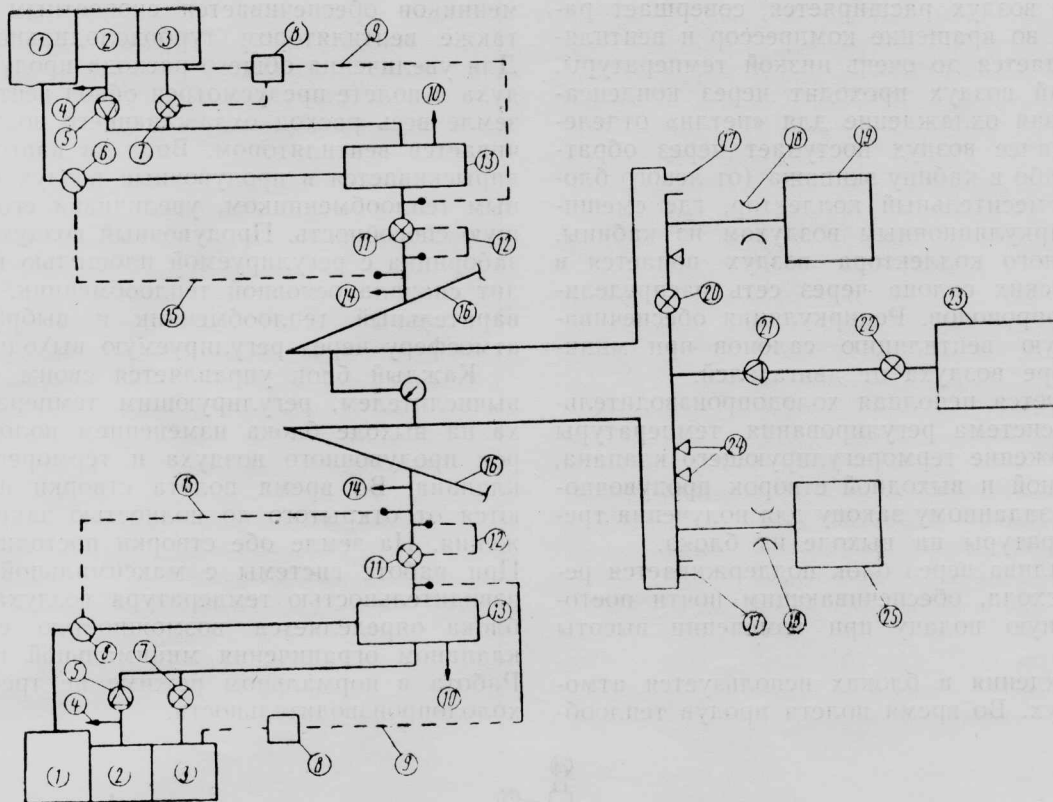
включение в вычислители системы кондиционирования и регулирования давления аппаратуры встроенного автоматического контроля для сокращения времени технического обслуживания и простоя самолета.

Большинство агрегатов системы кондиционирования и регулирования давления самолета Боинг 757 аналогичны системам подобного назначения самолета Боинг 767, хотя компоновки систем несколько отличаются.

СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА

Воздух, отбираемый от компрессора двигателя, используется для работы системы кондиционирования и наддува кабины. В зависимости от режима работы двигателя воздух отбирается от ступени высокого или промежуточного давления компрессора двигателя. Во время взлета, набора высоты, большей части крейсерского полета и при некоторых условиях в зоне ожидания требованиям СКВ соответствует промежуточная ступень. На малых режимах двигателя, например при снижении, рулежке и некоторых условиях ожидания, требуется отбор воздуха от высокой ступени компрессора. Система отбора воздуха (рис. 1) автоматически

* Fessler K. 757 environmental control system. Tech. Air, 1983, v. 41, VIII, N 8, p. 7—10.



1—вентилятор двигателя; 2—промежуточные ступени компрессора; 3—ступени высокого давления компрессора; 4—к противообледенительной системе мотогондолы; 5—обратный клапан промежуточной ступени; 6—клапан регулирования температуры; 7—клапан отбора воздуха; 8—датчик давления; 9—линия фиксирования заброса давления; 10—окружающая атмосфера; 11—редукционный и запорный клапан; 12—датчик повышения температуры; 13—первичный теплообменник; 14—трубопровод запуска двигателя; 15—датчик температуры отбираемого воздуха; 16—трубопровод противообледенительной системы крыла; 17—наддув баков; 18—регулятор расхода воздуха; 19—правый блок СКВ; 20—кран кольцевания; 21—обратный клапан ВСУ; 22—перекрывной клапан ВСУ; 23—вспомогательная силовая установка; 24—штуцер подсоединения наземных источников сжатого воздуха; 25—левый блок СКВ

Рис. 1. Схема системы отбора воздуха самолета Боинг 757

выбирает нужную ступень в зависимости от давления за ступенью высокого давления и регулирует давление и температуру отбираемого воздуха.

Отобранный воздух охлаждается в первичном теплообменнике до температуры 193°C . Для охлаждения используется воздух вентиляторного контура двигателя. Запорный и редукционный клапан ограничивает давление $3,1 \text{ кгс/см}^2$.

На пульте управления системы отбора воздуха установлены переключатели со световой индикацией, позволяющие изолировать различные элементы системы в случае отказов, а также двоянный указатель давления в трубопроводах и сигнализаторы превышения температуры и давления.

Помимо пульта управления, параметры системы отбора воздуха отображаются на дисплее системы индикации работы двигателей и предупреждения экипажа. Система индикации работы двигателей постоянно обеспечивает экипаж информацией об основных параметрах двигателя, а при необходимости — сигнализацией, рекомендациями и второстепенными показателями (отключение отбора воздуха при забросе давления, закрытие крана отбора воздуха от двигателя, несоответствие положений крана кольцевания и перекрывного крана ВСУ и т. д.). Кроме того, система индикации при использовании формата для технического обслуживания предоставляет информацию о температуре и давлении на выходе из первичного теплообменника.

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ

СКВ обеспечивает подачу воздуха в два салона пассажирской кабины и кабину экипажа, поддерживая заданную температуру и обеспечивая вентиляцию. Система, показанная на рис. 2, состоит из двух одинаковых блоков охлаждения, размещенных в негерметичных обтекателях под центропланом, регуляторов расхода воздуха, вычислителей, датчиков температуры, защитных устройств, трубопроводов и необходимого оборудования.

При работе блока с максимальной холодопроизводительностью отобранный от двигателей воздух проходит регулятор расхода, охлаждается в предварительном теплообменнике и подается в компрессор турбохолодильной машины, где поджимается до более высокого давления и температуры. Далее воздух вновь охлаждается в основном теплообменнике и поступает в «петлю» отделения влаги на линии высокого давления, состоящую из подогревателя и конденсатора. В конденсаторе охлаждение производится воздухом, выходящим из турбины, до температуры, при которой происходит конденсация большей части влаги. Крупные сконденсированные капли удаляются из воздуха в центробежном влагоотделителе. Затем охлажденный воздух поступает в подогреватель, откуда он подается в турбину.

В турбине воздух расширяется, совершает работу, приводя во вращение компрессор и вентилятор, и охлаждается до очень низкой температуры. Этот холодный воздух проходит через конденсатор, обеспечивая охлаждение для «петли» отделения влаги. Далее воздух поступает через обратный клапан либо в кабину экипажа (от левого блока), либо в смесительный коллектор, где смешивается с рециркуляционным воздухом из кабины. Из смесительного коллектора воздух подается в оба пассажирских салона через сеть распределительных трубопроводов. Рециркуляция обеспечивает необходимую вентиляцию салонов при минимальном отборе воздуха от двигателей.

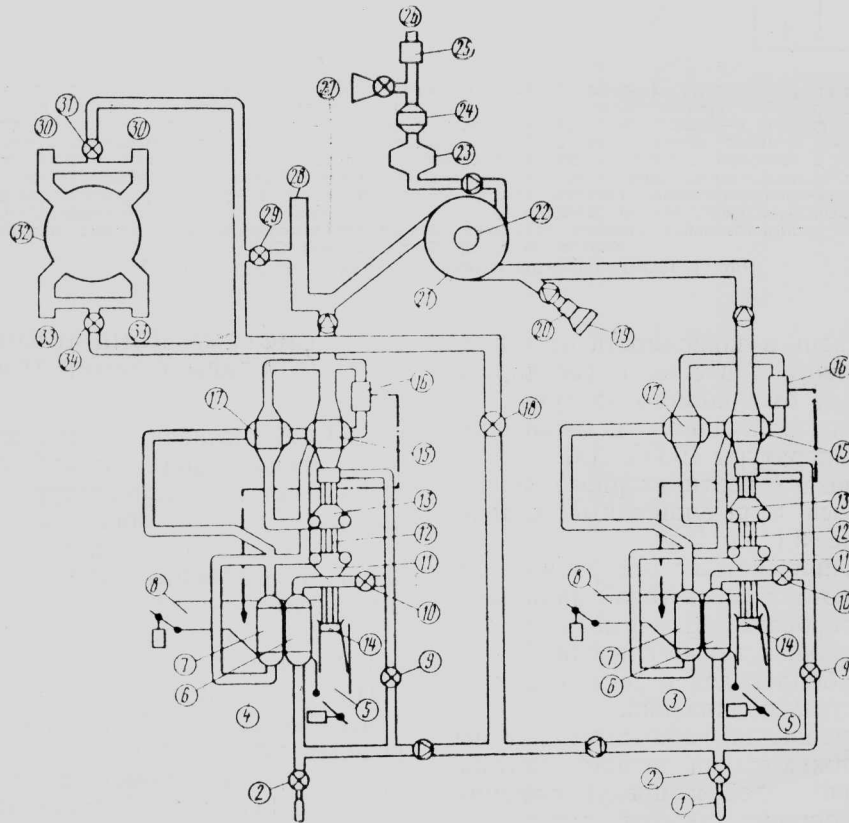
Если требуется неполная холодопроизводительность блока, система регулирования температуры изменяет положение терморегулирующего клапана, а также входной и выходной створок продувочного воздуха по заданному закону для получения требуемой температуры на выходе из блока.

Расход топлива через блок поддерживается регулятором расхода, обеспечивающим почти постоянную объемную подачу при изменении высоты полета.

Для охлаждения в блоках используется атмосферный воздух. Во время полета продув теплооб-

менников обеспечивается скоростным напором, а также вентилятором турбохолодильной машины. Для увеличения общего расхода продувочного воздуха в полете предусмотрен обвод вентилятора. На земле весь расход охлаждающего воздуха обеспечивается вентилятором. Вода из влагоотделителей впрыскивается в продувочный воздух перед основным теплообменником, увеличивая его охлаждающую способность. Продувочный воздух из воздухозаборника с регулируемой площадью входа проходит сначала основной теплообменник, затем предварительный теплообменник и выбрасывается в атмосферу через регулируемую выходную створку.

Каждый блок управляется своим собственным вычислителем, регулирующим температуру воздуха на выходе блока изменением положения створки продувочного воздуха и терморегулирующего клапана. Во время полета створки переключаются от открытого до полностью закрытого положения. На земле обе створки постоянно открыты. При работе системы с максимальной холодопроизводительностью температура воздуха на выходе блока определяется возможностью системы или клапаном ограничения минимальной температуры. Работа в нормальном режиме не требует полной холодопроизводительности.



1—воздух от двигателя; 2—регулятор расхода воздуха; 3—правый блок; 4—левый блок; 5—выход продувочного воздуха; 6—предварительный теплообменник; 7—основной теплообменник; 8—вход продувочного воздуха; 9—клапан ограничения минимальной температуры; 10—терморегулирующий клапан блока; 11—компрессор; 12—трехколесная турбохолодильная машина; 13—турбина; 14—вентилятор; 15—конденсатор; 16—влагоотделитель; 17—подогреватель; 18—редукционный и запорный клапан горячего воздуха; 19—правый фильтр рециркуляционного воздуха; 20—правый вентилятор рециркуляционного воздуха; 21—нижняя часть смесительного коллектора; 22—штуцер подсоединения переднего грузового отсека; 23—левый вентилятор рециркуляционного воздуха; 24—теплообменник охлаждения оборудования воздухом методом на «отсос»; 25—выпуск отработанного воздуха на земле и при наличии дыма; 26—подача воздуха в кабину экипажа; 27—терморегулирующий клапан кабины экипажа; 28—подача воздуха в переднюю часть салона; 29—терморегулирующий клапан передней части салона; 30—подача воздуха в хвостовую часть салона; 31—терморегулирующий клапан хвостовой части салона.

Рис. 2. Схема блока охлаждения СКВ самолета Бойнг 757

Температура на выходе из блока определяется вычислителем температуры в кабине и управляется таким образом, чтобы обеспечить требование зоны, для которой необходимо наибольшее охлаждение.

Каждый блок регулируется независимо, но поскольку вычислители блоков получают одинаковые командные сигналы, а оба блока работают в одинаковых условиях, они обеспечивают одинаковую температуру воздуха на выходе. В результате створки подачи продувочного воздуха и терморегулирующие клапаны обоих блоков находятся примерно в одинаковых положениях.

Приводы створок продувочного воздуха и терморегулирующий клапан работают независимо, тем не менее вычислитель блока поддерживает между ними определенную взаимосвязь. При максимальном охлаждении створки продувочного воздуха полностью открываются, а терморегулирующий клапан закрывается. Если требуется повысить температуру на выходе из блока, то створки частично закрываются, уменьшая расход продувочного воздуха, а терморегулирующий клапан открывается, чтобы часть горячего воздуха обошла турбохолодильную машину.

Помимо автоматического управления предусматривается также резервное управление блоком. Выбор его осуществляется независимо для каждого блока с помощью соответствующего переключателя. Имеется три дублирующих режима:

1. Нормальный режим — створки продувочного воздуха открыты, терморегулирующий клапан закрыт, клапан ограничения минимальной температуры настраивается на поддержание температуры на выходе 4°C.

2. Режим охлаждения — створки продувочного воздуха открыты, терморегулирующий клапан закрыт, клапан ограничения минимальной температуры, как правило, закрыт и открывается только для предотвращения обледенения или защиты турбохолодильной машины.

3. Режим обогрева — створки и терморегулирующий клапан открыты, охлаждение воздуха производится только в теплообменниках.

Подсистема регулирования температуры в салонах поддерживает температуру в каждой зоне на заданном уровне подмешиванием необходимого количества горячего воздуха, отбираемого от двигателя, к более холодному воздуху в распределительном трубопроводе каждой зоны. Заданная температура зоны сравнивается с замеренной температурой. Результирующая ошибка используется для управления терморегулирующим клапаном салона.

Вычислитель температуры воздуха в зонах кабины формирует также командный сигнал наиболее низкой температуры и передает его вычислителям блоков. В результате блоки настраиваются на поддержание такой температуры на выходе, которая, после подмешивания рециркуляционного воздуха из кабины, соответствует потребной минимальной температуре на входе в зоны. Таким образом требование одной зоны обеспечивается вычислителями блоков, а для остальных двух зон требуется подмес горячего воздуха.

На самолете Боинг 757 не применяется ручное регулирование температуры в зонах кабины за исключением случаев, предусматриваемых дубли-

рующим режимом. Дублирующий режим включается при закрытом регуляторе давления подмешиваемого горячего воздуха или при выходе из строя вычислителя температуры. В этом режиме регулирование обоих блоков осуществляется вычислителями блоков, обеспечивающими температуру 24°C в кабине экипажа и салонах.

Сигнал из зоны, требующей наибольшего обогрева или охлаждения, используется для регулирования мощности ВСУ. В целях экономии топлива выходная мощность ВСУ соответствует минимальной до тех пор, пока не поступит соответствующий сигнал.

Пульт управления СКВ и регулирования температуры в зонах размещен на верхней приборной доске летчиков.

СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ (СРД)

Система регулирования давления в кабине самолета Боинг 757 состоит из пульта с задатчиками, двух автоматических регуляторов, выпускного клапана с приводом, двух предохранительных клапанов положительного перепада давления и двух отрицательного перепада давления. Выпускной клапан имеет два двигателя переменного тока для автоматического управления, один двигатель постоянного тока для ручного управления и исполнительный механизм. В автоматическом режиме один из регуляторов является резервным.

Предусмотрено ручное управление выпускным клапаном с пульта задатчиков, при этом каналы автоматического управления обесточиваются. Выбор режима производится с пульта управления СРД.

При нормальной работе системы в ходе предполетной подготовки необходимо только установить высоту аэродрома посадки и скорость изменения давления в кабине. При включении на земле выбранного регулятора производится его самопроверка в течение 2 с. Индикации проверки не предусмотрено. После этого система переходит в наземный режим работы. Выпускной клапан полностью открывается при достижении «высоты» в кабине 4572 м и верхнего предела вертикальной скорости 600 м/мин. Система остается в наземном режиме до получения сигнала от концевого выключателя рычага управления двигателем.

После получения сигнала от выключателя система начинает работать на взлетном режиме. Давление в кабине устанавливается на конечное значение, соответствующее 21 м ниже существующей высоты в кабине. Выпускной клапан прикрывается для поддержания заданного давления в кабине.

Во время полета регулятор получает информацию о давлении окружающей среды с вычислителя воздушных параметров APING 429 и определяет соответствующую ей высоту в кабине по программе. По мере набора высоты регулятор сравнивает высоту аэродрома взлета с программной высотой и выбирает наибольшую. В типовом полете высота в кабине будет нарастать с установленной скоростью до тех пор, пока не достигнет заданного уровня, а самолет не достигнет высоты крейсерского полета.

Если скорость изменения высоты полета самолета не превышает ± 30 м/мин, регулятор включает логику крейсерского полета. В этом случае фиксируется высота в кабине и отключается блок ско-

рости изменения давления до тех пор, пока самолет не поднимется или не опустится на 150 м. Кроме того, регулятор начинает сравнивать заданную высоту аэродрома посадки с высотой по программе.

Ограничение перепада давления $0,6 \text{ кгс/см}^2$ между кабиной и атмосферой во всех случаях является превалирующим над командной высотой в кабине и скоростью изменения давления в кабине. В свою очередь скорость изменения давления превалирует над командной высотой в кабине.

При посадке самолета система регулирования давления отдает команду на разгерметизацию кабины с предельной скоростью 150 м/мин, заданной высотой в кабине на 300 м выше высоты аэродрома посадки. Система остается в посадочном режиме минимум 40 с, чтобы дать время на включение реверса тяги и полное открытие выпускного клапана. Затем основной регулятор передает управление резервному, а сам выполняет функцию встроенной системы контроля. После окончания проверки система регулирования давления переходит на наземный режим. Выпускной клапан переводится в открытое положение и остается в этом положении, а основной регулятор вновь берет на себя управление.

Одной из основных задач, поставленных при проектировании СКВ и СРД самолета Боинг 757, было сокращение до минимума эксплуатационных расходов. Незапланированный расход времени на техническое обслуживание и необоснованные замены отдельных элементов сокращены до минимума использованием системы встроенного автоматизированного контроля, что становится возможным благодаря применению цифровых вычислителей. Встроенная аппаратура контроля определяет состояние агрегатов, а также запоминает предшествующие отказы. Кроме того, система индикации состояния двигателей и предупреждения экипажа выдает на дисплей различные сигналы по СКВ в полете и на земле, а также параметры СКВ на земле.

Помимо оптимизации стоимости технического обслуживания большое внимание при проектировании уделялось обеспечению безопасности и комфорту пассажиров при минимальном ухудшении характеристик самолета из-за увеличения расхода топлива при отборе воздуха от двигателя, повышения лобового сопротивления из-за использования атмосферного воздуха и утяжеления самолета из-за установки СКВ.

Референт В. А. Анянцев.

УДК 629.782(73) «Спейс Шаттл»

ДЕВЯТЫЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 28 ноября по 9 декабря 1983 г. проходил девятый полет многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» с воздушно-космическим самолетом (ВКС) «Колумбия» (предыдущие полеты описаны в «ТИ» № 15, 1981 г.; № 10, 13—14 и 21—22, 1982 г.; № 7—8, 15 и 21, 1983 г.; № 1, 1984 г.). Данный полет явился пятым эксплуатационным полетом МВКА и шестым полетом ВКС OV-102 «Колумбия».

Экипаж МВКА состоял из шести космонавтов: Р. Янг (командир), Б. Шоу (пилот), О. Гэрриот, Р. Паркер, Б. Лихтенберг и У. Мербольд (специалисты по операциям на орбите). Доктор У. Мербольд из ФРГ явился первым неамериканским космонавтом, совершившим полет на МВКА «Спейс Шаттл».

Основная задача полета включала выведение на орбиту в грузовом отсеке ВКС западноевропейской космической лаборатории «Спейслэб» стоимостью 1 млрд. долл. для проведения более 70 технологических, медико-биологических, технических и физических экспериментов, подготовленных учеными 11 стран Западной Европы, а также США, Канады и Японии [1, 2].

Стартовый вес МВКА «Спейс Шаттл» составил 2042,6 тс, вес лаборатории «Спейслэб» — 16,6 тс. Для выведения ВКС на орбиту второй раз использовались модифицированные стартовые РДТТ с

улучшенными характеристиками. На 20-й секунде полета суммарная тяга двух стартовых РДТТ составила 2830,5 тс. С учетом того, что тяга основных ЖРД SSME при полете МВКА на участке выведения была задросселирована до 104% номинального значения, суммарная тяга всей силовой установки МВКА на 25,6 тс превысила максимальную тягу, зарегистрированную в предыдущих полетах. На 20-й секунде полета величина суммарной тяги силовой установки МВКА составила 3383,8 тс и была немного меньше, чем тяга двигателей ракеты-носителя «Сатурн» 5 при выполнении полетов по программе «Аполлон».

В девятом полете МВКА «Спейс Шаттл» во второй раз на участке выведения использовалось адаптивное наведение аппарата (см. «ТИ» № 1, 1984). После старта МВКА твердотопливные ускорители обеспечили достижение скорости 148,8 м/с через 22,08 с, т. е. на 0,5 с раньше расчетного времени. Для уменьшения скорости прохождения участка максимального скоростного напора система адаптивного наведения выдала команду на снижение тяги ЖРД SSME не до 81%, а до 78% номинального значения. Для уменьшения ускорения угол тангажа аппарата был немного увеличен.

На 59-й секунде МВКА прошел точку максимального скоростного напора, который достиг 3303,8 кгс/м². В предыдущем восьмом полете была

зарегистрирована большая величина скоростного напора.

После отделения двух стартовых РДТТ произошло отделение внешнего топливного бака, обломки которого упали в Индийский океан в 1600 км южнее г. Мельбурн (Австралия). Основные ЖРД SSME были выключены через 8 мин 33 с после старта при скорости полета 7846 м/с. Величина скорости полета в момент выключения основных ЖРД на 16,8 м/с превысила скорость ВКС в предыдущих полетах, что обеспечило возможность выведения аппарата на расчетную орбиту с параметрами $215,6 \times 214$ км и наклоном 57° без дополнительного увеличения расхода топлива системы орбитального маневрирования [3].

Программа орбитального полета была полностью выполнена. Посадка планировалась на авиабазе Эдвардс (шт. Калифорния) на 162-м витке 8 декабря 1983 г. Однако за 3 ч 49 мин до расчетного времени отработки тормозного импульса одна за другой вышли из строя две из пяти бортовых ЭВМ. Еще через 6 ч вышел из строя один из трех инерциальных измерительных блоков, обеспечивающих выдачу данных об ориентации ВКС.

Из пяти бортовых ЭВМ на ВКС «Колумбия» четыре работали в параллельном режиме по одинаковым программам, а пятая — по особой программе в режиме контроля остальных четырех ЭВМ. Для возвращения на Землю было достаточно только одной исправной ЭВМ [4].

По мнению экипажа, причиной отказа явился сильный толчок с перегрузкой 19—20 единиц [5], возникший во время включения носовых ЖРД RCS канала управления по тангажу. Посадка на 162-м витке была отменена и было принято решение о выполнении посадки на 166-м витке.

К моменту посадки одна из отказавших ЭВМ была введена в строй, но работоспособность второй ЭВМ восстановить не удалось, в связи с чем она была выключена и не функционировала на участке спуска в атмосфере.

Тормозной импульс был отработан на 166-м витке через 8 ч после первоначально запланированного времени начала спуска. ЖРД системы орби-

тального маневрирования были включены над Индийским океаном, проработали 156 с и обеспечили уменьшение скорости аппарата на 84,2 м/с.

При спуске в атмосфере было выполнено четыре штатных маневра ВКС с переключкой по крену на гиперзвуковой и сверхзвуковой скоростях. Отклонение плоскости орбиты от авиабазы Эдвардс составило 161 км. Для получения дополнительных данных об устойчивости, управляемости и возможном диапазоне центровок ВКС выполнение штатных маневров чередовалось с выполнением 10 запланированных испытательных маневров.

При спуске в атмосфере ВКС «Колумбия» прошел в северном направлении над восточными частями Китая и СССР [4], в частности над Сахалином и Камчаткой [2]. Далее при скорости, соответствующей числу $M=23$, траектория спуска аппарата прошла над Алеутскими островами. Во время полета ВКС «Колумбия» над заливом Аляска на высоте 50,9 км со скоростью, соответствующей числу $M=17$, данные с борта аппарата принимались спутником связи TDRS. После пролета над заливом Аляска ВКС развернулся в южном направлении и прошел в 129 км севернее г. Сан-Франциско при скорости, соответствующей числу $M=9,5$.

При завершении девятого полета посадочный вес ВКС «Колумбия» составил 99 985 кгс, что на 4990 кгс превысило максимальный посадочный вес, зарегистрированный в предыдущих полетах.

Во всех предыдущих полетах ВКС «Колумбия» и «Челленджер» выходили к ВПП по крутой глиссаде с углом наклона 19° и затем переходили на пологую глиссаду с углом наклона $1,5^\circ$. В девятом полете большой посадочный вес ВКС «Колумбия» потребовал выведения аппарата к грунтовой ВПП № 17 по крутой глиссаде с углом наклона 17° .

В момент касания поверхности ВПП носовым колесом бортовая ЭВМ № 2 снова вышла из строя. При пробеге командир корабля Янг впервые испытал систему управления носовым колесом [4].

При посадке произошла утечка гидразина в двух из трех вспомогательных силовых установках (ВСУ) ВКС, что привело к двум небольшим пожарам на корабле через несколько минут после ка-

График полетов МВКА „Спейс Шаттл“ в 1984 г.

Дата запуска	Обозначение NASA*	Состав экипажа	Продолжительность, сутки	ВКС	Полезная нагрузка
3/II	41B	5	8	«Челленджер»	MMU, SPAS и др.
4/IV	41C	5	6	«Челленджер»	LDEF, SMM
4/VI	41D	6	7	«Дискавери»	OAST-1 и др.
14/VII	41E	—	—	«Челленджер»	Нагрузка МО США
9/VIII	41F	5	7	«Дискавери»	«Спартан» 1, «Синком» SBS-1 и др.
28/IX	41H	—	—	«Челленджер»	Нагрузка МО США
24/X	51A	6	6	«Дискавери»	MSL-1, «Аник» и др.
21/XI	51B	7	7	«Челленджер»	«Спейслэб» 3
17/XII	51C	5	7	«Дискавери»	TDRS-B, M 1—2

* В графе „Обозначение NASA“ цифры 4 и 5 обозначают финансовый год, цифра 1 — космический центр им. Кеннеди, а буквы — последовательность запуска.

сания ВПП. На участке спуска ВСУ обеспечивали работу аэродинамических поверхностей управления, выпуск основного шасси и передней стойки шасси, управление носовым колесом и торможение основного шасси при пробеге по ВПП. На ВКС «Челленджер», который будет использоваться в десятом полете МВКА «Спейс Шаттл», все три ВСУ будут сняты и заменены новыми установками.

Предварительный послеполетный анализ ВКС «Колумбия» показал, что отказы двух бортовых ЭВМ произошли в результате попадания посторонних металлических частиц между электронными компонентами. Одна из частиц имела диаметр 0,03 мм. Фирма IBM, разработавшая и изготовившая бортовые ЭВМ для ВКС МВКА «Спейс Шаттл», провела на своем заводе повторную имитацию случившегося отказа. После этого с ВКС «Челленджер» были сняты ЭВМ № 3 и № 5 для обеспечения их защиты от возможного попадания подобных частиц. Планировалось установить до-

работанные ЭВМ на ВКС «Челленджер» 15 января 1984 г.

Кроме того, на левой гондоле системы орбитального маневрирования были обнаружены большие, чем ожидалось, разрушения теплозащитного покрытия [6].

В таблице приведены данные о полетах МВКА «Спейс Шаттл», запланированных на 1984 г. [7].

1. Interavia Air Letter, 1983, 29/XI, N 10393, p. 7.
2. Сообщения агентств АП, ЮПИ и Рейтер, 1983 г., 28/XI—10/XII.
3. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 5/XII, N 23, p. 18—24.
4. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 12/XII, N 24, p. 23.
5. New York Times, 1983, 9/XII.
6. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 2/I, N 1, p. 19—20.
7. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 19/XII, N 25, p. 57.

Референт *Н. Н. Новичков.*

«ТИ», ЦАГИ, 1984, № 6, 1—28.

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

Технический редактор **В. Н. Добровольская**

Корректор **И. И. Паскалов**

Сдано в набор 17.02.84. Подписано в печать 28.03.84. 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 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1934.

