

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Аэродинамика двухступенчатого воздушно-космического аппарата с разгонной ступенью, оснащенной ТРД . . . . .	1
Проект двухступенчатого коммерческого воздушно-космического аппарата с первой ступенью в виде дозвукового самолета-разгонщика с ТРДД . . . . .	7
Проектирование бортовых систем в соответствии с требованием высокой топливной экономичности самолета . . . . .	11
Надежность систем автоматического управления и безопасность полетов . . . . .	15

УДК 629.782.015.3

## АЭРОДИНАМИКА ДВУХСТУПЕНЧАТОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РАЗГОННОЙ СТУПЕНЬЮ, ОСНАЩЕННОЙ ТРД\*

Большое число изучаемых концепций многоразовых воздушно-космических аппаратов (МВКА), которые должны прийти на смену аппарату первого поколения «Спейс Шаттл», отражает различие подходов к решению проблемы создания более эффективной и экономичной воздушно-космической транспортной системы.

Одна из перспективных концепций предусматривает разработку МВКА с горизонтальным стартом, имеющего первую ступень в виде двух идентичных сверхзвуковых самолетов-разгонщиков, размещаемых под крылом воздушно-космического самолета (ВКС) — орбитальной ступени. Такой аппарат, получивший название «Спейсджет» (рис. 1), изучается NASA и другими исследовательскими организациями США (см. «ТИ» № 6, 1980 и № 15, 1981).

МВКА «Спейсджет» является полностью сохраняемым аппаратом и может для взлета и посадки использовать стандартную ВПП, как обычный самолет. ВКС оснащен ЖРД и имеет запас жидкого кислорода и водорода на борту; на каждом разгонщике установлено 6—8 мощных ТРД, работающих на углеводородном горючем и аналогичных двигателях для перспективных СПС. Вес шасси разгонщиков примерно равен весу полезной нагрузки ВКС (29,5 тс). При отрыве от ВПП суммарная подъемная сила МВКА складывается из подъемной силы обеих ступеней и составляет 1179,4 тс.

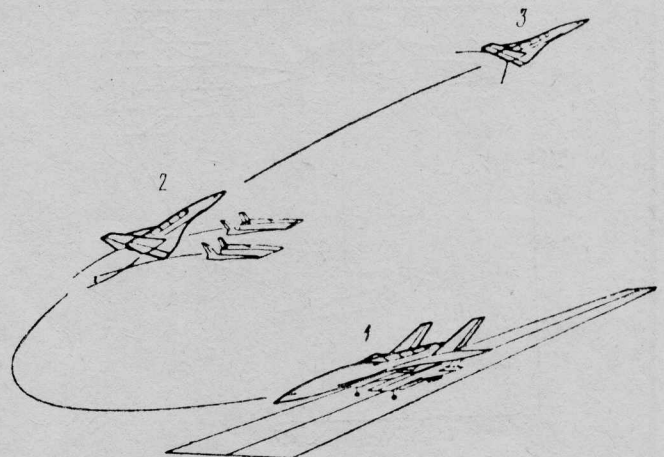
После взлета с большим углом атаки МВКА разгоняется до скорости, соответствующей числу  $M=3,5$ , при которой происходит отделение разгонщиков. До этого момента полет совершался по траектории, обеспечивающей большой скоростной напор, необходимый для увеличения тяги двигателей разгонщиков. После отделения оба разгонщика возвращаются к стартовому комплексу, а ВКС выводится на орбиту с помощью ЖРД SSME.

Вход в атмосферу и посадка ВКС осуществляются аналогично входу и посадке ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Начальные работы по аэродинамике МВКА «Спейсджет» были сконцентрированы на двух наиболее важных направлениях: определении его взлетных характеристик и лобового сопротивления при трансзвуковых скоростях полета.

При разработке крыла ВКС учитывались два ограничивающих фактора: температура нагрева при входе в атмосферу, определяемая в основном удельной нагрузкой на крыло, и внутренние объемы, необходимые для размещения в крыле 600 тс жидкого кислорода. Более тяжелый окислитель располагается в крыле ВКС для уменьшения нагрузки на него в горизонтальном полете. Однако крыло ВКС, рассчитанное в соответствии с этими условиями, не обладает подъемной силой, достаточной для взлета МВКА. В результате потребовалось увеличить площадь крыла самолетов-разгонщиков. Было также использовано благоприятное влияние системы вихрей, сходящих с передней кромки крыльев (рис. 2).

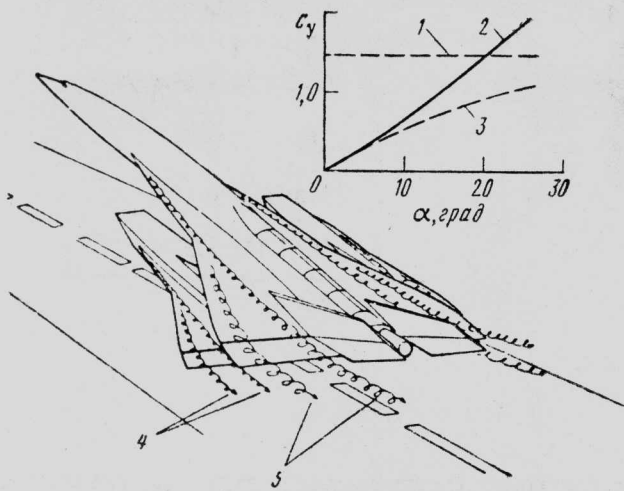
Проведенные расчеты подъемной силы показали, что для базовой концепции МВКА «Спейсджет» отрыв от ВПП может произойти при  $\alpha=20^\circ$  с учетом составляющей подъемной силы, обусловленной влиянием вихрей. Если вихревую составляющую подъемной силы не учитывать, площади



1—горизонтальный старт и посадка на стандартную ВПП; 2—отделение крылатых сверхзвуковых разгонщиков на высоте 17 км при скорости, соответствующей числу  $M=3,5$ ; 3—выведение ВКС на орбиту

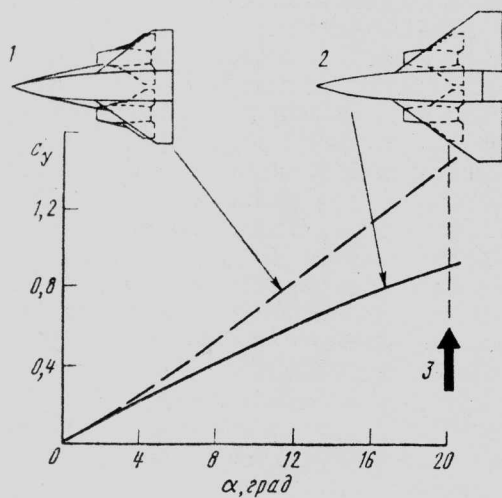
\* Small W. J. and Riebe G. D. Aerodynamics of a turbojet — boosted launch vehicle concept. AIAA Paper N 80—0360.

Рис. 1. МВКА «Спейсджет», оснащенный двумя сверхзвуковыми разгонщиками



1— $c_y$  взл; 2—вихревое обтекание; 3—потенциальное обтекание.  
4—вихри на крыле разгонщика; 5—вихри на крыле ВКС

Рис. 2. Система вихрей на несущих поверхностях МВКА «Спейсджет» (график соответствует числу  $M=0,3$ , площадь крыла аппарата  $929 \text{ м}^2$ )



1—вихревое обтекание (площадь крыла ВКС в потоке  $709 \text{ м}^2$ , полная площадь крыла  $929 \text{ м}^2$ ); 2—площадь крыла ВКС в потоке  $1254 \text{ м}^2$ , полная площадь крыла  $1470 \text{ м}^2$ ; 3— $\alpha_{\text{взл}} = 20^\circ$ ;  $V = 113 \text{ м/с}$

Рис. 3. Влияние вихрей на увеличение подъемной силы МВКА «Спейсджет» ( $M=0,3$ )

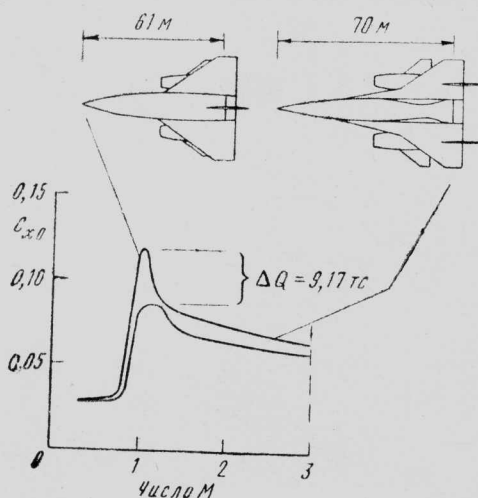
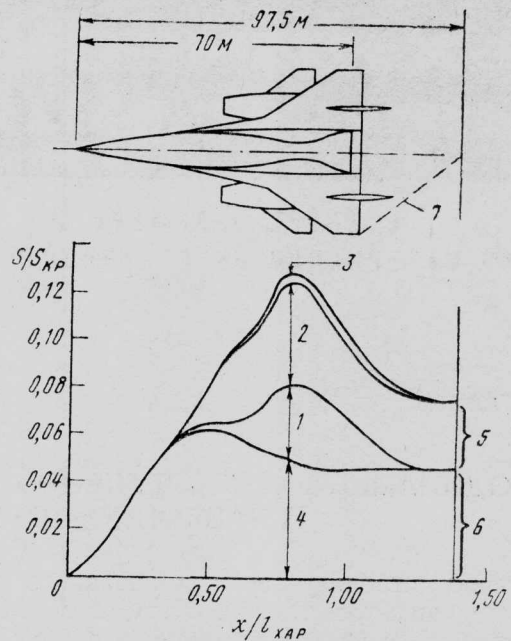


Рис. 4. Влияние наплывов на лобовое сопротивление МВКА «Спейсджет» (слева — исходная схема, справа — улучшенная схема)



1—крыло ВКС; 2—фюзеляжи разгонщиков; 3—крылья, кили и пилоны разгонщиков; 4—фюзеляж ВКС; 5—площадь воздухозаборников разгонщиков минус площадь их сопл; 6—хвостовой срез ВКС; 7—линия Маха

Рис. 5. Распределение относительных площадей поперечных сечений компонентов МВКА «Спейсджет» (площади отнесены к характерной площади крыла)

крыльев разгонщиков и ВКС должны быть существенно увеличены для обеспечения взлета МВКА (рис. 3).

Стреловидность крыла ВКС МВКА «Спейсджет» по передней кромке составляет  $55^\circ$  и была выбрана в основном из условий нагрева носка крыла и продольной устойчивости аппарата. Согласно ранее выполненным исследованиям, для обеспечения требуемой величины подъемной силы ВКС при больших углах атаки крыло должно иметь перед корневой частью наплывы «готической» формы. При  $\alpha = 20-30^\circ$  крыло с такими наплывами имеет повышенную подъемную силу. Однако при этом на некоторых участках крыла будет происходить отрыв вихревого течения и уменьшение подъемной силы, в то время как над наплывами вихревое течение будет устойчивым и обеспечит стабильную подъемную силу. В результате этого при больших углах атаки может возникнуть сильный момент на кабрирование ВКС. Для предотвращения этого максимальные углы атаки ВКС при взлете должны быть ограничены.

При полете МВКА в атмосфере лобовое сопротивление становится определяющим фактором уже при малых сверхзвуковых скоростях. Уменьшение лобового сопротивления в этом диапазоне скоростей существенно влияет на размеры МВКА, так как позволяет уменьшить требуемую тягу ТРД. Это, в свою очередь, ведет к уменьшению веса всей системы и способствует дальнейшему уменьшению величины ее лобового сопротивления за счет уменьшения потребной мощности силовой установки.

Большой скоростной напор при разгоне МВКА в диапазоне трансзвуковых скоростей позволяет обеспечивать необходимую величину подъемной



силы при небольших углах атаки ( $\sim 4^\circ$ ). При этом наибольшей составляющей лобового сопротивления будет волновое сопротивление при нулевой подъемной силе.

Волновое сопротивление МВКА при определенных числах  $M$  зависит от закона распределения площадей поперечного сечения аппарата по его длине. Для МВКА «Спейсджет» характерно резкое нарастание площади поперечного сечения по длине аппарата вследствие использования относительно толстого крыла для размещения жидкого кислорода (относительная толщина профиля 8%), большого диаметра фюзеляжа ВКС и применения двух разгонщиков.

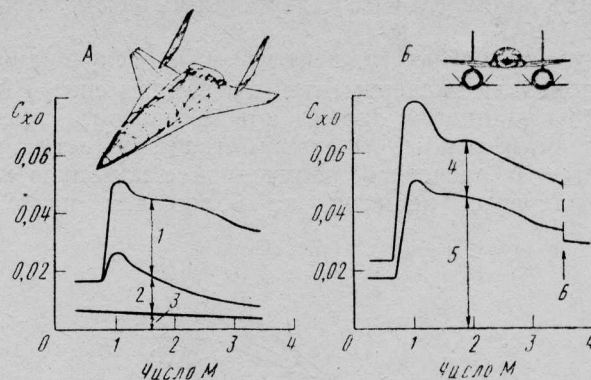
Для исходной аэродинамической схемы МВКА максимальное значение  $c_{x0}$  составило 0,12. Изменение схемы аппарата и применение правила площадей позволило на 25% уменьшить величину  $c_{x0}$ , что соответствовало снижению лобового сопротивления примерно на 9 тс при полете на трансзвуковом режиме (рис. 4).

На рис. 5 показано распределение относительных площадей поперечных сечений компонентов по длине МВКА «Спейсджет», влияющих на величину волнового сопротивления аппарата при числе  $M=1,3$ .

Лобовое сопротивление при нулевой подъемной силе складывается из различных по своей природе частей: сопротивления трения, донного сопротивления и волнового сопротивления (рис. 6). Самым большим слагаемым лобового сопротивления МВКА во всем рассматриваемом интервале чисел  $M$  является волновое сопротивление. При числе  $M=1,0$  существенно увеличивается донное сопротивление, составляя  $\sim 40\%$  величины лобового сопротивления ВКС без разгонщиков и почти 30% величины лобового сопротивления ВКС с разгонщиками. После отделения разгонщиков от ВКС при скорости, соответствующей числу  $M=3,5$ , включения основных ЖРД и увеличения скорости полета, роль донного сопротивления ВКС становится незначительной. Однако его уменьшение при трансзвуковых скоростях полета может дать существенный выигрыш.

На два разгонщика приходится около 35% всей величины лобового сопротивления МВКА. Если бы величины лобового сопротивления рассчитывались отдельно для ВКС и разгонщиков, то они были бы немного меньше величин, представленных на рис. 6. Согласно расчетам, лобовое сопротивление разгонщиков почти на 85% состоит из волнового сопротивления.

С целью определения точности теоретических методов расчета аэродинамики МВКА «Спейсджет» была изготовлена модель в масштабе 1:100 для испытаний в аэродинамической трубе (рис. 7). В отличие от полноразмерного аппарата фюзеляж модели имеет круглое поперечное сечение. Однако распределение площадей модели приблизительно соответствует распределению площадей полноразмерного аппарата. Крыло со стреловидностью по передней кромке  $55^\circ$  допускает установку разгонщиков в разных положениях. Передние кромки крыла модели имитируют переднюю кромку крыла полноразмерного аппарата с радиусом закругления 0,15 м. Площадь крыла модели составляет  $0,0929 \text{ м}^2$ .



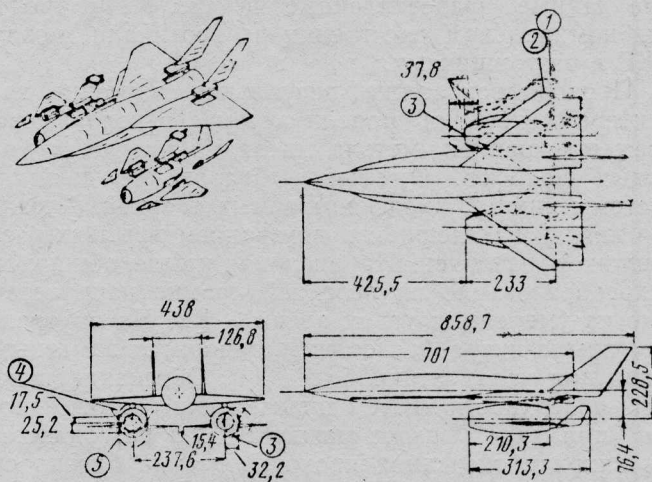
1—волновое сопротивление; 2—донное сопротивление; 3—сопротивление трения; 4—лобовое сопротивление разгонщиков (с учетом влияния интерференции); 5—лобовое сопротивление ВКС; 6—отделение разгонщиков ( $M=3,5$ )

Рис. 6. Составляющие лобового сопротивления МВКА «Спейсджет» при нулевой подъемной силе (А — ВКС, Б — МВКА)

Для исследования влияния наплывов крыла на величину подъемной силы за счет образования вихрей были изготовлены наплывы различной формы.

Два киля ВКС разнесены на расстояние, достаточное для открытия створок люка грузового отсека. Эти створки аналогичны створкам люка отсека полезной нагрузки ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Двухкилевое V-образное оперение разгонщиков было выбрано из условия обеспечения достаточной продольной устойчивости и путевой управляемости этих аппаратов после отделения от ВКС. Испытания модели МВКА «Спейсджет» в аэродинамической трубе были в основном направлены на определение величины подъемной силы при больших углах атаки и лобового сопротивления при небольших углах атаки при трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. Для образования вихрей на всей поверхности модели в носовой части фюзеляжа и передних кромках крыла устанавливались турбулизаторы потока. При испытаниях использовалось следующее оборудование НИЦ им. Лэнгли: трансзвуковая аэродинамическая труба переменного давления с рабочей частью диаметром 2,4 м ( $M=0,3 \div 1,2$ ), аэродинамическая труба больших скоростей с размерами рабочей ча-



1—разнесенные разгонщики; 2—сближенные разгонщики; 3—номинальное положение; 4—укороченный пилон; 5—удлиненный пилон

Рис. 7. Модель МВКА «Спейсджет» для испытаний в аэродинамической трубе (размеры в мм)



сти  $2,1 \times 3,0$  м ( $M=0,3$ ), аэродинамическая труба LUPWT ( $M=1,5-2,86$ ).

**Результаты экспериментальных исследований.** Как показали эксперименты, подъемная сила ВКС без разгонщиков и килей, крыло которого имеет удлиненный наплыв большой стреловидности, отличается от расчетной, полученной с помощью метода вихревых решеток, не более чем на 12% (рис. 8).

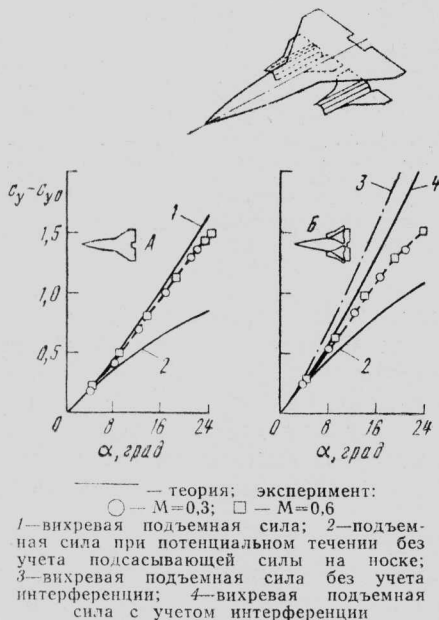


Рис. 8. Зависимость подъемной силы МВКА «Спейсджет» от угла атаки при малых скоростях полета (кили на модели МВКА не установлены, черной линией на теоретической модели показана линия вихрей, образующих подъемную силу; А — ВКС, Б — МВКА)

Хорошее совпадение результатов эксперимента с расчетными данными для ВКС без разгонщиков показывает, что значительная часть вихрей образуется крылом с наплывами. Испытания модели ВКС с разгонщиками показали, что экспериментальные значения величины подъемной силы при  $\alpha=20^\circ$  на 22% ниже расчетных значений. Экспериментальные данные, представленные на рис. 8, получены при номинальном расстоянии по вертикали между ВКС и разгонщиками.

Проводилось также визуальное изучение характера обтекания модели в трубе с использованием шелковинок, метода масляной пленки и дымовых шлейфов. Отмечено образование двойной системы вихрей, предсказываемых теорией. Характер вихрей на внешнем и внутреннем крыльях разгонщиков различен. На внешнем крыле обширное вихреобразование на передней кромке начинается уже на умеренных углах атаки  $\sim 12^\circ$ . На внутреннем крыле вихреобразование становится заметным лишь при углах атаки более  $20^\circ$ . Обтекание нижней поверхности ВКС практически безотрывно, хотя при малом зазоре между ВКС и разгонщиками вихри с последних проходят весьма близко от нижней поверхности ВКС.

Результаты, полученные с помощью модели при изменении расстояния между разгонщиками и ВКС, показаны на рис. 9. При увеличении высоты

пилона, на котором разгонщик крепится к ВКС, значение подъемной силы МВКА также увеличивается. При проектировании МВКА увеличение подъемной силы с увеличением высоты пилона должно быть сбалансировано с увеличением веса конструкции и эксплуатационными проблемами, связанными с применением крупногабаритных пилонов. Исследованный диапазон высот пилонов соответствует  $\sim 4$  м. Небольшое дополнительное увеличение расстояния между плоскостями крыльев ВКС и разгонщиков может быть достигнуто при оснащении последних низкорасположенным крылом.

Результаты испытаний модели МВКА «Спейсджет» при различном расположении разгонщиков относительно ВКС показаны на рис. 10. В общем случае подъемная сила увеличивается при смещении разгонщиков назад и увеличении расстояния между ними. В случае коротких пилонов двигателей характерно более быстрое увеличение подъемной силы при изменении параметров  $\Delta x/L$  и  $\Delta z/l$ , но применение пилонов большой высоты позволяет получить большие значения подъемной силы.

При большем смещении разгонщиков назад уменьшается их влияние на обтекание нижней поверхности ВКС, что ведет к увеличению подъемной силы МВКА. Больше разнесение разгонщиков также дает положительный эффект.

При  $\alpha=20^\circ$  подъемная сила ВКС с сильно разнесенными разгонщиками примерно на 12% превышает подъемную силу ВКС без разгонщиков, которая, в свою очередь, меньше потребной расчетной подъемной силы примерно на 10%. При наилучшем расположении разгонщиков подъемная сила МВКА растет с увеличением углов атаки до  $24^\circ$ . При этих же углах атаки обеспечивается достаточная величина подъемной силы МВКА с задним расположением мало разнесенных разгонщиков, причем коэффициент подъемной силы при  $\alpha=24^\circ$  достигает 1,69. В случае номинального расположе-

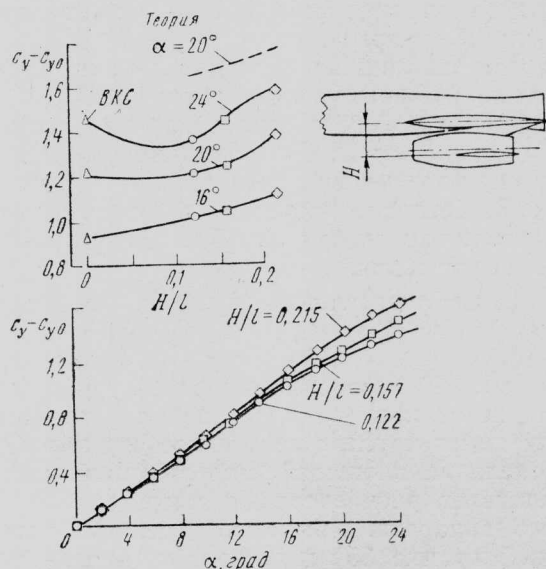


Рис. 9. Влияние расстояния по вертикали между ВКС и разгонщиками при их номинальном взаимном расположении в горизонтальной плоскости ( $M=0,3$ ,  $l$  — размах крыла, номинальное значение  $H/l=0,157$ )

ния разгонщиков это значение коэффициента подъемной силы совпадает с расчетным значением  $c_y$  при  $\alpha = 20^\circ$ .

Таким образом, требуемая величина подъемной силы может быть достигнута увеличением угла атаки при взлете МВКА до  $24^\circ$ , а не до  $20^\circ$ , как планировалось первоначально.

При исследовании возможностей дополнительного увеличения подъемной силы модель МВКА «Спейсджет» была модифицирована: стреловидность крыльев разгонщиков и ВКС была увеличена с  $55^\circ$  до  $65^\circ$ , а вместо «готических» наплывов было выполнено плавное сопряжение крыла с фюзеляжем. Обе модификации привели к увеличению интенсивности вихрей, сходящих с передней кромки крыла. Как видно из рис. 11, увеличение стреловидности крыла разгонщика до  $65^\circ$  не дает эффекта. Однако крыло ВКС со стреловидностью по передней кромке  $65^\circ$  увеличивает суммарную величину подъемной силы МВКА в связи с увеличением площади крыла орбитальной ступени.

Замена «готических» наплывов крыла напльвами, обеспечивающими плавное сопряжение крыла и фюзеляжа в плане, привела к уменьшению подъемной силы МВКА при средних и больших углах атаки. При больших углах атаки у модели с новыми напльвами возникали значительный момент на кабрирование и бафтинг. В связи с этим в качестве основного было выбрано крыло с «готическими» напльвами.

При околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета полная сила лобового сопротивления МВКА может быть представлена в виде двух слагаемых: сопротивления при нулевой подъемной силе и индуктивного сопротивления.

За исключением участка взлета МВКА «Спейсджет» при больших углах атаки для большей

части траектории разгона аппарата характерны небольшие углы атаки, поэтому величина индуктивного лобового сопротивления относительно невелика.

Лобовое сопротивление при нулевой подъемной силе при дозвуковых скоростях полета рассчитывалось в основном как функция трения с учетом поправок на профильное сопротивление фюзеляжа, крыльев и гондол двигателей. Волновое сопро-

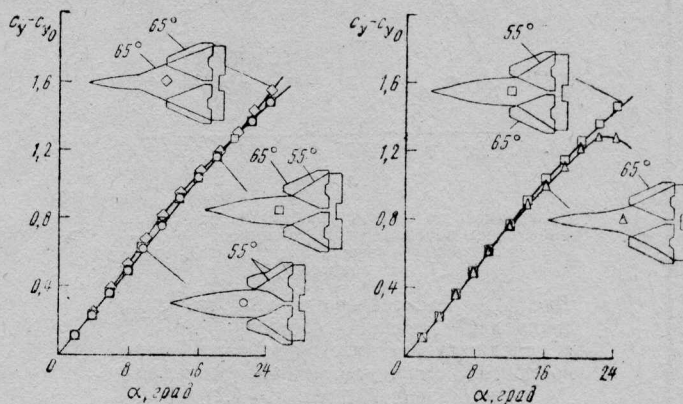
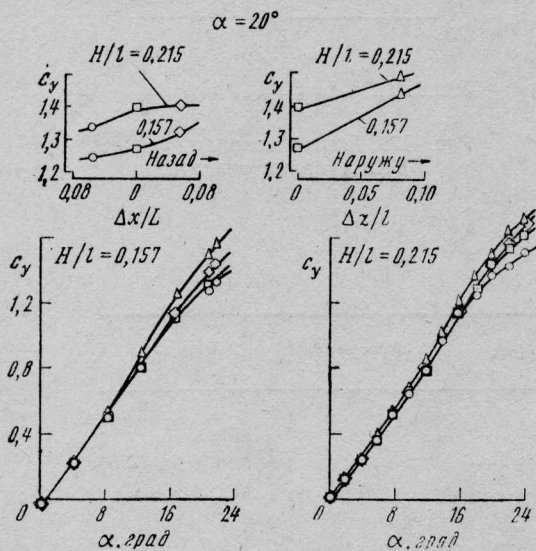


Рис. 11. Влияние формы наплывов и стреловидности по передней кромке крыльев ВКС и разгонщиков на величину подъемной силы МВКА «Спейсджет» ( $M=0,8$ )

тивление при сверхзвуковых скоростях рассчитывалось по теории волнового сопротивления, рассматривающей эффекты в дальнем поле обтекания. Эта теория основана на влиянии распределения площадей сечений аппарата по плоскостям Маха вдоль его длины и не учитывает деталей взаимодействия компонентов аппарата. Теория требует специфического машинного представления конфигурации аппарата (рис. 12). Пример распределения площадей сечений аппарата дан на рис. 13.

Результаты эксперимента хорошо согласуются с теоретическими данными (рис. 14—16). Например, уменьшение  $c_{x0}$  на 20% посредством смещения разгонщиков вперед было достаточно точно определено теоретически.

В результате теоретических и экспериментальных работ по выбору аэродинамической схемы МВКА «Спейсджет» с разгонщиками было предложено несколько альтернативных концепций этого аппарата, одна из которых показана на рис. 17. В соответствии с этой концепцией предусматрива-



○ — переднее положение разгонщиков, малое расстояние между ними; □ — номинальное положение разгонщиков по оси X, малое расстояние между ними; ◊ — заднее положение разгонщиков, малое расстояние между ними; △ — большое расстояние между разгонщиками

Рис. 10. Изменение коэффициента подъемной силы МВКА «Спейсджет» при изменении взаимного расположения ВКС и разгонщиков ( $M=0,3$ , крыло ВКС имеет удлиненные «готические» напльвы)

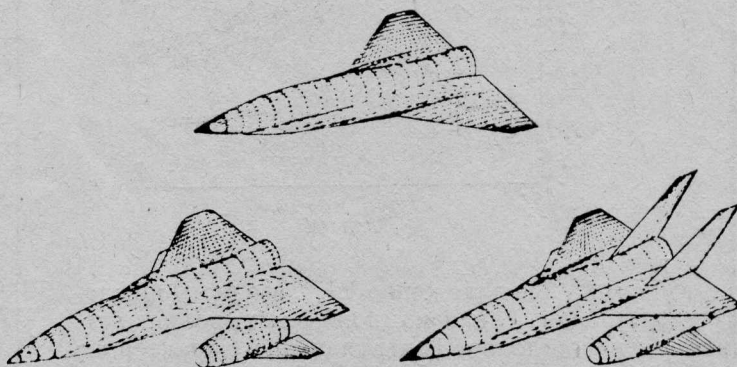
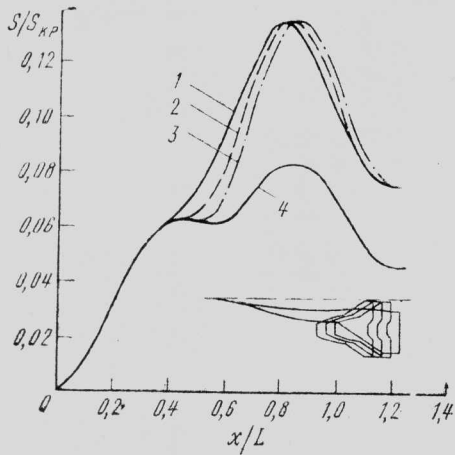


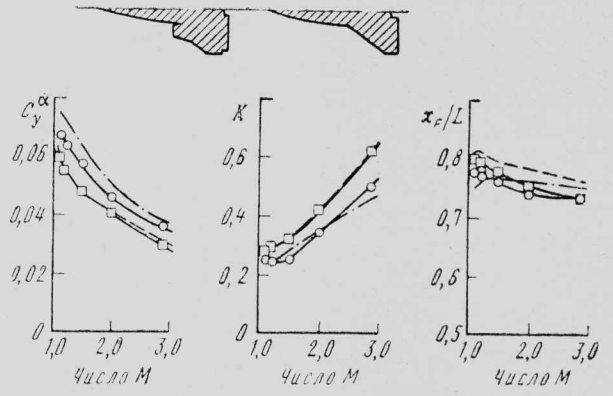
Рис. 12. Геометрическое представление компонентов МВКА «Спейсджет» для расчета волнового сопротивления на ЭВМ





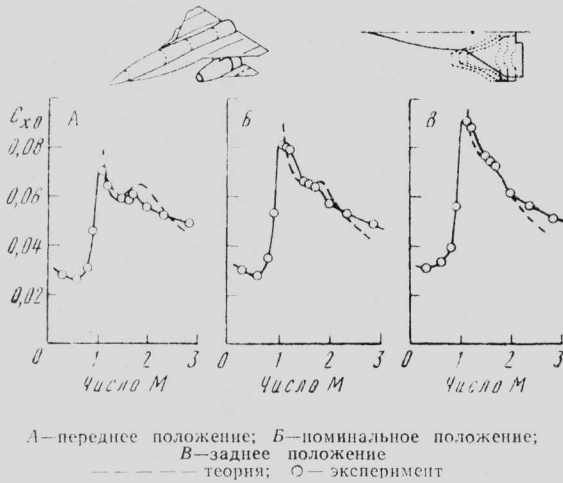
1—переднее положение разгонщиков; 2—номинальное положение разгонщиков; 3—заднее положение разгонщиков; 4—ВКС без разгонщиков

Рис. 13. Распределение относительных площадей сечений модели МВКА «Спейсджет» без килей при малом разнесении разгонщиков (характерная длина модели 701 мм,  $M=1,2$ )



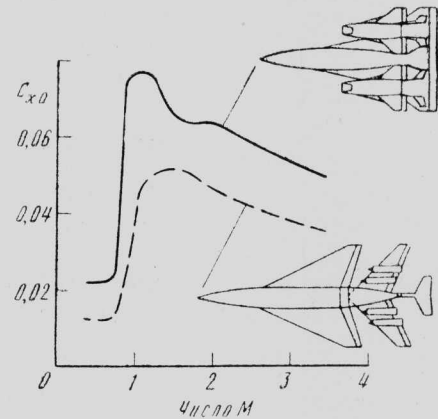
Теория	Эксперимент	Модель
— — — — —	○	МВКА
— — — — —	□	ВКС

Рис. 16. Производная  $C_y^{\alpha}$ , аэродинамическое качество  $K$  и положение аэродинамического фокуса МВКА в зависимости от числа  $M$  ( $\alpha=40^\circ$ ). Вверху — форма в плане МВКА (слева) и ВКС (справа)



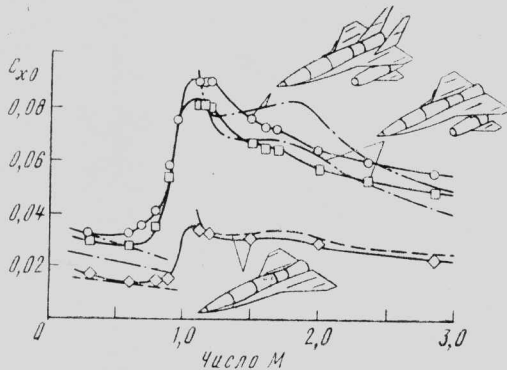
А—переднее положение; Б—номинальное положение; В—заднее положение  
— — — — — теория; ○ — эксперимент

Рис. 14. Влияние продольного положения разгонщиков на величину лобового сопротивления МВКА «Спейсджет» (малое разнесение разгонщиков)



— — — — — исходная схема (вид снизу);  
— — — — — тандемная схема (вид снизу)

Рис. 17. Альтернативная концепция МВКА с одним разгонщиком



Теория	Эксперимент	Модель
— — — — —	○	МВКА
— — — — —	□	МВКА без килей
— — — — —	◇	ВКС без килей

Рис. 15. Зависимости  $C_{x,0}=f(M)$  для МВКА «Спейсджет» и его компонентов

ется тандемное расположение ВКС и одного крылатого разгонщика. Такая компоновка позволяет устранимь большое донное сопротивление, характерное для базовой концепции МВКА «Спейсджет». Возможно, что для разгона альтернативного аппарата на околозвуковых скоростях потребуется вдвое

меньше турбореактивных двигателей на первой ступени, чем у МВКА «Спейсджет».

Альтернативный разгонщик-высокоплан имеет восемь двигателей над и под крылом. Предусмотрена эффективная механизация крыла.

Референт П. И. Качур.

## ПРОЕКТ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО КОММЕРЧЕСКОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ В ВИДЕ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА-РАЗГОНЩИКА С ТРДД\*

Фирма Транспейс (США), основанная в 1967 г. для изучения возможности создания коммерческой воздушно-космической транспортной системы, рассмотрела проект двухступенчатого МВКА с первой ступенью в виде тяжелого дозвукового самолета-разгонщика. Проект этого аппарата (рис. 1), получившего название «Энтерпрайз», разрабатывался в соответствии с особыми условиями коммерческого использования. Такой аппарат, предназначенный для доставки пассажиров и грузов с Земли на орбиту и возвращения их обратно, должен отвечать требованиям, существенно отличающимся от предъявляемых к МВКА «Спейс Шаттл» или к изучаемым аппаратам большой грузоподъемности.

Считается, что в число наиболее важных требований к коммерческому транспортному МВКА входят:

низкие эксплуатационные расходы, минимальная стоимость и продолжительность разработки, быстрый переход к эксплуатации, малый технический риск;

удобство применения, организация стандартных процедур запуска, посадки и технического обслуживания; обеспечение доставки грузов и пассажиров на орбиты с различными параметрами; 1—2 стартовых комплекса с посадочными полосами; возможность стыковки с орбитальными станциями;

соответствие возможностей МВКА прогнозам относительно характера грузов и грузопотока.

Для удешевления разработки было решено на самолете-разгонщике использовать существующие двигатели, а также шасси и крыло самолета Боинг 747 (рассматривался также вариант с использованием компонентов военно-транспортного самолета Локхид С-5А). В качестве орбитальной ступени предлагается применить воздушно-космический самолет (ВКС), по конфигурации аналогичный ВКС системы «Спейс Шаттл».

Считается, что грузоподъемность МВКА коммерческого использования должна быть относительно невелика — 5—10 тс.

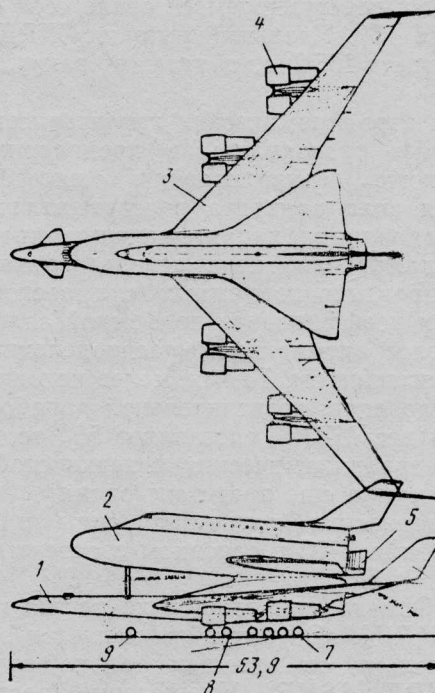
МВКА «Энтерпрайз» задуман как чисто транспортный аппарат («грузовик») и не имеет сложного специального оборудования для выполнения широкого круга полетных заданий.

Перечисленные требования позволяют разработать аппарат со стартовым весом 500 тс, из которых 250 тс приходится на ВКС — орбитальную ступень. Оборудование ВКС рассчитано на выпол-

нение 500 полетов на низковысотную орбиту и обратно.

Самолет-разгонщик выполняет функции носителя, обеспечивающего пуск ВКС и возвращающегося в зону стартового комплекса, а также выполнение перегоночных полетов различного назначения. Для выполнения требований к продольной и путевой устойчивости и управляемости МВКА потребовалось применение активных систем. Элероны крыла самолета Боинг 747 были модифицированы в элевоны, а для повышения путевой устойчивости используются концевые вертикальные аэродинамические поверхности.

Самолет-разгонщик выполнен по аэродинамической схеме «утка», обеспечивающей ряд преимуществ. Она позволяет осуществлять установку ВКС на разгонщик без использования подъемных кранов, в связи с чем предусматривается использование только лебедки, наклонных рампы и помоста, по которым ВКС перемещается на своем шасси. Этого оборудования достаточно при эксплуатации МВКА с нескольких стартовых комплексов. Однако при эксплуатации МВКА только с одного или двух стартовых комплексов целесообразно использование специального ангара.



1—самолет-разгонщик, выполненный по схеме «утка»; 2—ВКС с треугольным крылом; 3—крыло самолета Боинг 747; 4—ТРДД JT9D-70B с большой степенью двухконтурности; 5—ЖРД SSME; 6—концевые аэродинамические поверхности; 7—основное шасси; 8—вспомогательные стойки шасси; 9—передняя стойка шасси

Рис. 1. Перспективный двухступенчатый МВКА «Энтерпрайз»

\* Cormier L. Utility of high bypass turbfans for a two-stage space transport.

AIAA/NASA Conference on Advanced Technology for Future Space Systems, 8—10 May, 1979, Hampton, Virginia, p. 113—122.



При старте ВКС его удельная нагрузка на крыло гораздо больше удельной нагрузки на крыло разгонщика. Это потребовало дополнительного исследования особенностей разделения ступеней МВКА. Разделение может производиться на участке планирования с начальным углом наклона траектории  $\sim 5^\circ$ , когда суммарная подъемная сила МВКА равна нулю. В этом случае разгонщик имеет отрицательную подъемную силу, а ВКС — положительную подъемную силу. Отделение ВКС происходит на высоте 10,5 км при скорости, соответствующей числу  $M=0,8$ .

Проект МВКА «Энтерпрайз» разработан в соответствии с концепцией использования подъемных сил разгонщика и ВКС, впервые сформулированной в НИЦ им. Лэнгли (NASA). В первоначальном варианте эта концепция предполагала применение двух малоразмерных спаренных турбореактивных крылатых разгонщиков, которые должны были разгонять ВКС до скорости, соответствующей числу  $M=3$ . Суммирование подъемных сил дает аппарату значительные преимущества по сравнению с МВКА, у которых вся подъемная сила обеспечивается только крылатым разгонщиком.

В результате исследований, проведенных НИЦ им. Лэнгли, было предложено использовать эту концепцию при разработке проекта МВКА с одним дозвуковым разгонщиком, оснащенным крылом большого удлинения. На разгонщике установлено 8 ТРДД Пратт-Уитни JT-9D-70B\* со ступенью двухконтурности 4,8. Номинальная статическая тяга каждого из двигателей составляет 24,7 тс.

Силовая установка ВКС состоит из одного ЖРД SSME (ЖРД ВКС системы «Спейс Шаттл»), модифицированного для горизонтального старта и имеющего нерегулируемое сопло со степенью расширения 150. Удельный импульс ЖРД в вакууме достигает 465,2 с, а тяга в вакууме равна 217,1 тс.

Оценки аэродинамических характеристик МВКА «Энтерпрайз» проводились в предположении незначительного сопротивления интерференции. Подъемная сила аппарата рассчитывалась на основе экстраполяции характеристик подъемной силы биплана. Однако цель использования концепции суммирования подъемных сил состояла не в увеличении коэффициента подъемной силы МВКА, а в ее более оптимальном распределении между ВКС и разгонщиком. Тем не менее исходное крыло потребовало лишь незначительной доработки, хотя стартовый вес МВКА составляет 500 тс. Влияние концевых аэродинамических поверхностей на конструкцию крыла еще предстоит оценить.

Характеристики подъемной силы и лобового сопротивления ВКС в основном соответствуют аналогичным характеристикам ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Однако при выработке топлива центровка ВКС МВКА «Энтерпрайз» меняется значительно, поскольку он оснащен только одним, а не тремя ЖРД SSME. Уменьшение веса силовой установки частично компенсируется существенным уменьшением веса бортового оборудования в носовой части аппарата.

Геометрические характеристики крыльев разгонщика и ВКС МВКА «Энтерпрайз» представлены в табл. 1.

\* Рассматривались также ТРДД CF6-50M и RB.211-524D.

Таблица 1  
Сравнение крыльев разгонщика и ВКС МВКА «Энтерпрайз»

Характеристики	Разгонщик	ВКС
Площадь, м <sup>2</sup>	508	225
Относительное удлинение	6,96	2,0
Размах, м	59,64	21,2
Корневая хорда, м	16,56	19,297
Концевая хорда, м	4,06	1,93
Средняя аэродинамическая хорда, м	—	12,98
Стреловидность крыла по передней кромке, град	43—40	57

Фирма Транспейс исследует возможность изменения компоновки ВКС для установки в хвостовой части его фюзеляжа двух килей, что улучшит характеристики аппарата на гиперзвуковом режиме полета при средних углах атаки  $30^\circ$ , а также облегчит погрузочно-разгрузочные операции при использовании почти стандартного подъемно-транспортного оборудования.

Весовые характеристики двухступенчатого МВКА «Энтерпрайз»

Компоненты	Вес, кгс
Стартовый вес самолета-разгонщика	250 000
Стартовый вес ВКС	250 000
Полный стартовый вес МВКА	500 000
<b>Самолет-разгонщик</b>	
Конструкция	74 000
крыло	40 000
гондолы	9 100
киль	6 800
фюзеляж	13 600
пилоны	4 500
Силовая установка	74 000
Подсистемы	41 500
вспомогательная силовая установка, электрическая, гидравлическая, топливная системы и система управления полетом	16 000
шасси	18 000
бортовое радиоэлектронное оборудование	2 500
прочее	5 000
Вес пустого разгонщика	189 500
Полезная нагрузка	60 500
экипаж и оборудование кабины	1 000
топливо	59 500
<b>ВКС</b>	
Конструкция	20 440
передняя часть фюзеляжа и бак жидкого водорода	3 300
хвостовая часть фюзеляжа и крыло	7 815

Компоненты	Вес, кгс
киль (включая узлы крепления кия и под- фюзеляжный щиток)	1 420
отсек силовой установки и узлы крепления полезной нагрузки	300
система теплозащиты	4 825
шасси	920
10%-ный весовой резерв	1 860
<b>Силовая установка</b>	<b>4 300</b>
ЖРД SSME (с нерегулируемым соплом со степенью расширения 150)	3 040
реактивная система управления и орбитально- го маневрирования	420
система подачи топлива и другие системы	635
5%-ный весовой резерв	205
<b>Оборудование</b>	<b>2 990</b>
средства теленилотирования ВКС (при вы- полнении полетов)	100
система управления полетом	500
электросистема	1 000
гидравлическая система	600
радиоэлектронная аппаратура	650
5%-ный весовой резерв	140
<b>Вес пустого ВКС</b>	<b>27 730</b>
<b>Выводимая на орбиту нагрузка</b>	<b>12 270</b>
невырабатываемые остатки топлива	2 050
вес топлива реактивной системы управления	350
вес топлива системы орбитального маневри- рования	1 420
резервы	630
жидкости подсистем	390
полезная нагрузка и вспомогательное обору- дование	7 430
<b>Расчетный вес ВКС при выведении на орбиту</b>	<b>~40 000</b>
<b>Топливо для участка выведения</b>	<b>210 000</b>
<b>Стартовый вес ВКС</b>	<b>250 000</b>

МВКА «Энтерпрайз» имеет следующие весовые характеристики сменных модулей, занимающих верхнюю часть фюзеляжа ВКС от носка до кия.

Компоненты	Вес, кгс
<b>Пассажирский модуль</b>	<b>7 430</b>
<b>Средства размещения и обеспечения жизнедея- тельности экипажа и пассажиров</b>	<b>3 630</b>
конструкция 32-местного пассажирского от- сека и отсека экипажа	2 100
экипаж, оборудование и система обеспече- ния жизнедеятельности экипажа	360
оборудование пассажирского отсека (кресла, система обеспечения жизнедеятельности)	400
двигатели системы аварийного прекращения полета	270
6-часовой запас жидкостей системы конди- ционирования и обеспечения жизнедея- тельности	500
<b>Полезная нагрузка</b>	<b>3 800</b>
пассажиры (32 человека)	2 400
багаж и грузы	1 400

Компоненты	Вес, кг
<b>Стандартный модуль</b>	<b>7 430</b>
<b>Средства размещения и обеспечения экипажа и полезной нагрузки</b>	<b>3 030</b>
конструкция модуля (включая кабину эки- пажа)	2 100
экипаж и средства обеспечения экипажа	360
вспомогательные средства	200
двигатель и системы аварийного прекраще- ния полета	270
жидкости системы кондиционирования и обеспечения жизнедеятельности	100
<b>Полезная нагрузка</b>	<b>4 400</b>
<b>Грузовой отсек беспилотного варианта</b>	<b>7 430</b>
Грузовые панели, контейнеры и т. д.	7 000
Обтекатели и т. д.	430
<b>Беспилотная грузовая ступень МВКА при выведении в апогей орбиты</b>	<b>8 850</b>
космическая ступень и обтекатели	850
чистый вес полезной нагрузки	8 000

На ВКС предусматривается использовать мно-  
гослойное металлическое теплозащитное покрытие,  
разрабатываемое в НИЦ им. Лэнгли. При выве-  
дении на ВКС будут воздействовать относительно  
высокий скоростной напор ( $488,2 \text{ кгс/м}^2$ ), но  
сравнительно низкие температуры. При входе в  
атмосферу скоростной напор будет менее  
 $488,2 \text{ кгс/м}^2$ , но температуры на нижней части фю-  
зеляжа ВКС достигнут  $1093^\circ\text{C}$ .

Траектория выведения МВКА «Энтерпрайз»  
представлена на рис. 2. Удельные нагрузки на еди-  
ницу площади аппарата в плане при входе в  
атмосферу и удельные нагрузки на крыло ВКС  
при посадке будут в два раза меньше соответст-  
вующих параметров ВКС МВКА «Спейс Шаттл».  
Расчетная посадочная скорость составляет  $248 \text{ км/ч}$ .

Специалисты фирмы Транспейс определили  
стоимости разработки, изготовления и эксплуата-  
ции МВКА «Энтерпрайз», которые представлены  
в табл. 2—4.

Программа разработки МВКА «Энтерпрайз»  
предусматривает:

создание металлической системы теплозащиты;  
использование жидкого водорода при темпера-  
туре, соответствующей тройной точке;

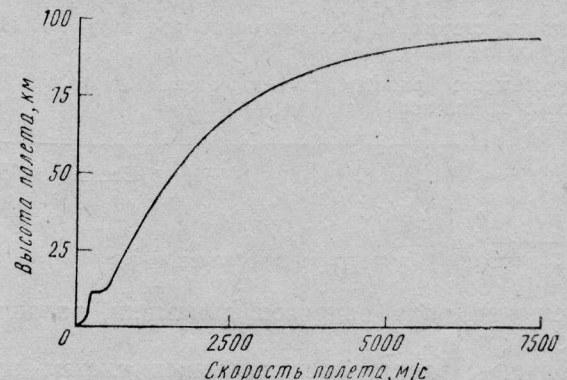


Рис. 2. Изменение скорости и высоты полета при  
выведении МВКА «Энтерпрайз» (запуск в вос-  
точном направлении, разделение ступеней на  
высоте  $10,5 \text{ км}$  при скорости, соответствующей  
числу  $M=0,8$ )



Таблица 2

Расчетные стоимости МВКА „Энтерпрайз“  
(в ценах 1979 г.)

Компоненты МВКА	Стоимость, млн. долл.
<b>ВКС</b>	
ЖРД SSME	12,5
Бортовое радиоэлектронное оборудование	1,0
Планер и другие подсистемы	24,0
Модули полезной нагрузки	2,5
Стоимость каждого из первых трех ВКС	40,0
<b>Самолет-разгонщик</b>	
Двигатели (8 двигателей с тягой 29,4 тс каждый, стоимость за 1 кгс тяги составляет 88,18 долл.)	17,6
Бортовое радиоэлектронное оборудование	2,0
Вспомогательные силовые установки	1,0
Планер и другие подсистемы	31,4
Стоимость каждого из первых трех самолетов-разгонщиков	52,0

Таблица 3

## Стоимость разработки МВКА (реализация программы в течение 1979—1986 гг.)\*

Компоненты МВКА	Стоимость, млн. долл.
Разработка планера и подсистем ВКС (2 500 000 ч)	75
Самолет-разгонщик (1 000 000 ч)	30
Вспомогательные системы (500 000 ч)	15
Модификация и испытания ЖРД SSME	100
Модификация и испытания вспомогательной силовой установки	50
Изготовление оборудования для наземных испытаний	55
Испытания в аэродинамической трубе и прочностные испытания	25
Изготовление трех ВКС и трех самолетов-разгонщиков	459
Летные испытания	25
Подготовка стартовых комплексов и производство топлива	140
Дополнительные работы по подготовке двух стартовых комплексов	50
<b>Всего</b>	<b>1 024</b>

\* С учетом 7,5%-ных темпов инфляции начиная с 1979 г.

решение ряда вопросов динамики разделения ступеней;

создание электродистанционных систем активного управления.

Эти усовершенствования, однако, не обеспечивают высоких характеристик МВКА «Энтерпрайз» как носителя. В грузовом отсеке ВКС можно раз-

Таблица 4

## Расчетная стоимость эксплуатации МВКА „Энтерпрайз“ (в ценах 1986 г.)

Статьи расходов	Стоимость в расчете на один полет, долл.
<b>Прямые эксплуатационные расходы</b>	
<b>ВКС</b>	
Экипаж (40 полетов/год)	4 500
Жидкий водород (34 200 кгс/полет, стоимость 2,5 долл./кгс)	85 500
Жидкий кислород (180 640 кгс/полет, стоимость 0,1 долл./кгс)	18 600
Остальные жидкости	1 000
Страхование	8 000
<b>Самолет-разгонщик</b>	
Экипаж (200 полетов/год)	1 250
Топливо и масло	6 000
Страхование	5 000
<b>Техническое обслуживание ВКС</b>	
Обслуживание аппарата и подсистем (100 ч/полет)	1 000
Материалы для аппарата и подсистем	4 600
Обслуживание ЖРД SSME (42 ч/полет)	400
Материалы для ЖРД SSME	20 750
<b>Техническое обслуживание самолета-разгонщика</b>	
Обслуживание аппарата и подсистем (36 ч/полет)	400
Материалы для аппарата и подсистем	1 000
Обслуживание двигателей (32 ч/полет)	300
Материалы для двигателей	2 000
Амортизационные расходы на ВКС (100 полетов в год одного ВКС)	158 500
Амортизационные расходы на самолет-разгонщик (200 полетов в год одного самолета-разгонщика)	103 700
<b>Косвенные эксплуатационные расходы (из расчета 1000 полетов МВКА в год с двух стартовых комплексов)</b>	
Вспомогательный персонал	20 000
Накладные расходы	4 000
Обслуживание оборудования	10 000
Маркетинг	10 000
Общие и административные расходы	10 000
Обслуживание полезной нагрузки	10 000
<b>Общая стоимость</b>	
Полеты МВКА	129 850
Непосредственное техническое обслуживание	30 450
Амортизационные расходы	262 200
Косвенные эксплуатационные расходы	64 000
Общая стоимость эксплуатации МВКА	486 500
Прибыль и амортизационные отчисления	240 000
Стоимость одного полета МВКА	726 000
Стоимость выведения на орбиту одного килограмма полезной нагрузки (в ценах 1986 г.)	165
Стоимость выведения на орбиту одного килограмма полезной нагрузки (в ценах 1979 г.)	99

местить только 4400 кгс полезной нагрузки, что составляет 1,8% стартового веса или 15,9% веса пустого ВКС. Для повышения грузоподъемности этого аппарата и уменьшения стоимости выведения единицы веса полезной нагрузки на низковысотную орбиту необходимо:

увеличить удельный импульс силовой установки;

уменьшить вес невырабатываемых остатков топлива;

использовать в основной конструкции композиционные материалы;

обеспечить активное охлаждение носков крыла и кия;

создать высоконадежную бортовую радиоэлектронную аппаратуру малого веса;

создать ЖРД, работающие на двух видах горючего;

разработать бортовые подсистемы малого веса; повысить эксплуатационные характеристики МВКА;

уменьшить время подготовки МВКА к повторному запуску и увеличить ресурс аппарата;

усовершенствовать систему технического обслуживания.

Использование ЖРД, работающих на двух видах горючего, часто предлагается для улучшения характеристик перспективных МВКА и снижения их стоимости. Возможно также применение комбинированной силовой установки из ЖРД, использующих различные виды горючего.

Применение «двухтопливных» ЖРД на МВКА с вертикальным стартом позволяет уменьшить объем аппарата и повысить тяговооруженность. Однако для аппарата с горизонтальным стартом более важными являются удельные нагрузки на крыло, чем требования к объему. Кроме того, вес силовой установки МВКА с горизонтальным стартом является еще менее важным параметром, так как тяговооруженность может быть менее 1,0. Из результатов ранее проведенных исследований следует, что применение двух видов горючего нецелесообразно на МВКА с горизонтальным стартом и посадкой. Однако по оценкам известного американского специалиста Р. Солкелда, обеспечение большей взлетной скорости и, вследствие этого, большей удельной нагрузки на крыло может дать значительные преимущества из-за уменьшения объема топлива для «двухтопливных» силовых установок.

Референт П. И. Качур.

УДК 629.735.33.051

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ В СООТВЕТСТВИИ С ТРЕБОВАНИЕМ ВЫСОКОЙ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ САМОЛЕТА\*

Включение какой-либо системы в состав бортового оборудования самолета можно считать успешным, если связанное с этим увеличение расхода топлива минимально.

Требования к бортовым системам непрерывно ужесточаются, подтверждением чему может служить тот факт, что потребная мощность системы охлаждения электронного оборудования стратегического бомбардировщика Рокуэлл В-1 составляет несколько сот киловатт. При проектировании бортовых систем для самолетов следующего поколения будет необходима точная оценка дополнительных затрат топлива, обусловленных установкой этих систем.

### РАСЧЕТ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ЗАТРАТ ТОПЛИВА

При полете на постоянной высоте и с постоянной скоростью дополнительный вес топлива  $\Delta G_T$  определяется уравнением

$$\Delta G_T = \left( G_c + K Q_c + \frac{K}{C_R} q_T \right) \left( e^{C_R t / K} - 1 \right), \quad (1)$$

где  $G_c$  — общий вес системы (с учетом предстоящих дополнительных затрат топлива),  $K$  — аэродинамическое качество самолета,  $Q_c$  — дополни-

тельное лобовое сопротивление,  $C_R$  — удельный расход топлива,  $q_T$  — дополнительный расход топлива в единицу времени, обусловленный работой системы,  $t$  — время, оставшееся до окончания полета. Формула (1) может быть применена для расчета затрат топлива на всех этапах полета, характеризующихся соответствующими (осредненными) значениями скорости и высоты, а также режимом работы двигателей.

Помимо возможных изменений аэродинамического сопротивления при переходе к очередному этапу полета, необходимо, чтобы переменная величина  $G_c$  включала дополнительные затраты топлива, обусловленные работой системы на всех последующих этапах полета.

Изучение формулы (1) позволяет выделить наиболее важные факторы, определяющие увеличение расхода топлива.

Дополнительное аэродинамическое сопротивление, вызванное установкой некоторой бортовой системы на самолете (отличное от сопротивления, обусловленного весом системы), состоит из:

а) сопротивления, вызванного изменением конфигурации самолета (например, система размещена в подвесном контейнере);

б) сопротивления, вызванного забором воздуха набегающего потока для целей охлаждения (предполагается, что импульс потока не восстанавливается)\*;

\* Le Claire R. Energy conservation designing systems for the least fuel penalty on the aircraft.

Aeronautical Journal, 1980, v. 84, III—IV, N 831, p. 108—112.

\* Составляющие а и б учитываются величиной  $Q_c$  в формуле (1).



в) сопротивления, обусловленного отводом мощности двигателя для функционирования бортовой системы (например, отбор воздуха от компрессора или механический привод), которое в формуле (1) представлено параметром  $q_T$ .

При вычислении дополнительного расхода топлива часто бывает полезно определить соотношение эффектов, вызванных увеличением лобового сопротивления и общим весом бортовой системы. Такое соотношение, получаемое из формулы (1), имеет вид:

$$\frac{\Delta G_{T \text{ сопр}}}{\Delta G_{T \text{ вес}}} = \frac{K \left( Q_c + \frac{q_T}{C_R} \right)}{G_c} \quad (2)$$

В выражении (2) эффективное сопротивление  $\left( Q_c + \frac{q_T}{C_R} \right)$  умножается на аэродинамическое качество, поэтому дополнительный расход топлива, обусловленный ростом лобового сопротивления, может значительно превышать затраты топлива из-за влияния веса бортовой системы.

Выражение «дополнительный расход топлива» бортовой системы включает две неразрывно связанные, но различные по своей природе величины:

а) количество топлива  $\Delta G_{T1}$ , необходимого для преодоления дополнительного лобового сопротивления, обусловленного наличием бортовой системы, т. е. для сохранения в течение  $t$  часов заданных условий полета. Эта величина определяется выражением

$$\Delta G_{T1} = \left( \frac{C_R}{K} G_c + C_R Q_c + q_T \right) t, \quad (3)$$

в котором скобка характеризует дополнительный «тяговый» часовой расход топлива, каждый из членов которой соответственно вызван влиянием веса системы, дополнительным сопротивлением и работой системы;

б) количество топлива  $\Delta G_{T2}$ , затрачиваемого на перевозку дополнительного топлива  $\Delta G_{T1}$ . Величина  $\Delta G_{T2}$ , выражаемая формулой

$$\Delta G_{T2} = \Delta G_T - \Delta G_{T1} = \left( G_c + K Q_c + \frac{K}{C_R} q_T \right) \left[ e^{C_R t / K} - \frac{C_R t}{K} - 1 \right] \quad (4)$$

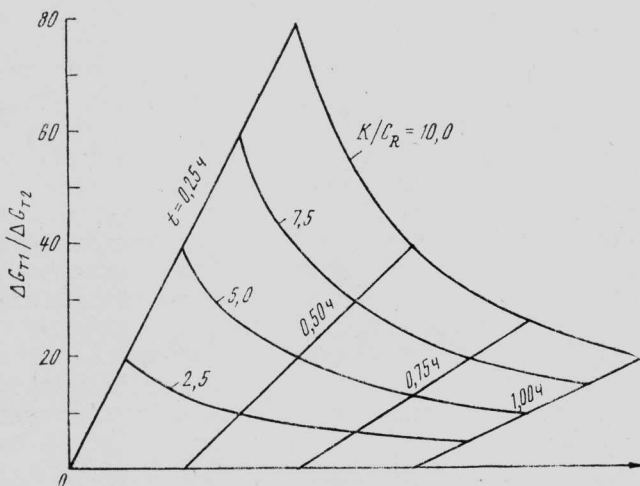


Рис. 1. Номограмма для расчета  $\Delta G_{T1}/\Delta G_{T2}$

включает также топливо, расходуемое на преодоление лобового сопротивления, обусловленного весом рассматриваемой составляющей топлива.

Формула для отношения  $\Delta G_{T1}/\Delta G_{T2}$ , независимого от параметров бортовой системы, имеет вид:

$$\frac{\Delta G_{T1}}{\Delta G_{T2}} = \frac{1}{\frac{K}{C_R t} (e^{C_R t / K} - 1) - 1} \quad (5)$$

Графически эта зависимость представлена на рис. 1.

Можно заметить, что чем продолжительнее полет, тем больше топлива необходимо для перевозки топлива, расходуемого на преодоление дополнительного сопротивления. При  $t=1$  ч и  $K/C_R=5$  ч величина  $\Delta G_{T2}$  составляет 9,7% общих дополнительных затрат топлива  $\Delta G_T$ ; эта доля падает до 2,5% при  $t=0,25$  ч.

Дополнительный часовой расход топлива получается дифференцированием выражения (1):

$$\frac{d(\Delta G_T)}{dt} = \left( \frac{C_R}{K} G_c + C_R Q_c + q_T \right) e^{C_R t / K},$$

где  $t$  — время, оставшееся до окончания крейсерского полета. В конце полета ( $t=0$ ) часовой расход топлива уменьшается до своей минимальной величины, равной  $\frac{\Delta G_{T1}}{t}$  (см. формулу (3)).

#### ВОПРОСЫ ОПТИМИЗАЦИИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ

В процессе выбора бортовой системы, которая не только удовлетворяет необходимым требованиям, но и обеспечивает минимум дополнительных затрат топлива, необходимо уметь оценивать различные эффекты, связанные с установкой системы на самолете.

Замена бортовой системы улучшенным вариантом может обеспечить при неизменных условиях полета и неизменной конфигурации самолета экономию топлива  $\Delta G_3$  кгс, что позволяет, например, соответственно увеличить платную нагрузку. Как указано ниже, при постоянной дальности полета дополнительную платную нагрузку можно выбрать двумя различными способами:

при неизменном весе самолета в начале крейсерского полета. В этом случае увеличение платной нагрузки  $\Delta G_{п.н}$  выражается формулой

$$\Delta G_{п.н} = \Delta G_3 e^{-C_R t / K} \quad (6)$$

Как и ожидалось, дополнительная платная нагрузка по весу меньше сэкономленного топлива, при этом разница представляет собой расход топлива, обусловленный приращением веса платной нагрузки;

при сохранении начального запаса топлива. В этом случае дополнительная платная нагрузка будет значительно больше

$$\Delta G_{п.н} = \Delta G_3 (e^{C_R t / K} - 1)^{-1} \quad (7)$$

## СИСТЕМЫ, ВЫЗЫВАЮЩИЕ БОЛЬШИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЗАТРАТЫ ТОПЛИВА

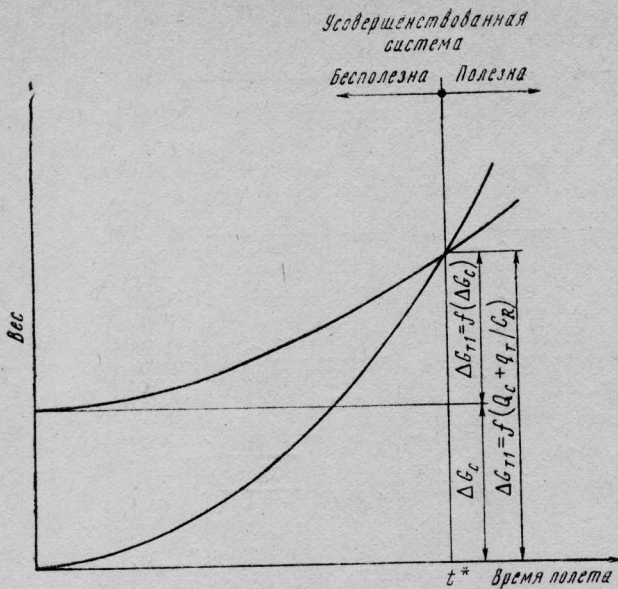


Рис. 2. Определение времени  $t^*$

Так как при этом вес самолета в начале крейсерского полета возрастает на величину  $\Delta G_{п.н.}$ , необходимо, чтобы это отвечало возможностям самолета.

Экономия топлива в результате замены системы улучшенным вариантом может быть достигнута также и в случае увеличения веса новой системы при условии, что время полета превышает некоторую величину  $t^*$ .

Время  $t^*$  определяется как продолжительность полета, начиная с которой становится выгоднее улучшенная, хотя и утяжеленная, система. Экономия топлива является результатом значительного снижения лобового сопротивления, которое перекрывает отрицательный эффект увеличения веса новой системы и связанного с этим дополнительного расхода топлива (рис. 2).

Если обозначить увеличение веса системы и снижение лобового сопротивления (включая эффект изменения отбираемой мощности, если это используется)  $\Delta G_c$  и  $(\Delta Q_c + \Delta q_T / C_R)$  соответственно, время  $t^*$  выразится формулой

$$t^* = \ln \left( 1 - \frac{\Delta G_c}{K(\Delta Q_c + \Delta q_T / C_R)} \right)^{-K/C_R}. \quad (8)$$

Для того чтобы усовершенствование имело смысл, время  $t^*$  должно составлять только небольшую часть общего времени полета. Это условие выполняется, когда отношение  $\Delta G_c / K(\Delta Q_c + \Delta q_T / C_R)$  также мало.

Если разница между весами систем  $\Delta G_c$  приближается к нулю, то время  $t^*$  также стремится к нулю, несмотря на имеющуюся разницу в сопротивлении.

Топливо, сэкономленное благодаря замене существующей системы улучшенным вариантом, можно использовать для увеличения продолжительности полета. Однако маловероятно, что экономия топлива будет достаточна для существенного увеличения времени полета, так как фактически почти все сэкономленное топливо будет расходоваться на преодоление составляющей лобового сопротивления  $Q_c$ .

Из числа различных бортовых систем самолета система жизнеобеспечения обычно связана с наибольшими дополнительными затратами топлива и увеличением веса, которые, по-видимому, будут расти с повышением скорости полета и требований к системе кондиционирования, обслуживающей как кабину экипажа, так и бортовое оборудование.

Причина большого дополнительного расхода топлива, обусловленного работой системы кондиционирования, состоит в потреблении значительного количества энергии для охлаждения, как это можно видеть на рис. 3, где представлена диаграмма распределения энергии в типовой открытой конвективной системе кондиционирования для ряда легких дозвуковых военных самолетов. Диаграмма соответствует условиям крейсерского полета с большой скоростью на уровне моря в тропиках. Энергия захватываемого воздуха набегающего потока и энергия воздуха, отбираемого от двигателей, достигает соответственно 147,3 и 170,2 кВт; таким образом, суммарная энергия 317,5 кВт более чем в 30 раз превышает действительную тепловую нагрузку, которую должна отвести система кондиционирования.

Систему кондиционирования обычно оценивают коэффициентом полезного действия:

$$\text{КПД} = \frac{\text{Отводимая тепловая энергия}}{\text{Энергия, отбираемая от двигателя}}. \quad (9)$$

КПД системы, показанной на рис. 3, достигает 6,8%. Однако система с наивысшим КПД не обязательно является системой минимально ухудшающей характеристики самолета, так как в формуле (9) не учитываются дополнительные эффекты веса системы и лобового сопротивления. По этой причине предпочтительнее принять новое определение КПД:

$$\begin{aligned} \text{КПД} &= \\ &= \frac{\text{Отводимая тепловая энергия}}{\text{Средний расход топлива, преобразуемого в теплоту}} = \\ &= \frac{\text{Отводимая тепловая энергия}}{(\Delta G_T / t) H_T}, \end{aligned} \quad (10)$$

где знаменатель является произведением среднего часового расхода топлива на величину теплотворной способности топлива  $H_T$ , обычно равную 10 300 ккал/кгс.

Чтобы получить высокий КПД, соответствующий формуле (10), необходимо обеспечить малый среднечасовой расход топлива, потребляемого системой кондиционирования, путем уменьшения, если возможно, ее зависимости от воздуха набегающего потока (применение поверхностного теплообменника может дать существенные преимущества), а также более широким использованием самолетного топлива для охлаждения.

Данные системы кондиционирования истребителя Макдоннелл-Дуглас F-15 дают представление о большом дополнительном расходе топлива, связанном с использованием такой системы.



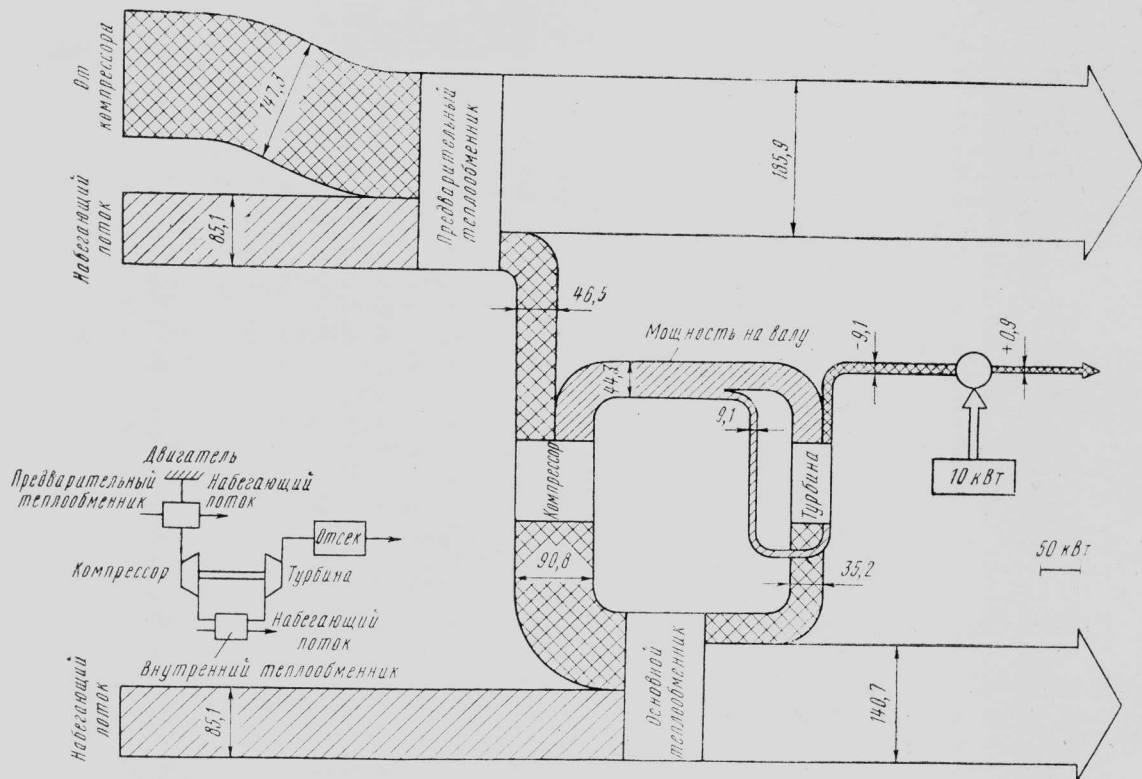


Рис. 3. Диаграмма потоков энергии в системе кондиционирования незамкнутого типа (на уровне моря, МСА + 35°C, М=0,85, температура торможения 50°C)

На крейсерском режиме расход воздуха из набегающего потока составляет 81,6 кгс/мин, а расход воздуха от компрессоров двигателей равен

38,2 кгс/мин; при максимальной скорости полета указанные расходы равны соответственно 391 и 43,1 кгс/мин.

Вес системы кондиционирования 277 кгс, а дополнительный вес топлива, обусловленный ее установкой и работой, составляет 1227 кгс (при выполнении типового задания по обеспечению превосходства в воздухе). Таким образом, дополнительный вес самолета равен 1504 кг.

Резкое увеличение расхода воздуха набегающего потока (и, возможно, лобового сопротивления) при максимальной скорости полета может быть причиной значительного дополнительного расхода топлива на этом режиме полета. Расход топлива, связанный с лобовым сопротивлением от забора воздуха набегающего потока, отнесенный к дополнительному секунднему расходу воздуха  $\Delta G_{сек}$ , определяется формулой

$$\frac{q_T}{\Delta G_{сек}} = 2,0430 \cdot C_R M (T^* + 273)^{1/2} \frac{\text{кгс/ч}}{\text{кгс/с}}, \quad (11)$$

где  $T^*$  — температура торможения. Графики этой зависимости представлены на рис. 4.

На основании данных системы кондиционирования самолета F-15 соответствующие дополнительные расходы топлива при полете на большой высоте на крейсерском режиме будут составлять около 31,8 кгс/ч, а при максимальной скорости — 413 кгс/ч. Конечно, маловероятно, что эти величины в точности совпадут с действительными данными для рассматриваемого самолета. Тем не менее они дают хорошее представление о дополнительном расходе топлива вследствие использования воздуха набегающего потока в качестве хладагента на современных скоростных самолетах без частичного восстановления тяги.

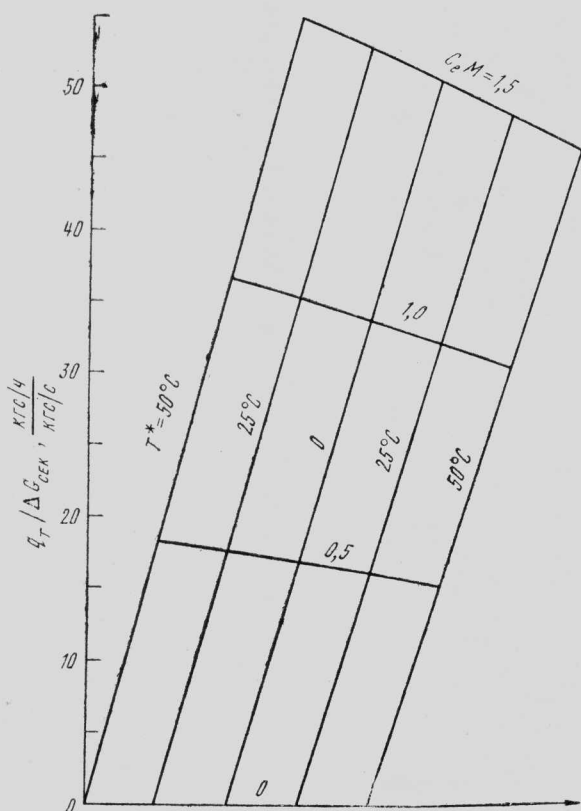


Рис. 4. Дополнительный расход топлива из-за лобового сопротивления при заборе воздуха набегающего потока для обеспечения работы системы кондиционирования [см. формулу (11)]

## ИЛЛЮСТРАТИВНЫЙ ПРИМЕР

Для примера проводится сравнение двух вариантов системы кондиционирования для одноместного самолета. Рассматривается полет с большой скоростью на уровне моря,  $K=4$ ,  $c_e = 1,25$  кгс/кгс·ч, время полета 0,75 ч, мощность, необходимая для отвода тепла, 10 кВт.

Основные данные вариантов системы даны в таблице.

Характеристика систем кондиционирования

Вариант системы	A	B
Установочный вес системы, кгс	54,4	72,5
Дополнительное лобовое сопротивление, $Q_c$ , кгс	113,5	22,7
Дополнительный расход топлива при работе системы, кгс/ч	11,35	12,7
Аэродинамическое сопротивление, компенсируемое тягой, требующей дополнительного расхода топлива, $q_T$ , кгс	9,07	10,16
Вес дополнительного топлива, кгс	144,0	53,8
Вес системы и дополнительного топлива, кгс	198,4	126,3
$\frac{\Delta G_{T \text{ сопр}}}{\Delta G_{T \text{ вес}}}$	9,0	1,8
Средний часовой дополнительный расход топлива, $\Delta G_T/t$ , кгс/ч	192	71,7
$\Delta G_{T1}$ , кгс	127,5	47,8
$\Delta G_{T2}$ , кгс	16,2	6,08
КПД [по формуле (10)], %	0,2	1,2
КПД [по формуле (9)], %	7,4	6,8

Как видно из таблицы, несмотря на больший вес, система B обеспечивает наименьшие дополни-

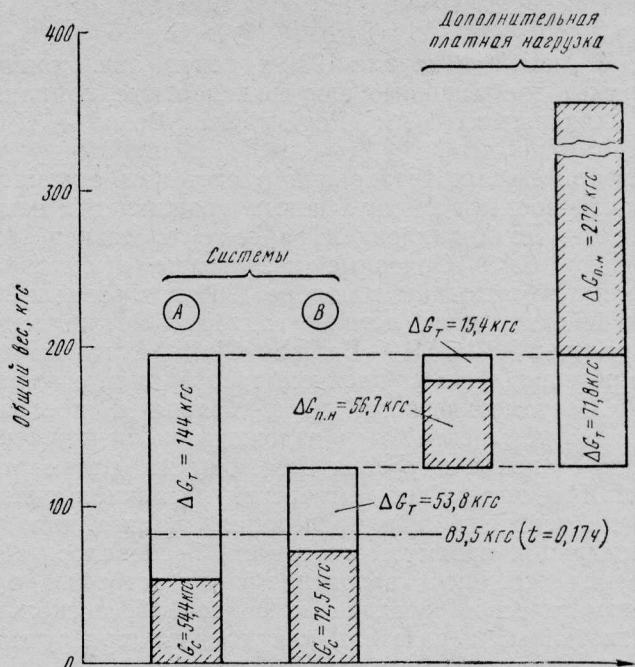


Рис. 5. Итоги сравнения систем A и B

тельные затраты топлива. Ее КПД по формуле (10) больше, чем у системы A. Величины КПД показывают, что для отвода 1 кВт тепла в системе B расходуется 86,1 кВт энергии по сравнению с 229 кВт в системе A.

В случае сохранения взлетного веса самолета применение системы B обеспечивает увеличение платной нагрузки на 56,7 кгс, а при сохранении исходного запаса топлива — на 272 кгс. Преимущества системы B сказываются только в том случае, если время полета превышает 9,97 мин. Итоги сравнения систем A и B подведены на фиг. 5.

Референт А. А. Блохин.

УДК 629.735.33.051.062.2—52

## НАДЕЖНОСТЬ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ\*

Автоматические системы управления полетом с большим рабочим диапазоном находят все более широкое применение как на гражданских, так и на военных самолетах. Это требует разработки структурных схем, обеспечивающих живучесть систем при отказах, и методики оценки безопасности полета, которые позволяли бы гарантировать, что вероятность катастрофы, вносимая наличием на борту автоматической системы, не превышает приемлемого уровня.

Большинство современных систем аналоговые по своей природе и имеют степень резервирования, обеспечивающую работу системы по крайней мере при одном отказе в процессе полета. Перспектив-

ные системы с четырех- или трехканальной схемой резервирования работоспособны по крайней мере при двух отказах и строятся главным образом на базе цифровой техники. Методы проектирования и методика оценки безопасности аналоговых систем в целом сохраняются и для цифровых систем управления полетом, однако последние имеют и ряд специфических особенностей, обусловленных как использованием новой техники, так и ее применением в более практических условиях полета.

Большой вклад в разработку и оценку безопасности таких систем в Англии был сделан в последние два десятилетия при реализации программ создания систем автоматической посадки гражданских самолетов. Кульминацией этих работ явилась система автоматической посадки англо-французского сверхзвукового пассажирского самолета «Конкорд».

\* Howard R. W. Progress in the use of automatic flight controls in safety critical applications. The Aeronautical Journal, 1980, v. 84, X, N 837, p. 316—326.



В Англии в начале 1950-х годов авиационные фирмы, две основные авиатранспортные компании и Авиарегистр (Air Registration Board — ARB) объединили свои усилия с целью разработки удовлетворительных требований к системам автоматической посадки на двух новых гражданских самолетах — Де Хэвилленд «Трайидент» и Виккер-Армстронг VC.10. Основные результаты этих работ были опубликованы в ноябре 1961 г. в разделе 367 Английских норм летной годности гражданских самолетов (BCAR — British Civil Airworthiness Requirements), посвященном требованиям к системам автоматического выравнивания и посадки. В этом документе были изложены концепции численной оценки и уровня безопасности для сертификации систем автоматической посадки и указано на необходимость проведения анализа для демонстрации преимуществ систем. Требовалось обеспечить среднюю вероятность катастрофы при автоматической посадке не более  $10^{-7}$ , поскольку аналогичный показатель для посадки при ручном пилотировании составляет  $0,65 \times 10^{-6}$ .

Позже была определена допустимая вероятность катастрофы в определенной критической ситуации (достижение каким-либо параметром предельной величины), равная  $3 \times 10^{-6}$ . Из имеющихся в настоящее время данных о вероятностях отказов автопилотов ясно, что подобные уровни риска не могут быть обеспечены без резервирования оборудования системы. Поэтому для самолета «Трайидент» фирмой Смит была спроектирована триплексная система, а для самолета VC.10 фирмой Эллиот — дуплексная система. Каждая из этих систем сохраняет свою работоспособность по крайней мере при одном отказе.

Большой опыт, накопленный в Англии с 1961 по 1970 г. при реализации сертификационных программ этих самолетов, позволил существенно продвинуться вперед в проектировании и анализе систем с высоким уровнем резервирования. Основные результаты этих работ были опубликованы в июне 1970 г. в разделе 3 BCAR и в дальнейшем использовались как основа при разработке общих норм

летной годности JAR (Joint Airworthiness Requirements). Ценность этого документа повышалось наличие в приложении обширного материала по вопросам анализа отказов и динамических характеристик самолета, моделирования, а также рекомендаций, касающихся использования этих методов при оценке безопасности систем.

При исследовании автоматической посадки была разработана модель для определения вероятности катастрофы при посадке по вероятностям реализации отдельных отказов и опасных условий полета (рис. 1). Пример практического развития этой идеи иллюстрирует рис. 2. Естественно, что в определении составляющих риска допускается некоторая свобода, однако не должно быть ни одной непропорционально высокой цифры. Указанные на рис. 2 уровни риска отказов и реализации опасных условий полета не могут быть подтверждены практически ни в специальных летных испытаниях, ни в эксплуатационных полетах, поскольку для этого требуется исключительно большое число полетов. Поэтому для оценки степени риска требуются статистические подходы.

Первой частью полного анализа риска является трехуровневый анализ отказов:

оценивается структура системы, определяющая надежность при основных отказах. Рассматриваются вопросы изоляции каналов, разделение источников энергии и т. п.;

определяются природа и вероятность одиночных отказов;

выполняется количественная интегральная оценка надежности (с использованием данных о вероятности отказов компонентов, структуре системы, методах контроля, периодичности технического обслуживания), позволяющая определить общую вероятность отказа системы.

Анализ отказов выполняется обычно инженерами-конструкторами, хорошо знающими систему, однако методы машинизированной редукции данных до настоящего времени использовались слабо.

Второй частью полного анализа является анализ возможности реализации опасных условий полета. Этот фактор риска при посадке учитывает возможность приземления за пределами ВПП, на-

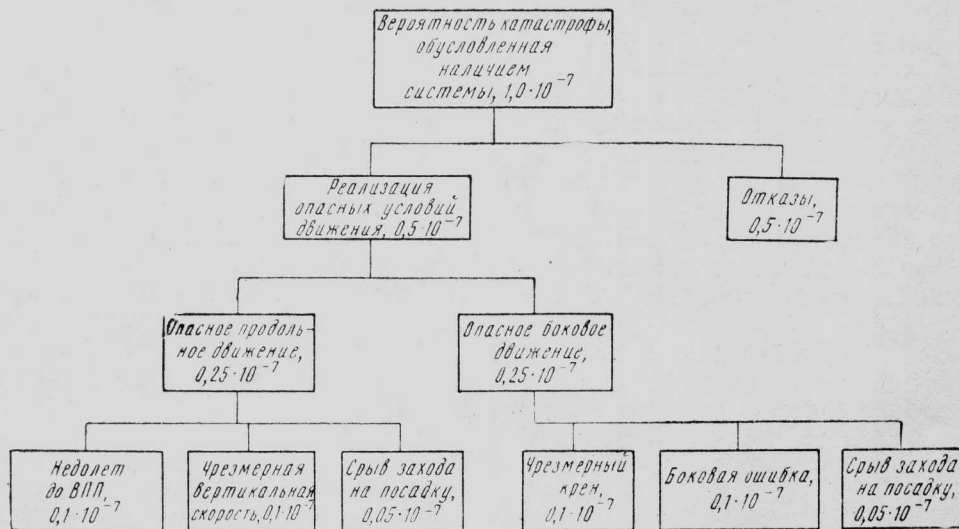


Рис. 1. Составляющие средней вероятности катастрофы при посадке





личие избыточной вертикальной, боковой или продольной составляющей скорости полета и ситуацию, требующую ухода на второй круг (срыв захода на посадку).

При моделировании были проведены десятки тысяч заходов на посадку с изменением в широком диапазоне параметров самолета, атмосферы и системы для оценки уровня риска, связанного с реализацией опасных условий движения. Проведение такого анализа оказалось возможным благодаря наличию соответствующей гибридной вычислительной техники; специальные летные исследования потребовались только для подтверждения правильности результатов моделирования и проверки наихудших условий полета.

Важным фактором в анализе опасных условий движения самолета является ветер, поэтому значительные усилия были направлены на создание реалистичной статистической модели ветра.

Развитие и применение новых методов резервирования и оценки надежности в значительной мере способствовало сертификации самолетов «Трайдент» и VC.10, а впоследствии и СПС «Конкорд».

Наибольший опыт был накоплен при эксплуатации самолетов «Трайдент», которые к середине 1980 г. совершили более 50 000 автоматических посадок. Разрешена эксплуатация при визуальной видимости на ВПП до 100 м и высоте принятия решения до 3,6 м. Причем ограничение 100 м было связано с рулением на земле, а отнюдь не с безопасностью полета.

Самолеты VC.10 выполнили 3500 автоматических посадок по категории II, до того как использование системы было прекращено в 1974 г. из экономических соображений.

Самолеты «Конкорд» совершили в эксплуатации около 1500 автоматических посадок.

Методика вычисления среднего риска катастрофы для автоматической посадки самолета VC.10 проиллюстрирована на рис. 3, при этом предполагалось, что вероятность отказа системы составляет  $0,6 \cdot 10^{-7}$ .

Система самолета VC.10 содержит два полностью независимых автопилота с самоконтролем.

Это позволяет уменьшить число комбинаций критических отказов и относительно просто решить две такие важные задачи, как качественная оценка и количественный анализ отказов. Каждый автопилот включает в себя каналы управления и контроля, которые также физически разделены, и число общих точек было ограничено до уровня, потребного для выравнивания сигналов (для уменьшения допустимых расхождений каналов) и перекрестного сравнения показаний каналов (для определения отказавшего). Сравнивающие устройства — компараторы, играющие ключевую роль в системе, были либо выполнены с повышенной надежностью, либо дублированы. Это позволило уменьшить вероятность скрытых (потенциальных) отказов. Средняя вероятность отказа системы, равная  $0,4 \cdot 10^{-7}$  (что несколько меньше требуемого уровня  $0,6 \cdot 10^{-7}$ ), определяется следующими вероятностями отказа и ошибок компонентов.

Компоненты системы	Вероятность отказа $\times 10^{-9}$
Цепь сервопривода руля высоты	0,0375
Цепь интегрирования угла тангажа	1
Аппаратура обработки логики системы автоматического выравнивания	9,74
Устройства вычисления угла наклона глассады	2,1
Барометрические датчики	0,21
Линия передачи сигнала на приведение в готовность системы выравнивания	0,37
Радиовысотомер	15,45
Переключатель диапазона высот радиовысотомера	1,3
Устройства вычисления азимута	0,42
Параллельные блоки перекрестного контроля каналов при посадке в условиях категории I	0,72
Особые случаи распознаваемых отказов	6,6
Особые случаи скрытых отказов	1,22
Суммарная вероятность отказа	$0,4 \cdot 10^{-7}$

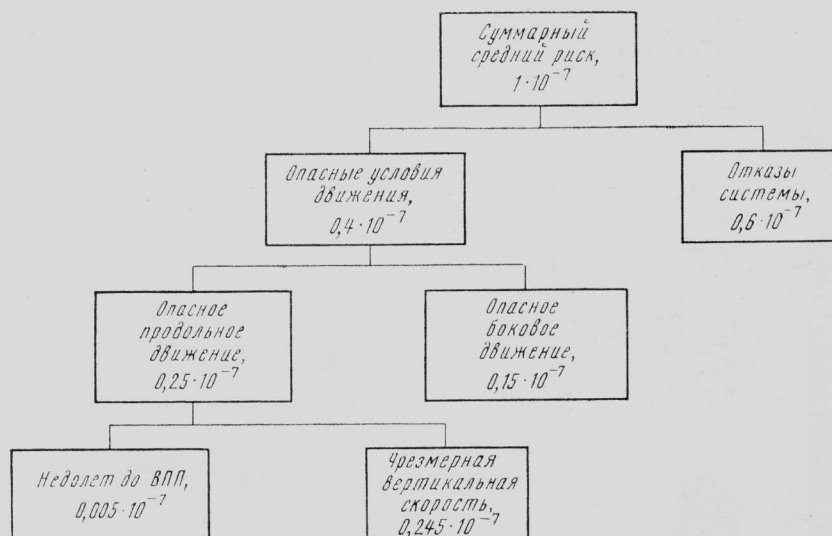
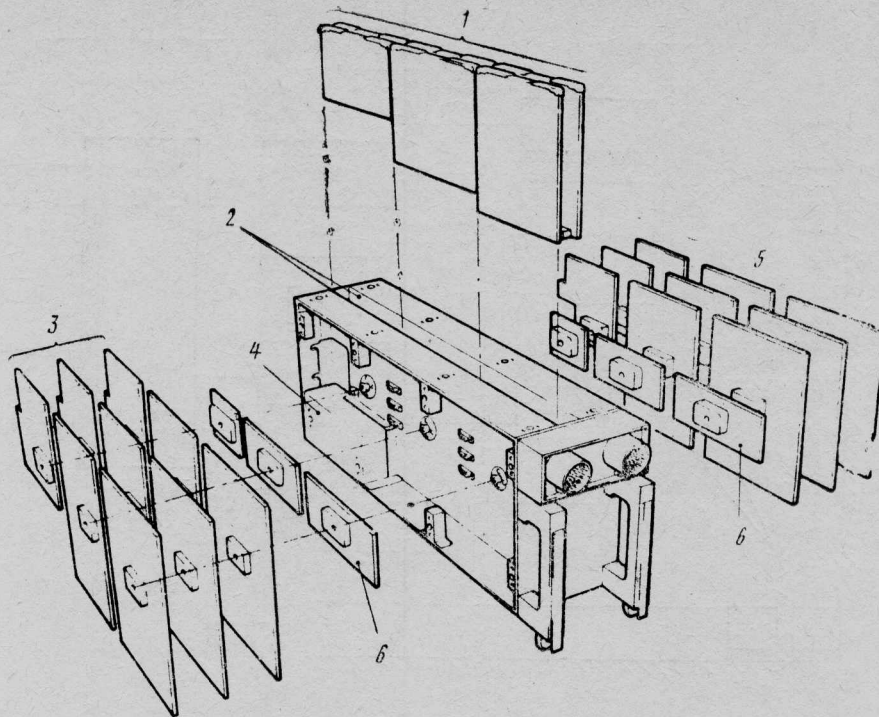


Рис. 3. Вычисление среднего риска при автоматической посадке самолета VC.10



1—твердотельные логические переключающие модули; 2—разделение блоков контроля и управления; 3—блоки вычисления командных сигналов; 4—источник энергии; 5—блоки формирования сигналов контроля; 6—монтажная плата

Рис. 4. Построение вычислительной системы самолета «Конкорд»

Самолет «Конкорд» также имеет дуплексный автопилот, но использует линейные интегрирующие микросхемы в отличие от дискретных компонентов, применяемых на самолете VC.10. На нем также имеются цифровые интеграторы и оптимальное число и расположение общих точек каналов контроля и управления. Это уменьшает вероятность необоснованного отключения каналов до пренебрежимого уровня. Особенности системы автоматической посадки самолета «Конкорд» определяются тем, что она использует дублированную электродистанционную линию передачи управляющих сигналов и автомат тяги, работающий на всех этапах полета.

Каналы контроля и управления на самолете «Конкорд» также строго разделены (рис. 4), поэтому любые отказы являются статистически независимыми. Такие четко сформулированные принципы проектирования весьма важны и с точки зрения качественного анализа условий возникновения потенциальных критических отказов.

Методика численного анализа отказов системы автоматической посадки самолета «Конкорд» была разработана таким образом, что степень риска при выполнении автоматических посадок по различным категориям вычислялась на основе одних и тех же базовых данных. В противоположность этому подходу для самолета VC.10 использовался метод, направленный на сертификацию системы для наиболее критических условий посадки и категории IIIA.

Для определения события или комбинации событий, могущих привести к критическому или катастрофическому отказу, был выполнен сквозной («сверху—вниз») анализ, затем в дополнение к этому вычислялся вклад в общую степень риска от аппаратуры управления полетом. Чтобы облегчить анализ влияния отказов внутри ЭВМ, оборудование разбивалось на автономные блоки, а за-

тем проводилась оценка влияния в широкой области отказов на входах и выходах этих блоков. Если теоретический анализ не позволял четко выявить влияние какого-либо отказа, эксперимент выполнялся на натурном оборудовании.

Анализ систем самолета «Конкорд» показал, что у этого самолета параметры надежности должны быть даже лучше, чем у самолета VC.10, и этот вывод подтверждается результатами 40 000 ч полетов и более чем 100 000 ч общей наработки оборудования.

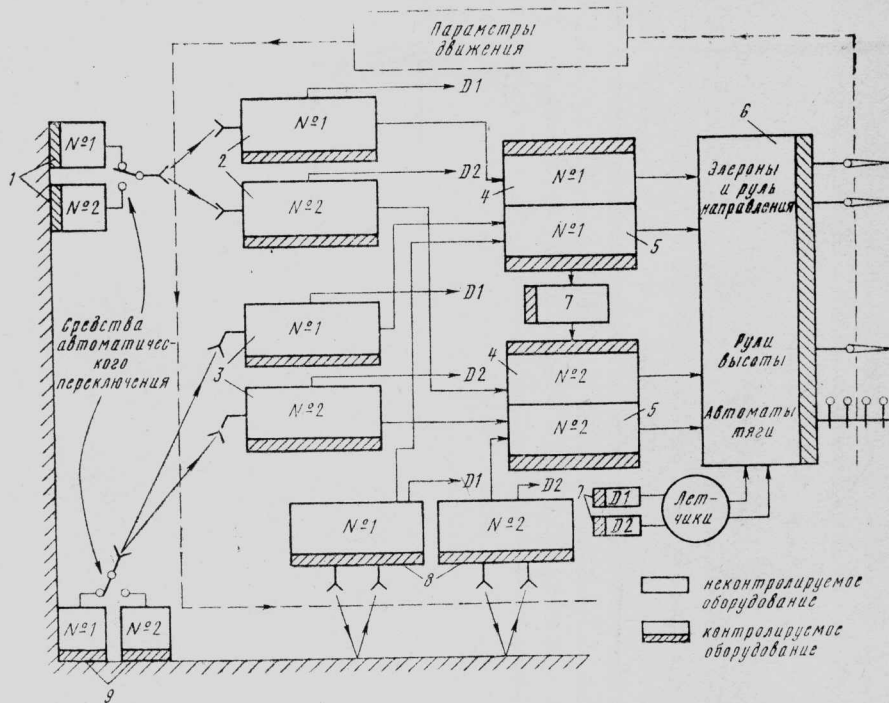
Определение динамических характеристик самолетов выполнялось с помощью соответствующих моделей. Основные элементы модели самолета VC.10 показаны на рис. 5. При моделировании исследовался весь рабочий диапазон скоростей и весов самолета, при этом реальные динамические характеристики оборудования, включая все существенные нелинейности, уточнялись на натуральных стендах.

На конечной стадии проводилось сравнение суммарных номинальных динамических характеристик самолета при посадке, полученных в летных испытаниях и при моделировании. Изменение некоторых параметров движения сравнивается на рис. 6. Сравнение результатов моделирования и летного эксперимента позволило сделать вывод о хорошем соответствии используемой модели реальному объекту.

Другим важным аспектом моделирования была модель ветра, которая для задач автоматической посадки была создана на базе всей имеющейся информации.

Сертификационный анализ динамических характеристик самолета состоит из трех частей: анализа характеристик в условиях отказа, в нормальных условиях, при разбросе характеристик.





1—передатчики сигналов курсового радиомаяка; 2—приемники сигналов курсового радиомаяка; 3—приемники глиссадного сигнала; 4—блоки автопилота бокового канала управления; 5—блоки автопилота продольного канала управления; 6—органы управления самолетом; 7—дисплей; 8—радиовысотмер; 9—глиссадные радиомаяки

Рис. 5. Резервированная система автоматической посадки самолета VC.10

При анализе самолета VC-10 возник вопрос определения предельного значения средней скорости ветра, при котором удовлетворялись бы требования к безопасности полета. Предварительный анализ показал, как и ожидалось, что распределение критических параметров движения в момент касания земли не является нормальным и что вклад в суммарный уровень риска от превышения вертикальной скорости существенно больше вклада от недолета до ВПП. На основании этих результа-

тов было получено распределение вертикальной скорости в момент касания, которое до определенного уровня скорости снижения представляло собой нормальное распределение, зависящее от характеристик движения в турбулентной атмосфере. Часть результатов, превышающих этот уровень, была аппроксимирована вторым нормальным распределением, параметры которого задавались в функции законов управления (рис. 7).

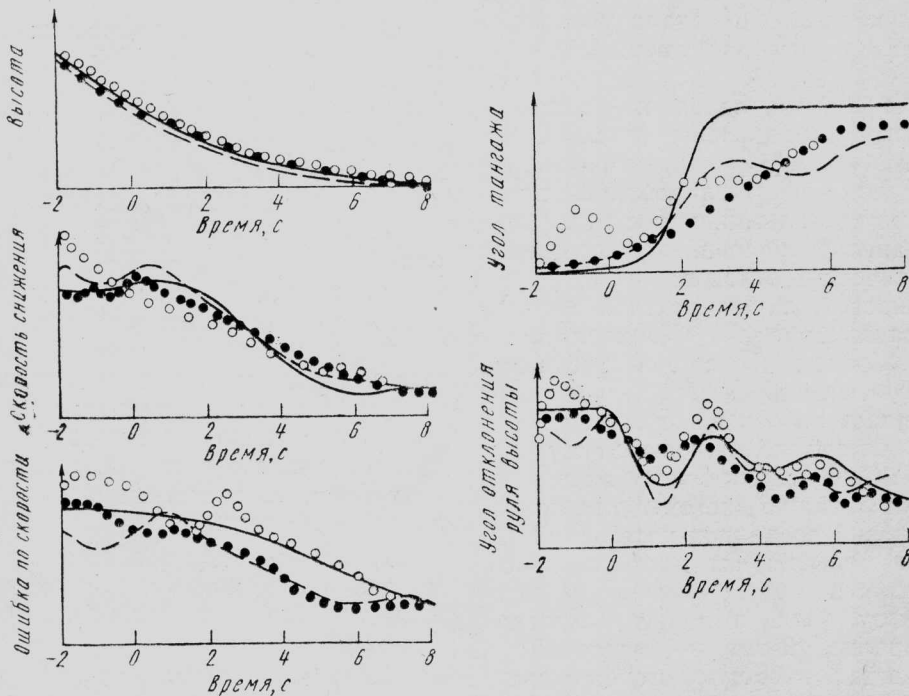


Рис. 6. Моделирование режима автоматического выравнивания самолета VC.10 (жирная линия — моделирование; остальные символы — полетные данные)

Считается, что такое «двухкомпонентное» распределение обеспечивает хорошее предсказание вертикальной скорости в момент приземления до средних скоростей ветра 10—15 м/с. Разброс точки приземления существенно влиял на уровень риска, и в этом случае было принято нормальное распределение.

Имея достаточно совершенный алгоритм, позволяющий вычислять уровень риска по математическому ожиданию и дисперсии основной компоненты распределения, можно обойтись для получения надежных результатов относительно малым числом экспериментов: в большинстве случаев достаточно не более 50 посадок.

Если принять, что вероятность катастрофы вследствие грубой посадки равна  $0,245 \cdot 10^{-7}$  (рис. 3), а вероятность катастрофы при условии превышения  $V_y = 3,7$  м/с (расчетная для шасси) равна 0,1, то допустимая вероятность превышения указанного предела по  $V_y$  составит  $2,45 \cdot 10^{-7}$ . Этой величине, как следует из экспериментальных данных, соответствует средняя скорость ветра 9 м/с.

Основные направления анализа вероятности катастрофы из-за реализации опасных условий полета для сертификации самолета «Конкорд» были в принципе те же, что и для самолета VC.10, однако имелись и некоторые особенности в подходе. Расчетная средняя скорость ветра была принята равной 12,9 м/с. Это вызвало необходимость анализа и оценки влияния турбулентности на стадии разработки системы управления.

Однако первоочередной задачей, как и для самолета VC.10, было создание реалистической модели самолет — система управления — система посадки по приборам. Иллюстрацией высокой степени соответствия результатов моделирования и летных испытаний служит рис. 8.

Измеренные порывы ветра использовались как возмущения при моделировании, которое проводилось при различных значениях веса самолета, для трех типов аэродромов и при турбулентности в

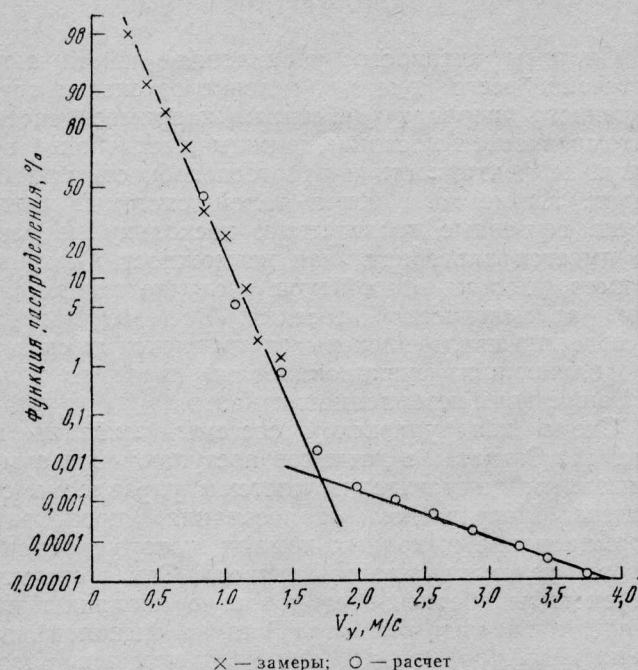


Рис. 7. Функция распределения вероятности для вертикальной скорости при касании ВПП

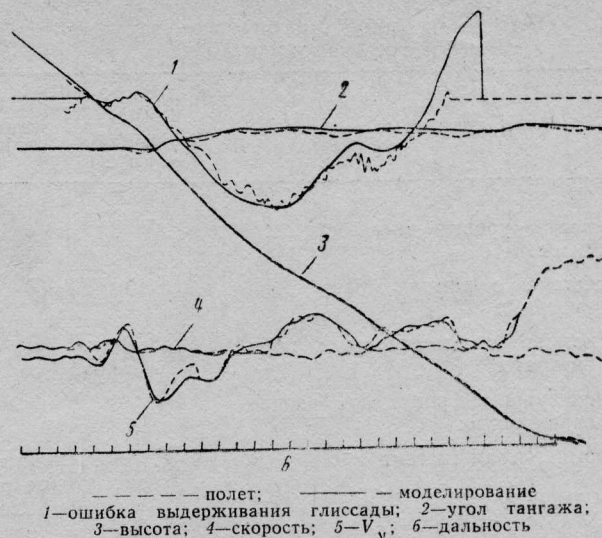


Рис. 8. Сравнение результатов летных испытаний и моделирования динамики движения самолета «Конкорд»

диапазоне от соответствующей практически полному безветрию до величины, соответствующей средней скорости ветра  $> 10$  м/с.

Динамика самолета в условиях турбулентности анализировалась при использовании в моделировании модели ветра, включающей вертикальные и горизонтальные порывы и градиенты (ветровой сдвиг). Интенсивность вертикального порыва принималась независимой от средней скорости ветра, а пространственный масштаб турбулентности был функцией высоты над землей. Горизонтальные порывы имели интенсивность, изменяющуюся пропорционально величине средней скорости ветра, и фиксированный масштаб турбулентности. Сдвиг ветра являлся логарифмической функцией высоты.

Начальные оценки риска катастрофы были получены при моделировании 10 000 и 1000 посадок для средних скоростей попутного ветра 5 м/с и встречного ветра 12,9 м/с соответственно. Для учета изменения параметров модели и их допусков использовался подход, основанный на методе Монте-Карло.

Затем проанализированные с помощью этого подхода системы были подвергнуты повторному анализу. Полученные результаты представлены на рис. 9. Уровень риска для системы с номинальными

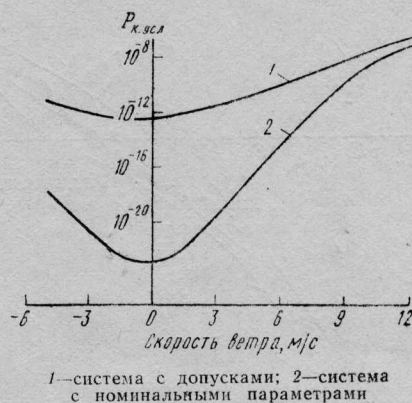


Рис. 9. Условная вероятность катастрофы  $P_{к, усл}^*$  при определенной скорости ветра (скорость встречного ветра положительна)

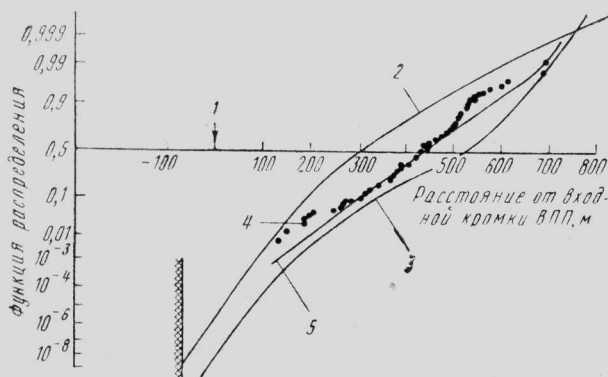


Таблица 1

Сравнение результатов моделирования и требований к СПС

Параметры	Моделирование самолета «Конкорд»	Требования к СПС
«Удельный» уровень риска при ветре 12,9 м/с:		
система с номинальными параметрами	$3,0 \cdot 10^{-8}$	$3,0 \cdot 10^{-6}$
система с изменяемыми параметрами	$1,6 \cdot 10^{-7}$	
Средний уровень риска при распределенном ветре:		
номинальная система	$1,8 \cdot 10^{-10}$	Типичное распределение
система с изменяемыми параметрами	$1,7 \cdot 10^{-9}$	$2 \cdot 10^{-8}$
Ошибка в вертикальной скорости при заходе на посадку из-за отклонения луча, %	2	5
Отклонение от глиссады ( $H=30-150$ м)	60% указанной в требованиях величины	
Отклонение вертикальной скорости ( $H=30-60$ м):		
среднее, м/с	0,45	0,85
в случае предельного ветра, м/с	0,55	0,9

параметрами определен с учетом изменения вертикальной скорости и расстояния точки касания от входной кромки ВПП. Как видно из рис. 9, при малых средних скоростях ветра изменение всех параметров дает существенную добавку в общий уровень риска. Однако при больших средних скоростях ветра эффект от турбулентности становится преобладающим и кривые сближаются. При средней скорости 12,9 м/с условная вероятность катастрофы для системы с номинальными параметрами менее чем на порядок отличается от величины, полученной методом Монте-Карло для системы с изменяемыми параметрами.



1—входная кромка ВПП; 2—моделирование при встречном ветре 12,5 м/с; 3—моделирование при попутном ветре 5 м/с; 4—полет; 5—моделирование: «взвешенное» распределение ветра

Рис. 10. Оценка точности приземления. Летные испытания (точки) и моделирование (линии)

Таблица 2

Сравнение результатов моделирования и летных испытаний

Параметры	Моделирование		Испытания	
	среднее отклонение	стандартное отклонение	среднее отклонение	стандартное отклонение
Отклонение луча глиссады ( $H=30$ м), $\mu$ А	0	28	-3	25,3
Вертикальная скорость ( $H=30$ м), м/с	-3,8	0,45	-3,7	0,47
Расстояние точки касания от входной кромки ВПП, м	450	90	470	94
Скорость в момент приземления, м/с	0,8	0,3	0,52	0,15

Сравнение результатов моделирования посадки самолета «Конкорд» с сертификационными требованиями для условий категории III показывает, что все полученные параметры меньше требуемых для СПС (табл. 1).

В табл. 2 представлены некоторые результаты моделирования и летных испытаний самолета «Конкорд».

Параметры самолета замерялись при осуществлении более чем 150 автоматических посадок на стадии сертификации. Средние скорости ветра измерялись от 11,8 м/с (встречный ветер) до 5 м/с (попутный ветер).

На рис. 10 приведены графики функции распределения для приземления, полученные по результатам летных исследований и расчетов методом Монте-Карло. Результаты моделирования отражают нормальное распределение скорости ветра и разброса параметров самолета, систем управления и автоматической посадки.

#### РАЗВИТИЕ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Системы активного управления, действующие в течение всего полета в отличие от систем ограниченного периода действия, например систем автоматической посадки, должны иметь более высокую эффективность и работоспособность при отказах. Кроме того, отказ такой системы может иметь серьезные последствия, поскольку не всегда имеется альтернативная возможность, как, например, уход на второй круг в случае отказа системы автоматической посадки. Все это привело к созданию квадруплексных и триплексных систем, продолжающих функционировать после по крайней мере двух независимых отказов.

Схема квадруплексной системы показана на рис. 11. Сигналы с датчиков поступают к взаимосвязанным вычислителям системы управления самолета. Посредством «голосования» происходит формирование выходных команд, которые объединяются на входе силового привода. Такая структура системы обеспечивает хорошую изоляцию каналов, поскольку «взаимодействие» сигналов различных каналов происходит только в цепи межканальной связи. Блок контроля определяет отказы на основании отличия сигналов параллельных

каналов. Использование одинаковых вычислителей с идентичным математическим обеспечением значительно уменьшает стоимость разработки, производства и эксплуатации системы.

Если в квадруплексной системе вероятность отказа одного канала за время  $t$  есть  $t\lambda$  и общие отказы исключены, то вероятность отказа трех каналов одновременно, а следовательно, и всей системы, будет  $4 \cdot \lambda^3 \cdot t^3$ . При вероятности отказа одного канала на 1 ч полета 0,001 вероятность отказа всей системы составляет

$$4 \cdot (10^{-3})^3 \cdot 1^3 = 4 \cdot 10^{-9},$$

что в большинстве случаев более чем достаточно.

Однако в классической квадруплексной системе необходимо иметь четыре группы вычислителей, датчиков, источников энергии и шесть межканальных линий. Чтобы уменьшить общее число единиц оборудования, используются триплексные системы, удовлетворяющие тем же общим требованиям. Эти системы наряду с «голосованием» каналов используют и самоконтроль.

Блок-схема триплексной системы приведена на рис. 12. Суммарная вероятность отказа системы приблизительно равна  $3(1-K) \times (\lambda t)^2$ , где  $K$  — вероятность точного обнаружения отказа в канале с помощью средств самоконтроля. В современных системах легко достигнуть  $K=0,9$ . Следовательно, вероятность отказа системы в течение 1 ч полета при вероятности отказа за то же время одного канала 0,001 будет приблизительно равна

$$3(1-K) \cdot 10^{-3} \cdot 10^{-3} = 3 \cdot 10^{-7}.$$

Эта цифра выше, чем в квадруплексной системе, но также достаточна во многих практических случаях.

Значительная глубина контроля является основной особенностью триплексного варианта, причем введение цифровой техники позволило обеспечить достаточно надежный контроль при меньшем числе элементов оборудования, чем это необходимо для управления. Блок-схема используемой в настоящее время системы с контролем показана на рис. 13.

Основным преимуществом квадруплексной системы является достижение очень высокой степени автономности каналов, что минимизирует вероятность общих отказов, предотвращение которых является основной задачей при создании резервированных систем управления. Передачу данных между каналами можно осуществить с помощью волоконно-оптических цепей, сохраняя изолированность каналов.

Недостаток таких систем состоит в том, что обнаружение отказа всецело основывается на «голосовании» между идентичными каналами, и эти системы в принципе подвержены, хотя и в малой степени, некоторым общим отказам.

В триплексной системе можно использовать различные способы обнаружения отказа. Например, можно использовать межканальное голосование для определения первого отказа. Изоляция второго отказавшего канала осуществляется обычно автономным внутриканальным контролем. Такие идентичные методы обнаружения отказов способствуют уменьшению вероятности общих отказов системы.

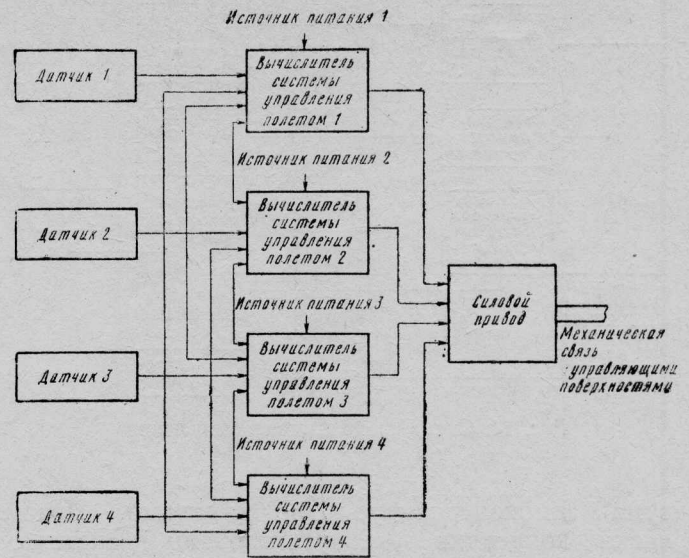


Рис. 11. Квадруплексная система. Вероятность отказа системы равна  $4(\lambda t)^3$

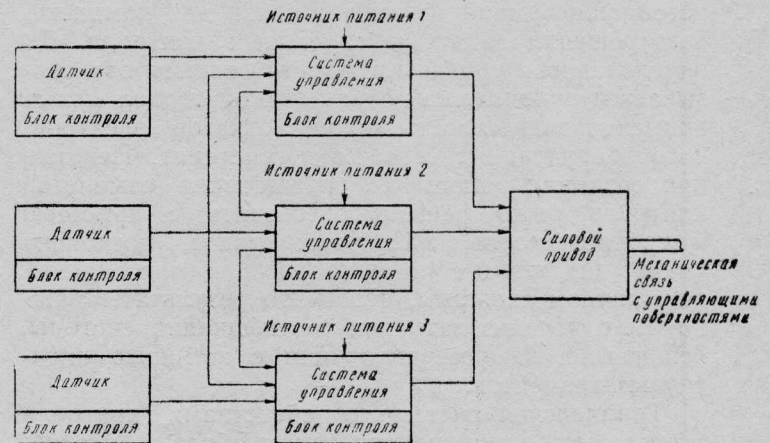


Рис. 12. Триплексная система. Вероятность отказа системы  $3(1-K)(\lambda t)^2$

Многие высокоавтоматизированные аналоговые системы используют автономный внутриканальный контроль для обнаружения отказов. Впервые он был использован на самолетах VC.10 и «Конкорд» при создании систем автоматической посадки с

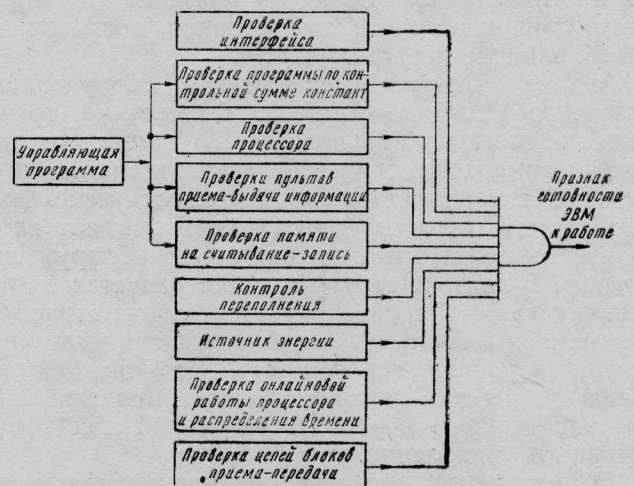


Рис. 13. Схема контроля и управления



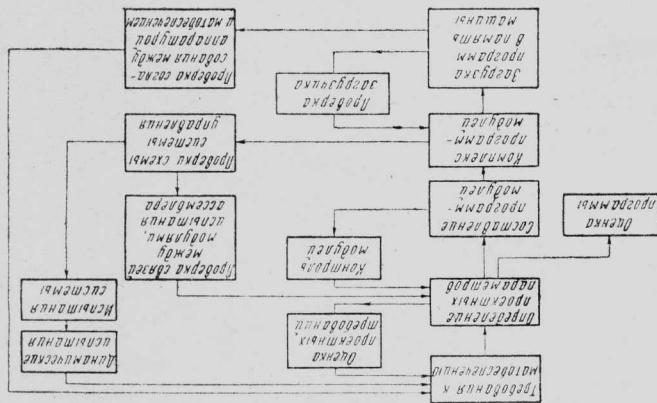


Рис. 14. Схема создания матобеспечения

двумя самоконтролируемыми каналами. Позже близкие концепции были реализованы в системах управления самолетов DC-10 и А-300.

С появлением ЭВМ проектировщики стали использовать возможность временного разделения потока информации в линиях связи для комплексного решения задач управления и контроля. До определенного уровня сложности системы это оказывается приемлемым, однако такой подход может повысить возможность общих отказов электронного оборудования или матобеспечения. Недавно при создании одного из гражданских самолетов контроль было решено обеспечить с помощью микропроцессоров различных типов, поскольку анализ надежности микропроцессоров считался тогда слишком сложным, чтобы его результаты можно было использовать при сертификации системы, основанной на резервировании с помощью идентичных элементов.

Триплексная система со средствами контроля может быть сконструирована таким образом, что будет обеспечен тот же уровень физической изоляции каналов, как и в квадруплексной системе, однако число быстросменных блоков и линий передачи сигналов необходимо минимизировать, функции управления и контроля придется совместить в одном блоке. Это повысит склонность системы к общим отказам, вызываемым внешними воздействиями. В этих случаях необходимо обеспечить контроль воздействий и критически оценить результаты анализа отказов, связанных с такими факторами, как разделение каналов, повреждения в бою, влияние перегрева и т. д.

Анализ отказов электронного оборудования самолетов VC.10 и «Конкорд» был весьма трудоемким и составил большую часть общих усилий, направленных на изучение характеристик всей системы. Все возрастающая сложность используемых систем активного управления вызывает необходимость автоматизации процесса обнаружения отказов. В настоящее время много делается в этом направлении. Разрабатываются математические языки, используемые для описания системы определенного уровня, а в некоторых случаях они уже используются для контроля. Эти работы необходимо ориентировать с учетом требований к системам активного управления.

На уровне компонентов или блоков диагностические программы широко используются для кон-

троля отказов ЭВМ при автоматизированных испытаниях.

В системах активного управления программы способны осуществлять такие функции, как определение вида отказа и анализ его последствий (FMEA — Failure Mode and Effect Analysis), однако необходимы дальнейшие исследования для углубления анализа систем. Более того, быстросрабатывающие программы FMEA позволят проводить анализ отказов параллельно с проектированием системы и, таким образом, выявить взаимосвязь между общей схемой системы и ее отказами.

Анализ отказов средств математического обеспечения является, по всей видимости, наиболее сложной проблемой при создании цифровых систем. В настоящее время не существует метода определения уровня риска из-за ошибки в математическом обеспечении, и современная оценка безопасности основывается на методах составления и контроля программ.

Процесс разработки средств математического обеспечения показан на рис. 14. Обычная методика разработки программ для систем управления полетом заключается в разбиении этих программ на отдельные блоки (модули), которые могут быть проверены и тщательно отлажены. Уровень разбиения определяется сложностью решаемых задач, что в конечном итоге может привести к очень большому числу модулей.

Процесс создания надежных средств математического обеспечения в значительной степени аналогичен процессу конструирования летательного аппарата, где детальная проверка необходима на каждой критической стадии создания конструкции. Ввиду необходимости проведения расчетов в реальном времени программист не может разбивать программу на функциональные блоки. Вместо этого он должен распределить программу по «временным» рамкам, когда в пределах каждого интервала времени выполняется только часть функциональной задачи. Это значительно усложняет программу и приводит к очень жесткой схеме, обеспечивающей выполнение задачи в заданное время.

Из-за высоких требований безопасности большинство систем управления полетом обеспечиваются программами на языке ассемблер. Его использование гарантирует однозначное соответствие между исходными и машинными кодами, увеличивает эффективность использования памяти и быстросрабатывания. Трудности «обзора» программ преодолеваются интенсивным использованием комментариев на языке высокого уровня, так что исходному коду непосредственно предшествует алгоритмический эквивалент на языке высокого уровня.

Большое число программ также может оказаться критичным с точки зрения появления общих ошибок. Поэтому средства математического обеспечения должны быть обозримыми, полностью отлаженными и документированными.

Методы анализа динамических характеристик самолета будут развиваться в основном в тех же направлениях, которые характерны для программ систем автоматической посадки. Однако широкое использование средств активного управления для улучшения пилотажных характеристик, парирова-

ния ветровых возмущений, повышения комфортабельности полета и т. д. потребует более сложных и точных моделей самолета и атмосферы.

При моделировании динамики самолета с системами активного управления необходимо исследовать всю область режимов полета с соответствующими изменениями веса, центровки и т. д., с учетом упругости конструкции во всей области характерных частот. Следует также разработать методику для оценки влияния при моделировании таких факторов, как флаттер и деформация органов управления. Характеристики самой системы автоматического управления также должны быть заданы достаточно точно и учитывать нелинейные эффекты.

Для аналитических исследований в различных областях необходимо развивать общие подходы. Так, например, использование передаточных функций может дать хорошие результаты при исследовании динамики движения самолета с автоматикой. Моделирование атмосферной турбулентности также позволит повысить точность оценок эффективности автоматических систем.

Модели ветра, использованные при отработке системы автоматической посадки самолета VC.10, были получены главным образом из измерений вблизи земли в различных географических зонах, для самолета «Конкорд» исходные данные при моделировании были расширены за счет оценки характеристик ветра по результатам анализа переходных процессов самолета.

При изучении динамики самолетов VC.10 и «Конкорд» использовались дискретные порывы ветра, позже характеристики СПС «Конкорд» были уточнены для наиболее критических комбинаций дискретных порывов различной формы и протяженности. Считается, что такой метод может успешно использоваться при учете возмущений в виде случайной турбулентности (описываемой методом спектральной плотности) с фиксированной картиной сдвига ветра для описания осредненной ситуации. Глубокое понимание явления атмосферной турбулентности важно для многих авиационных применений, и объем информации, полученной непосредственно в полете, непрерывно расширяется. Однако до сих пор нет достаточно определенного общего мнения относительно моделей, которые наилучшим образом соответствовали бы конкретной ситуации.

Возможно, что по международному соглашению некоторые виды моделей следовало бы рекомендовать для использования при анализе уровня безопасности различных типов систем автоматического управления. Это позволит сконцентрировать сбор данных в определенных направлениях и будет способствовать широкому применению систем автоматического управления в будущем.

#### ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В последние годы был выполнен целый ряд программ, связанных с реализацией принципов активного управления. Судя по опубликованным материалам, многие системы управления разрабатывались методами, близкими к используемым при создании систем автоматической посадки. Однако применение системы в течение всего полета значительно увеличивает вероятность отказа.

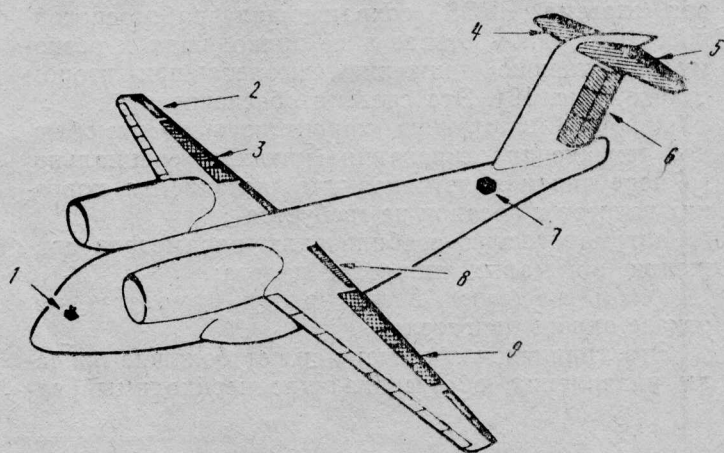
Вслед за внедрением электродистанционных систем управления последует применение систем с использованием волоконно-оптических каналов передачи данных. Главным преимуществом световодов является нечувствительность к электромагнитному воздействию.

В настоящее время рассматривается вопрос об использовании цифрового управления средствами механизации крыла на военных и гражданских самолетах. В таких системах ЭВМ управляет электрическими силовыми приводами симметричных аэродинамических поверхностей, что позволяет реализовать более сложные законы управления и обеспечить надежное обнаружение отказов.

Подобную систему предлагается применить на пассажирском самолете Эрбас Индастри А-310. Снижению вероятности общих отказов способствует использование неоднотипных микропроцессоров с различным математическим обеспечением в схеме с двойным резервированием. Выходы обеих подсистем объединяются вместе на входе силового привода. В случае обнаружения отказа в ЭВМ одной из подсистем ее вход отключается, и оставшаяся исправная система продолжает отклонять аэродинамическую поверхность, но с уменьшенной скоростью. При отказе в механической части система фиксирует поверхность в симметричном сбалансированном положении. Система в целом получается достаточно простой.

Самолеты У/КВП требуют интеграции системы управления полетом и силовой установкой и ряда других систем. Примером может служить разработанный в середине 1970-х годов опытный военнотранспортный самолет Боинг УС-14 (см. «ТИ» № 1, 1978), у которого объединено управление рулевыми поверхностями, закрылками (обдуваемыми сверху реактивными струями двигателей для увеличения подъемной силы) и силовой установкой.

На рис. 15 показаны органы аэродинамического управления самолета УС-14, отклоняемые по сигналам электродистанционной системы с большими пределами управления (EFCS — Electrical Flight Control System). Имеется также механическая проводка по всем отклоняемым поверхностям,



1—органы управления двигателями; 2—элероны (2 секции); 3—интерцепторы (10 секций); 4—стабилизатор с изменяемым углом установки; 5—двухшарнирные рули высоты (4 секции); 6—двухшарнирный руль направления (3 секции); 7—блоки обеспечения балансировки; 8—внутренние обдуваемые закрылки (2 секции); 9—внешние закрылки (4 секции)

Рис. 15. Особенности аэродинамической компоновки и системы управления самолета Боинг УС-14



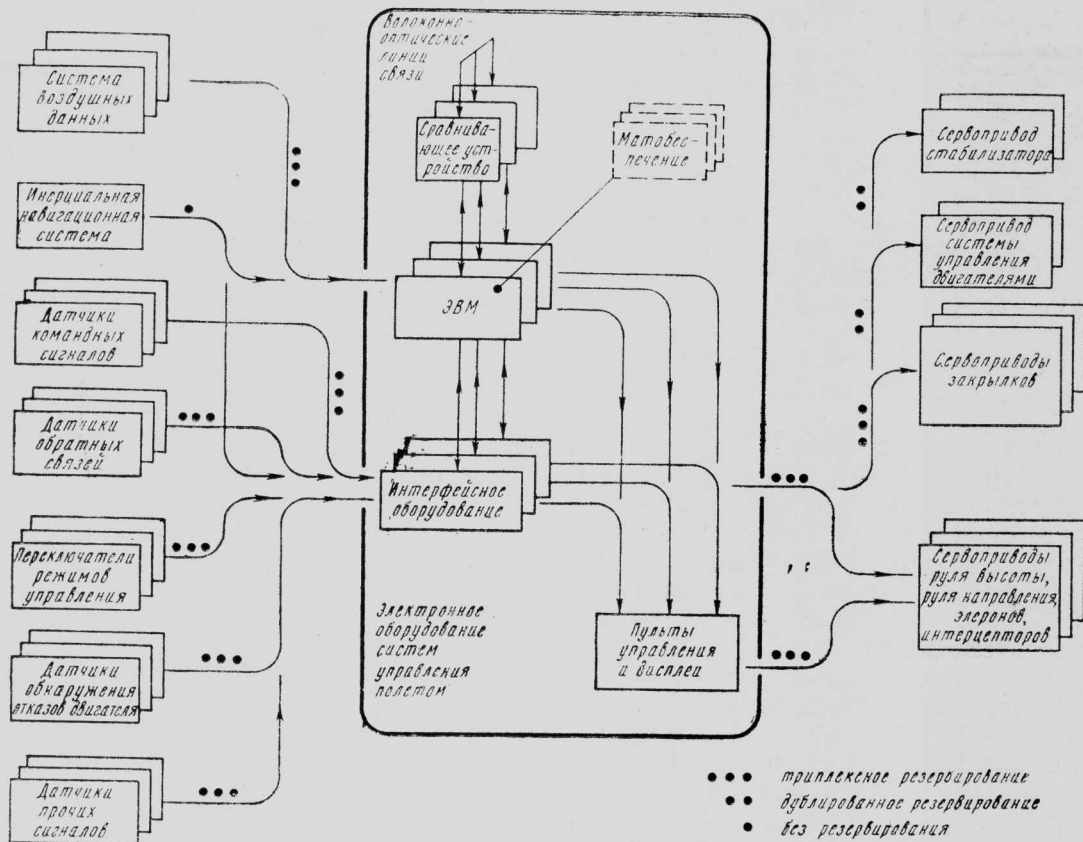


Рис. 16. Блок-схема электродистанционной системы управления самолета Боинг УС-14

за исключением обдуваемых струями двигателей закрылков.

Обдуваемые закрылки являются основой системы увеличения подъемной силы, позволяя поворачивать вектор тяги почти на 90°. Они используются также для управления лобовым сопротивлением совместно с автоматом тяги при автоматической стабилизации заданной скорости. На концевых частях крыла установлены обычные двухщелевые закрылки. Предкрылки оснащены системой сдува пограничного слоя.

На самолете установлена триплексная цифровая система EFCS, сохраняющая работоспособность при одном отказе и не приводящая к резкому возмущению движения самолета при втором отказе (рис. 16). Эта система обеспечивает:

хорошие пилотажные характеристики при обычной технике пилотирования (никакого специального переучивания летчиков для выполнения коротких взлетов и посадок не требуется);

автоматическую стабилизацию параметров движения при малых скоростях полета;

автоматическую балансировку самолета при отказе одного двигателя.

Эта триплексная система имеет большие пределы управления, обеспечивающие необходимый за-

пас управляемости при взлете и посадке в условиях сдвига ветра и турбулентности атмосферы.

Особенностью системы является малое число связей между каналами. Обычные связи всех датчиков со всеми каналами для обнаружения отказов заменены волоконно-оптическими линиями с мультиплексной передачей данных. Математическое обеспечение разработано по обычному модульному принципу. Тщательные испытания оборудования системы были проведены с привлечением специально разработанных программ (10 000 слов), позволяющих оценивать функционирование компонентов в критических ситуациях.

Объем летных испытаний двух самолетов УС-14, позволивший оценить работу цифровой системы управления полетом, превысил 600 ч.

Сравнение систем управления полетом самолетов «Конкорд» и УС-14 показывает, что для решения более широких задач, вытекающих из требований к СПС, состав вычислительного и интерфейсного оборудования самолета УС-14 должен быть увеличен приблизительно на 40%. Однако даже в этом случае общий вес системы будет вдвое меньше веса аналоговой системы самолета «Конкорд».

Референт Ю. Б. Дубов.

**ПОПРАВКА**

В «ТИ» № 1, 1982 г., стр. 2, левая колонка, 15-я строка  
снизу следует читать: «1008 кг/м<sup>3</sup>».

«ТИ», ОНТИ ЦАГИ, 1982, № 5, 1—27.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. В. Морозова

Сдано в набор 04.02.82. Подписано в печать 24.03.82. Формат бумаги 60×90<sup>1</sup>/<sub>8</sub>. Типографская № 1. Литературная гарнитура.  
Высокая печать. Бум. л. 1,75. Усл. печ. л. 3,5. Уч.-изд. л. 4,1. Тираж 2607 экз. Цена 70 коп.

Типография ЦАГИ. Заказ 1519.



