

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.735.33.01.05(73) Грумман X-29А

ОПЫТ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО САМОЛЕТА ГРУММАН X-29А*

Разрабатываемый фирмой Грумман (США) экспериментальный самолет X-29А предназначен для демонстрации целого ряда новых технических решений. Он будет иметь крыло обратной стреловидности, повышенное аэродинамическое качество благодаря автоматическому управлению кривизной крыла, уменьшенную собственную статическую устойчивость и цифровую электродистанционную систему управления, алгоритмы которой разработаны с использованием методов оптимизации. Другими особенностями этого самолета (рис. 1) являются близко расположенное к крылу переднее горизонтальное оперение (ПГО) и боковые выступы (напльвы) вдоль фюзеляжа за крылом. Цельно-

* Chin J., Berman H., Ellinwood J. X-29A flight control system design experiences.
AIAA Paper N 82-1538.

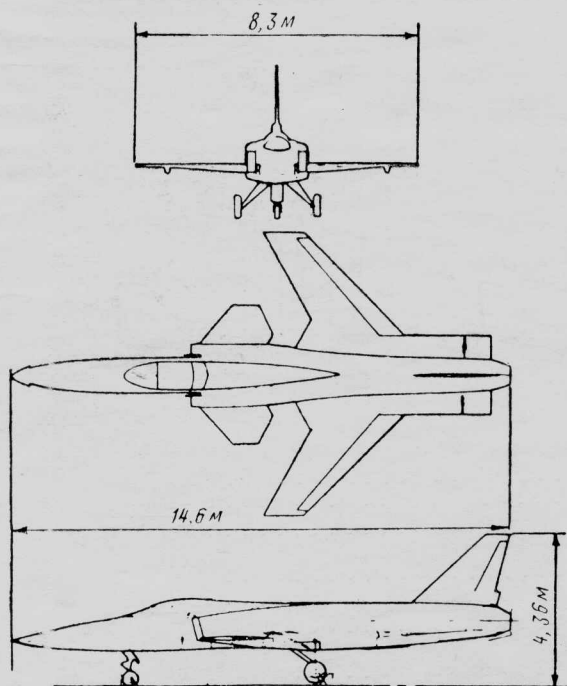


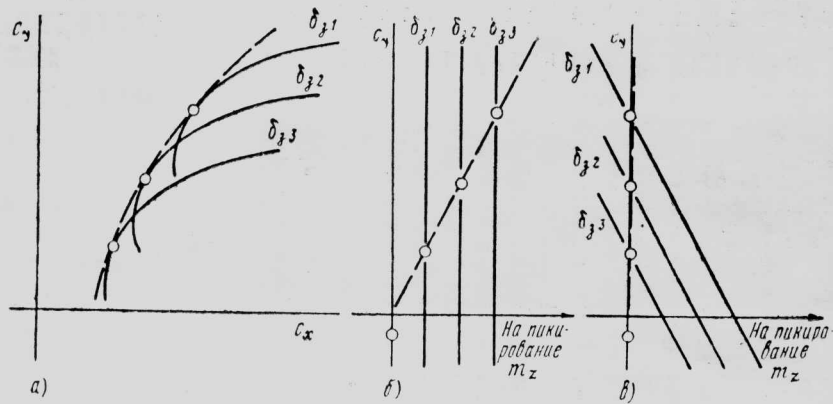
Рис. 1. Схема экспериментального самолета X-29А

поворотное ПГО используется как основная рулевая поверхность управления по тангажу; напльвы обеспечивают безопасный уход с больших углов атаки; щитки за напльвами облегчают балансировку при взлете и уменьшают скорость отрыва носового колеса при разбеге.

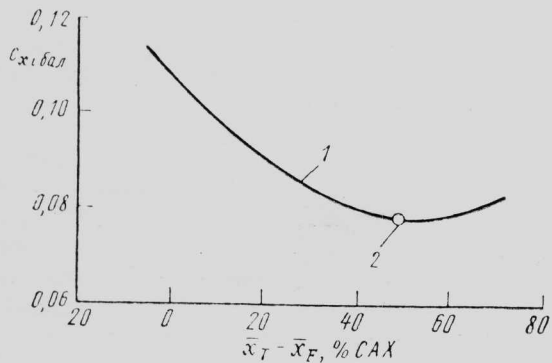
Уменьшение запаса статической устойчивости в сочетании с автоматическим управлением кривизной крыла обеспечивают самолету X-29А возможность полета с оптимальным аэродинамическим качеством во всей области режимов полета. Обеспечено объединенное управление закрылками крыла, ПГО и щитками за напльвами с целью максимизации аэродинамического качества при маневрировании.

Преимущества уменьшенной собственной статической устойчивости самолета иллюстрируются следующим примером. На рис. 2 показаны аэродинамические характеристики при различных углах отклонения закрылков аэродинамически нейтрального и неустойчивого самолетов. Концепция автоматического управления кривизной крыла заключается в управлении углом отклонения закрылков в зависимости от коэффициента подъемной силы самолета для обеспечения минимального сопротивления. Огибающая поляр, соответствующая минимальному сопротивлению, отмечена пунктиром на рис. 2, а. Однако полученный выигрыш аэродинамического качества может быть потерян из-за увеличения балансирующего сопротивления. Рис. 2, б иллюстрирует необходимость балансировки с помощью ПГО или фюзеляжных щитков за напльвами все возрастающего продольного момента (пунктирная линия), обусловленного отклонением закрылков с ростом коэффициента подъемной силы c_y . Решение проблемы заключается в уменьшении устойчивости самолета сдвигом ц.т. назад. При этом кривые, соответствующие различным углам отклонения закрылков, поворачиваются таким образом, что балансируемый продольный момент значительно уменьшается при работе системы автоматического управления кривизной.

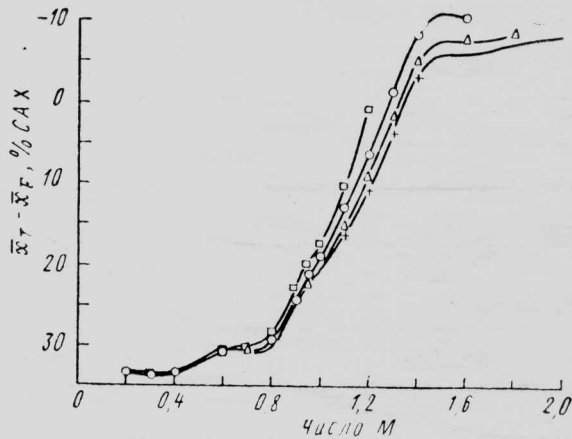
На рис. 3 показан совместный эффект реализации концепций уменьшенной статической устойчи-



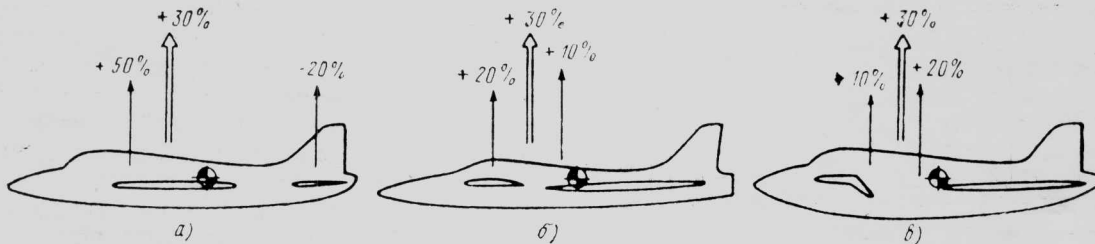
а—поляры самолета; б—нейтральный самолет; в—неустойчивый самолет
 Рис. 2. Причины расчетной статической неустойчивости самолета X-29A
 (δ_z — угол отклонения закрылков)



1—самолет X-29A с цельноповоротным ПГО; 2—точка оптимума
 Рис. 3. Влияние снижения статической устойчивости на балансировочное сопротивление при маневрировании ($c_y=0,95$, $M=0,90$)

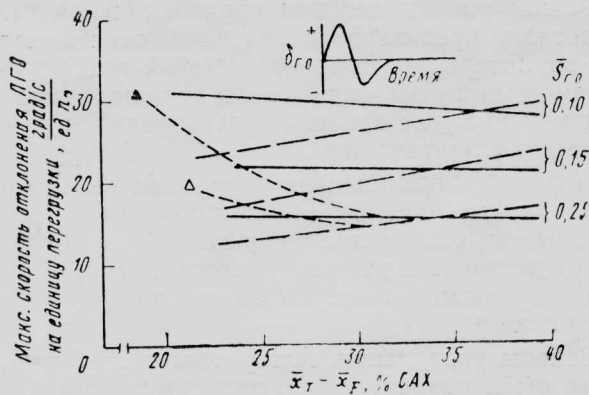


□—на уровне моря; ○—4570 м; △—9140 м; +—15 240 м
 Рис. 4. Статическая устойчивость самолета X-29A



а—схема с хвостовым горизонтальным оперением		
$\bar{x}_T - \bar{x}_F$ системы крыло—фюзеляж	50%
Вклад оперения	-20%
$\bar{x}_T - \bar{x}_F$ самолета	30% САХ
б—схема самолета X-29A		
$\bar{x}_T - \bar{x}_F$ системы крыло—фюзеляж	10%
Вклад цельноповоротного переднего оперения	20%
$\bar{x}_T - \bar{x}_F$ самолета	30% САХ
в—Схема самолета с передним оперением, имеющим отклоненные щитки		
$\bar{x}_T - \bar{x}_F$ системы крыло—фюзеляж	20%
Вклад переднего оперения	10%
$\bar{x}_T - \bar{x}_F$ самолета	30% САХ

Рис. 5. Минимальная статическая неустойчивость системы крыло—фюзеляж самолета X-29A



Режим полета: число $M = 0,4$, уровень моря;
 ———— максимальная положительная скорость отклонения ПГО; ———— максимальная отрицательная скорость отклонения ПГО; ▲ ———— максимальная положительная скорость отклонения системы крыло-фюзеляж; △ ———— максимальная отрицательная скорость отклонения системы крыло-фюзеляж

Рис. 6. Зависимость максимальной скорости отклонения ПГО от запаса статической устойчивости самолета и площади ПГО

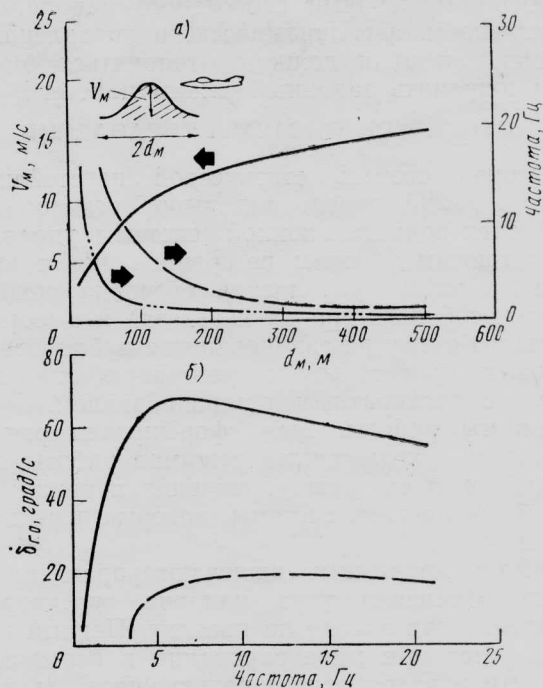
востости и автоматического управления кривизной крыла в виде зависимости балансирующего сопротивления от степени продольной статической устойчивости в маневренном полете. График показывает, что для самолета X-29А оптимальной является величина $x_T - x_F = 45\%$. Фактически самолет спроектирован со степенью неустойчивости 35% .

Наибольший выигрыш достигается на дозвуковых режимах, где возможен полет с большими значениями коэффициента подъемной силы c_{yl} . На сверхзвуковых режимах за счет сдвига аэродинамического фокуса самолет X-29А имеет запас продольной устойчивости $-5 \div -10\%$ (рис. 4). Полет на этих режимах проходит в основном с малыми значениями c_{yl} , при которых оптимальное аэродинамическое качество может быть получено без значительных отклонений закрылков. Концепция уменьшенной статической устойчивости определяет повышенные требования к системе управления полетом, так как в случае аэродинамически неустойчивого самолета должна обеспечиваться надежная автоматическая стабилизация. Самолет X-29А с полностью поворотным ПГО отличается уникальной компоновкой, не предъявляющей чрезмерных требований к системе управления при наличии высокой степени продольной неустойчивости.

Преимущества самолета X-29А видны при сравнении трех компоновок на рис. 5, имеющих одинаковую величину $x_T - x_F = 30\%$.

При обычной компоновке с хвостовым стабилизатором последний должен отклоняться чрезвычайно быстро, чтобы парировать дивергенцию, развивающуюся пропорционально 50% -ной неустойчивости системы крыло-фюзеляж.

В случае компоновки, характерной для самолета X-29А, степень неустойчивости системы крыло-фюзеляж будет только 10% . Таким образом, потребуется значительно меньшая скорость отклонения ПГО. Третья компоновка со щитками на ПГО занимает промежуточное положение между двумя предыдущими.



а—модель дискретных ветровых порывов в грозовых условиях
 ———— зависимость V_M от d_M ;
 - - - - $M=0,9; H=9150$ м;
 ······ заход на посадку
 б—зависимость максимальной скорости отклонения ПГО от частоты ветровых порывов
 ———— заход на посадку;
 - - - - $M=0,9; H=9150$ м

Рис. 7. Влияние дискретных ветровых порывов на требования к скорости отклонения поверхностей управления

На рис. 6 показано влияние запаса продольной устойчивости самолета на требуемую скорость отклонения ПГО при выполнении самолетом заданного маневра.

Чем больше ПГО, тем оно эффективнее и тем меньше потребная скорость его отклонения для получения заданной реакции самолета. Из рис. 6 видно, что при заданной относительной площади ПГО, по мере увеличения неустойчивости самолета, потребная начальная скорость отклонения ПГО уменьшается. Это происходит из-за того, что неустойчивость комбинации крыло-фюзеляж усиливает начальное движение на кабрирование. Однако, как и следовало ожидать, при этом увеличивается скорость обратного отклонения ПГО для парирования заброса.

Уменьшение обеих пиковых скоростей с ростом неустойчивости аппарата указывает на то, что требования к скорости отклонения ПГО определяются в основном устойчивостью системы крыло-фюзеляж, а не общей устойчивостью аппарата. Устойчивость системы крыло-фюзеляж самолета X-29А близка к нейтральной, а степень неустойчивости самолета определяется в основном ПГО большой площади.

На рис. 7 представлены результаты оценки требований к скорости отклонения ПГО при действии на аппарат дискретных ветровых порывов вида $(1 - \cos)$ различной интенсивности. Наиболее высокие требования соответствуют режимам полета

с малыми значениями скоростного напора, когда эффективность аэродинамического управления минимальная и рули должны отклоняться быстрее, чтобы сохранить заданный режим полета.

СТРУКТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Высокая степень статической неустойчивости самолета X-29A определила выбор основной цифровой электродистанционной системы управления с достаточным уровнем резервирования и надежностью. Система управления способна сохранить работоспособность при двух отказах и имеет трехканальную схему резервирования с дублированным цифровым процессором и резервную аналоговую систему с трехкратным резервированием.

Режимы работы. Был сформирован ряд нормальных и «ухудшенных» режимов работы основной цифровой системы управления и режимов резервной аналоговой системы, которые перечислены в таблице.

Нормальные режимы включают управление скоростью изменения угла наклона траектории и управление при заходе на посадку. Первый режим используется при маневрировании в вертикальной плоскости и разработан с целью упростить задачу летчика при управлении траекторией полета. В этом режиме летчик имеет возможность использовать также систему автоматического управления кривизной крыла и систему обеспечения устойчивости по скорости. Последняя обеспечивает самолету X-29A реакцию, как у обычного устойчивого самолета, т. е. перемещение ручки управления соответствует управлению углом атаки при наличии у самолета устойчивости по скорости.

Режим работы системы управления при заходе на посадку предназначен для улучшения пилотажных характеристик самолета на этом этапе полета. С помощью ручки управления подаются команды на изменение угла наклона траектории. Управление двигателями автоматическое.

Наряду с нормальными режимами работы цифровая система управления реализует «ухудшенные» режимы, использующие меньший объем информации от датчиков и резервный режим, который является цифровым эквивалентом аналогового резервного режима.

Законы управления. Алгоритмы системы управления были разработаны с использованием прямого цифрового проектирования, методов оптимального управления и традиционных методов проектирования системы управления. Современные методы оптимального цифрового управления системами с полной структурой обратных связей были применены для разработки внутренних контуров, а для разработки внешних контуров управления (систем управления кривизной крыла и устойчивости по скорости) и резервных режимов были использованы обычные методы проектирования. Затем законы управления были объединены и проверены с помощью моделирования на ЭВМ и на пилотажных стендах.

Использование в проектировании системы управления современных прямых цифровых методов синтеза обеспечивает следующие преимущества:

гибкость методов решения задач на ЭВМ на этапе предварительного проектирования;

Режимы работы системы управления самолета X-29A

Режимы управления	Функции рычагов управления				
	Ручка (управление по тангажу)	Ручка (управление по крену)	Педали	Рукоятка управления двигателем	Рукоятка управления закрылками
Нормальные режимы (цифровые)					
Управление скоростью изменения угла наклона траектории	Управление скоростью изменения угла наклона траектории	Управление угловой скоростью крена	Управление углом скольжения	Управление тягой	Автоматическое или ручное управление закрылками
Обеспечение устойчивости по скорости	Управление углом атаки	То же	То же	То же	То же
Управление заходом на посадку	Управление углом наклона траектории	"	"	Автоматическое управление	Ручное управление
Прямая электрическая связь	Управление ПГО	Управление элеронами	Управление рулем направления	Управление тягой	То же
«Ухудшенные» режимы (цифровые)					
«Ухудшенный» нормальный	Управление скоростью изменения угла наклона траектории	Управление угловой скоростью крена	Управление углом скольжения	То же	Автоматическое или ручное управление
Цифровой резервный	Управление угловой скоростью тангажа	Управление элеронами	Управление рулем направления	"	Автоматическое управление
«Ухудшенный» режим (аналоговый)					
Аналоговый резервный	То же	То же	То же	"	То же

сокращение времени проектирования (так как исключается необходимость преобразования непрерывных законов в цифровую форму) и вопросов ограничения, связанных с дискретизацией и обратными преобразованиями;

современная теория управления дает упорядоченную процедуру оптимального объединения нескольких управляющих факторов для повышения летных характеристик самолета и улучшения пилотажных характеристик при минимальной рабочей нагрузке экипажа;

отслеживание эталонной модели, являющееся одним из современных методов управления, позволяет учесть требования к пилотажным характеристикам непосредственно на этапе синтеза управления;

методы оптимального управления гарантируют запасы устойчивости, обеспечивающие нечувствительность управления к неопределенностям параметров динамической системы;

полный набор обратных связей, используемый при разработке алгоритмов внутренних контуров системы управления самолета X-29A, минимизирует

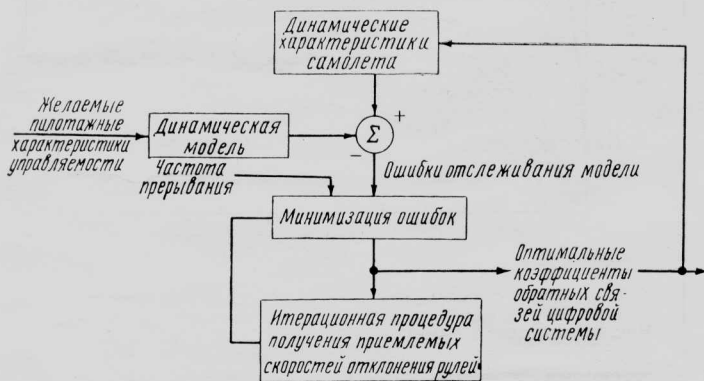


Рис. 8. Дискретная процедура отслеживания эталонной модели

число необходимых фильтров, что экономит время вычислений и исключает источники потенциальных временных запаздываний.

Основные законы управления для самолета X-29A были разработаны непосредственно в цифровой форме. Процедура метода прямого цифрового проектирования основных законов управления (дискретный метод отслеживания эталонной модели) показана на рис. 8.

После определения требуемой дискретности (была принята частота прерывания 40 Гц) были выбраны динамические модели для разработки нормальных цифровых режимов управления.

Модель динамики продольного движения в режиме управления траекторией: изменение угла наклона траектории $\dot{\theta} = \frac{g}{V_0} n_y^a \alpha$; изменение

угловой скорости тангажа $\dot{\omega}_z + 2\xi\omega_p + \omega^2 \alpha = K_0 \dot{\theta}_c$; запаздывание в цепи управления $\dot{\theta}_c + \frac{1}{\tau} \theta_c = \frac{1}{\tau} \dot{\theta}_c$, где n_y^a , ξ , ω — определяются требованиями к динамике самолета; $\dot{\theta}_c$ — команда управления скоростью изменения угла наклона траектории.

Модель динамики продольного движения в режиме захода на посадку: изменение угла на-

клона траектории $\tau p \Delta\theta + \Delta\theta = \Delta\theta_c$; изменения угла атаки $\frac{\alpha}{\alpha_{оп}} = \frac{\omega^2}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2}$, где τ , ξ , ω — определяются требованиями к динамике самолета; $\Delta\theta_c$ — команда управления углом наклона траектории; $\alpha_{оп}$ — опорный угол атаки (устанавливается при включении режима).

Модель динамики бокового движения (для обоих режимов продольного управления): изменение угловой скорости крена: $\frac{\omega_x}{K_1 \omega_{xc} + K_2 \beta_c} = \frac{1}{\tau_{\omega_x} p + 1}$; изменение угла скольжения $\frac{\beta}{\beta_c} = \frac{\omega^2}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2}$, где τ_{ω_x} , ξ , ω — определяются требованиями к динамике самолета; ω_{xc} — команда управления угловой скоростью крена; β_c — команда управления углом скольжения.

Для расчета параметров продольного канала в режиме управления скоростью изменения угла наклона траектории использовалась идеальная модель короткопериодического движения в сочетании со звеном запаздывания первого порядка в цепи ручки управления.

Модель продольного движения для режима захода на посадку содержит идеальное звено первого порядка в реакции самолета по углу наклона траектории на команды летчика. Модель включает идеальные характеристики короткопериодического движения для ограничения угла атаки величиной, задаваемой в момент включения режима.

Поскольку установленное значение угла атаки будет оставаться неизменным, изменение угла тангажа будет отражать изменение угла наклона траектории.

Модель бокового движения принята одинаковой для обоих режимов работы продольного канала управления. Идеальная модель движения по крену определяет аperiodическую реакцию (соответствующую положительному углу V крыла) по угловой скорости крена на отклонение ручки управления, а также педалей.

Идеальная модель движения рыскания определяется звеном второго порядка, описывающего реакцию по углу скольжения на отклонение педалей. Соответствующее объединение этих двух моделей определяет идеальную реакцию по крену на изменение угла скольжения. Параметры модели были выбраны согласно требованиям к пилотажным характеристикам. Уровень 1 требований MIL-F-8785B определяет следующие значения констант:

- постоянная времени крена $\tau_p < 1$ с;
- демпфирование боковых колебаний $\xi_D > 0,19$;
- частота боковых колебаний $\omega_D > 1,0$ рад/с.

Демпфирование боковых колебаний, равное 0,707, использовалось для всей области режимов полета.

Коэффициенты продольного канала для режима управления углом наклона траектории были определены с использованием модели динамики самолета второго порядка и модели сервопривода ПГО первого порядка и цифрового интегрирования в прямой цепи (для интегральной компенсации). Коэффициенты для режима захода на посадку были определены с использованием модели динамики самолета в продольном движении третьего порядка, модели сервоприводов ПГО и управления двигате-

лем первого порядка и интегральной компенсации в прямой цепи каждого канала управления. Коэффициенты системы управления боковым движением были определены с использованием линейной модели динамики бокового движения третьего порядка, модели сервоприводов элеронов и руля направления первого порядка и интегральной компенсации в прямой цепи каждого канала управления.

Коэффициенты системы управления были выбраны путем сравнения показателей реакции самолета с требованиями MIL-8785С с привлечением дополнительных критериев, таких как критерий c^* , запасы по времени запаздывания реакции, максимальные углы и скорости отклонения рулей. Примеры оценки системы по этим параметрам показаны на рис. 9—14.

Максимальные углы и скорости отклонения рулей (см. рис. 11—14), потребные для получения максимальной маневренности самолета, были также использованы как дополнительные критерии при определении коэффициентов системы. Коэффициенты, полученные итерационной процедурой, с учетом как стандартных, так и новых критериев, и используемые в принятых законах управления:

Продольный канал управления

$$\dot{\delta}_{c k} = g_1 n_{y k} + g_2 \omega_{z k} + g_3 \dot{\omega}_{z k} + g_4 n_{y k-1} + g_5 \omega_{z k-1} + g_6 \dot{\omega}_{z k-1} + g_7 \dot{\delta}_{c k}$$

и

$$\delta_{c k} = \dot{\delta}_{c k} \Delta t + \delta_{c k-1},$$

где $\delta_{c k}$, $\delta_{c k-1}$ — команды управления ПГО в данный и предыдущий моменты прерывания;

$\dot{\delta}_{c k}$ — команда по скорости отклонения ПГО в момент прерывания k ;

g_i — производные коэффициентов цифровых законов управления (получены численным дифференцированием);

$n_{y k}$ — возмущение по нормальной перегрузке в момент k ;

$\omega_{z k}$, $\dot{\omega}_{z k}$ — угловая скорость и ускорение по тангажу в момент k .

Боковой канал управления

$$\begin{vmatrix} \dot{\delta}_{\Delta k} \\ \dot{\delta}_{p. н k} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} k_1 & k_2 & k_3 & k_4 & k_5 & k_6 \\ k_{11} & k_{12} & k_{13} & k_{14} & k_{15} & k_{16} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \gamma_k \\ \omega_{x k} \\ \omega_{y k} \\ n_{z k} \\ \dot{\delta}_{\Delta k} \\ \dot{\delta}_{p. н k} \end{vmatrix} +$$

$$+ \begin{vmatrix} k_7 & k_8 \\ k_{18} & k_{19} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \dot{\delta}_{\Delta c k} \\ \dot{\delta}_{p. н c k} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} k_9 & k_{10} \\ k_{19} & k_{20} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \omega_{x c k} \\ \beta_{c k} \end{vmatrix}$$

и

$$\begin{vmatrix} \dot{\delta}_{\Delta c k} \\ \dot{\delta}_{p. н c k} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \dot{\delta}_{\Delta k} \\ \dot{\delta}_{p. н k} \end{vmatrix} \Delta t + \begin{vmatrix} \dot{\delta}_{\Delta c k-1} \\ \dot{\delta}_{p. н c k-1} \end{vmatrix},$$

где $\dot{\delta}_{\Delta c k}$, $\dot{\delta}_{p. н c k}$ — команды управления элеронами и рулем направления в момент k ;

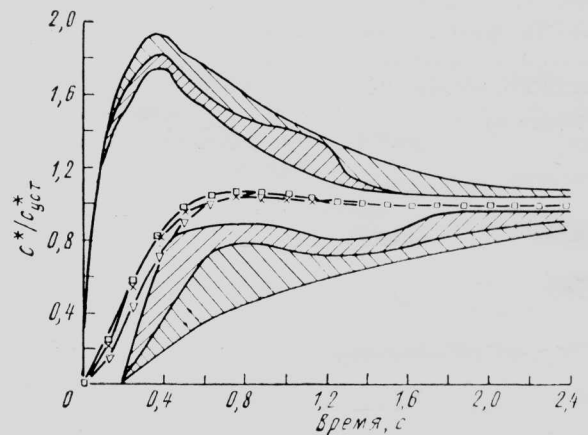
k_i — производные коэффициентов законов управления;

$\gamma_k, \omega_{x k}, \omega_{y k}, n_{z k}$ — параметры бокового движения самолета и углы отклонения рулей в момент k ;

$\omega_{x c k}$ — команда управления угловой скоростью крена от ручки управления;

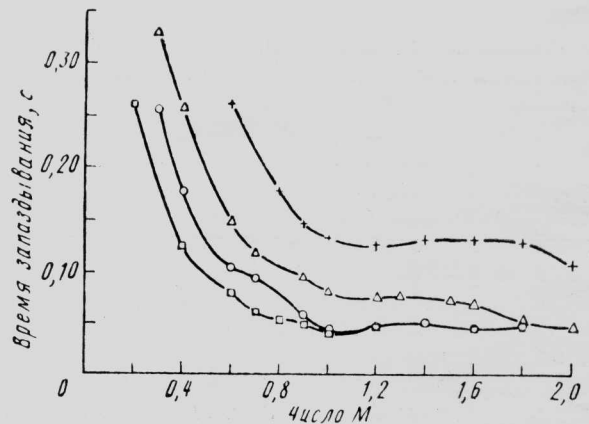
$\beta_{c k}$ — команда управления углом скольжения от педалей.

Оценка работы системы управления. Обобщенная блок-схема системы управления показана на



▽—M=0,9; □—M=1,0; +—M=1,2; ○—M=1,3

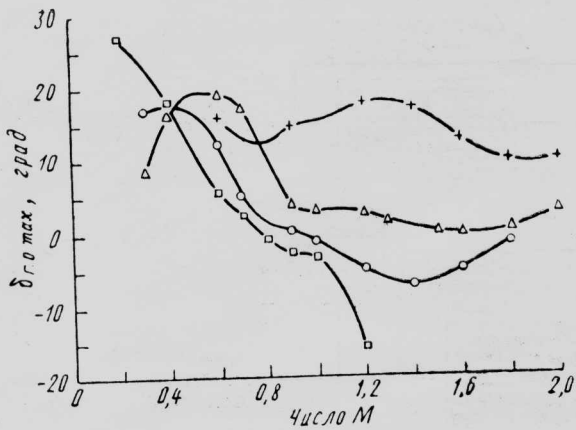
Рис. 9. Оценка продольного канала системы управления самолета X-29А по параметру c^* , отнесенному к установившемуся значению ($H=9150$ м)



□—H=0; ○—4570 м; △—9150 м; +—15250 м

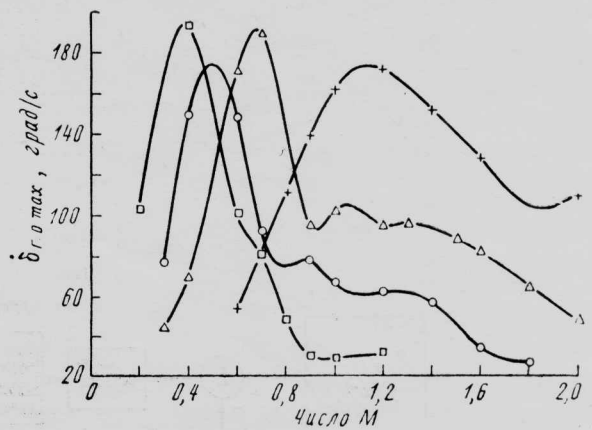
Рис. 10. Запас по времени запаздывания (отношение запаса по фазе к частоте среза)

рис. 15. Команды летчика суммируются с сигналами обратных связей, которые являются суммой произведений переменных состояния самолета и коэффициентов, изменяющихся в функции высоты, числа M и угла атаки. Суммирование дает команды управления скоростью отклонения рулей, которые интегрируются для получения позиционных команд управления сервоприводами.



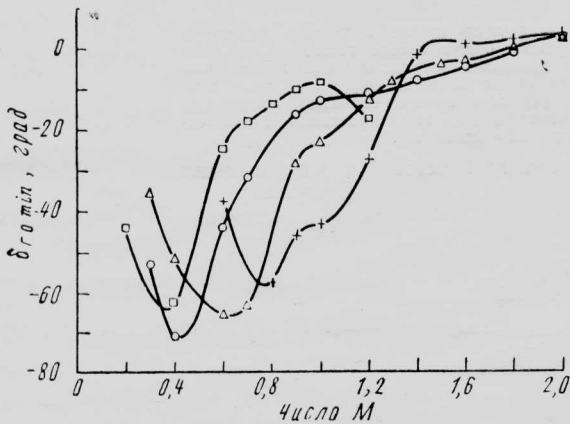
□—H=0; ○—4570 м; △—9150 м; +—15 250 м

Рис. 11. Максимальные углы отклонения ПГО, соответствующие максимальной команде управления по нормальной перегрузке



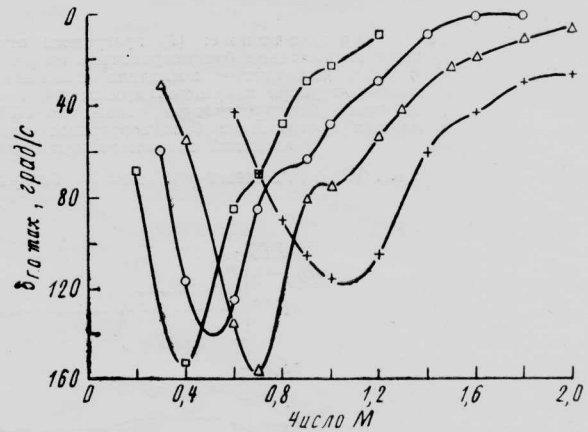
□—H=0; ○—4570 м; △—9150 м; +—15 250 м

Рис. 13. Максимальная начальная скорость отклонения ПГО, соответствующая максимальной команде управления по нормальной перегрузке



□—H=0; ○—4570 м; △—9150 м; +—15 250 м

Рис. 12. Минимальные углы отклонения ПГО, соответствующие максимальной команде управления по нормальной перегрузке



□—H=0; ○—4570 м; △—9150 м; +—15 250 м

Рис. 14. Максимальная скорость обратного движения ПГО, соответствующая максимальной команде управления по нормальной перегрузке

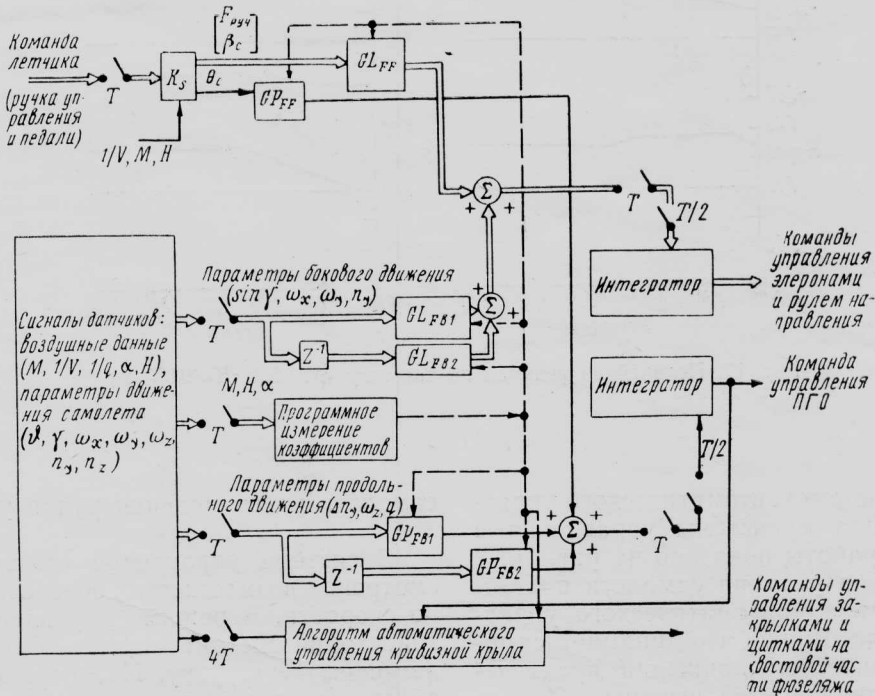
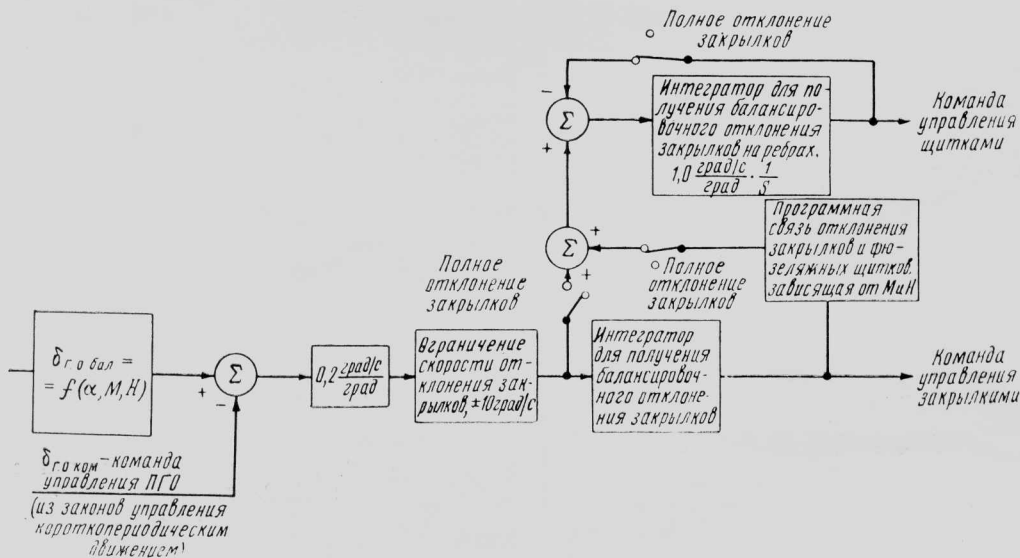


Рис. 15. Блок-схема цифровой системы управления по трем каналам в режиме управления траекторией. Стандартный цифровой режим управления (ручное управление углом наклона траектории)



Примечание: (1) программы отклонения ПГО, закрылков крыла и щитков обеспечивают оптимальное балансировочное сопротивление; (2) закрылки будут всегда выходить на упор раньше, чем щитки; последние сглаживают переходные процессы, обусловленные выходом и сходом с упора закрылков крыла; (3) при потере сигнала обратной связи по углу атаки программное балансировочное положение ПГО равно нулю; (4) при потере сигналов воздушных данных программное балансировочное положение ПГО равно нулю; 12-программная связь отклонений закрылков и щитков вычисляется при $M = \text{const}$ и $H = \text{const}$

Рис. 16. Блок-схема управления закрылками и щитками на хвостовой части фюзеляжа

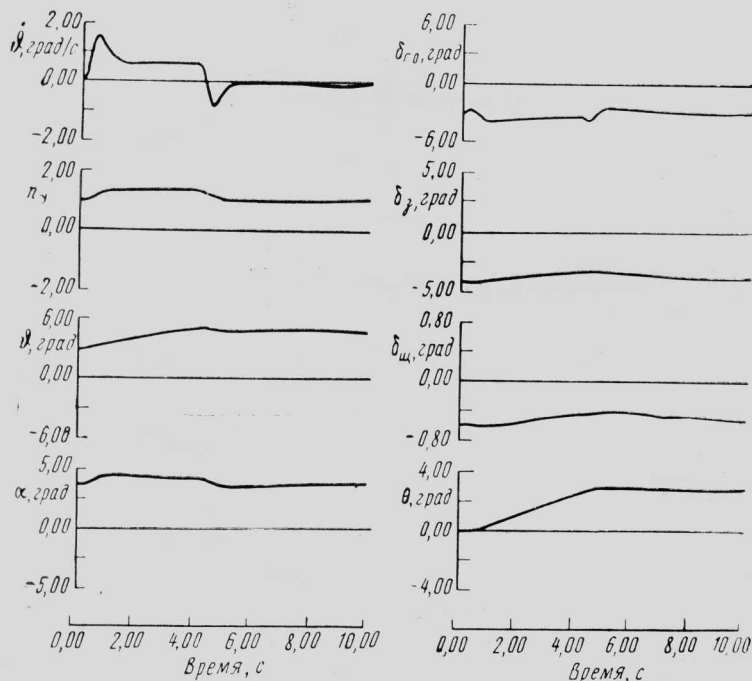


Рис. 17. Нелинейная реакция по тангажу ($M=0,9$; $H=9150$ м)

Взаимодействие системы автоматического управления кривизной крыла и системы управления в нормальном режиме работы показано на рис. 16.

На рис. 17 показана реакция самолета по тангажу при работе системы автоматического управления кривизной крыла. Видно, что динамика самолета в короткопериодическом движении практически не подвержена влиянию этой системы.

Динамика бокового движения наиболее сильно проявляется на режимах полета с малыми скоростями. На рис. 18 и 19 показана типичная реакция

самолета на отклонения ручки управления и педалей.

В системе управления самолета X-29А предусмотрена возможность обеспечения устойчивости по скорости. В режиме управления углом наклона траектории система стремится сохранить заданную летчиком перегрузку. Несмотря на то, что система облегчает летчику задачу точного управления траекторией, скорость и угол атаки не выдерживаются постоянными. Добавление режима устойчивости по скорости обеспечивает выдерживание ба-

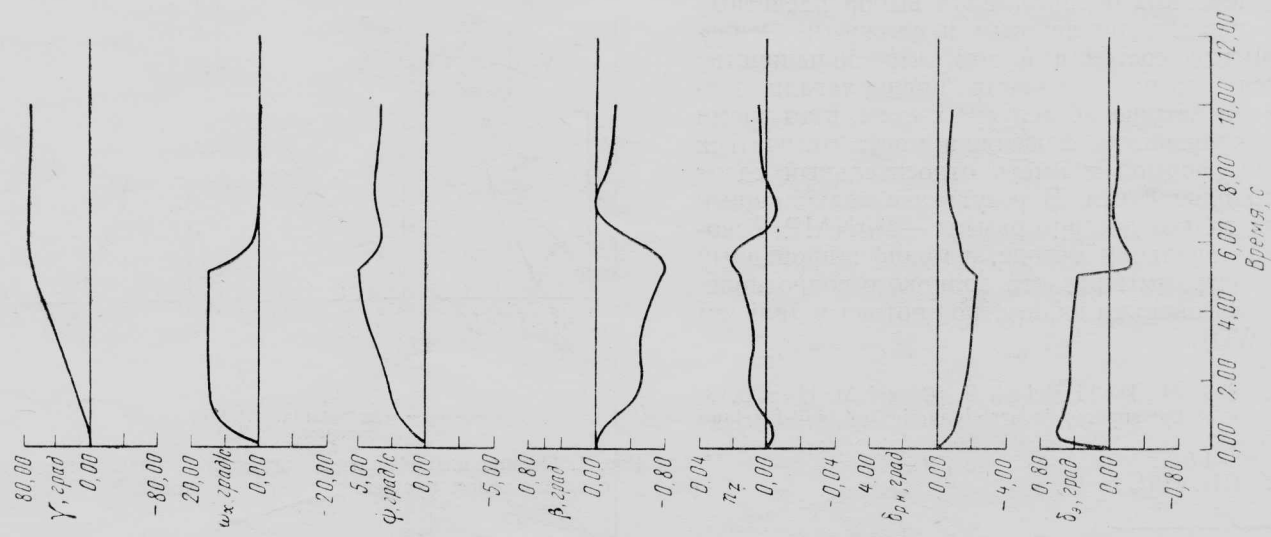


Рис. 18. Реакция на отклонение ручки управления по крену в течение 5 с ($M=0,4$; $H=0$)

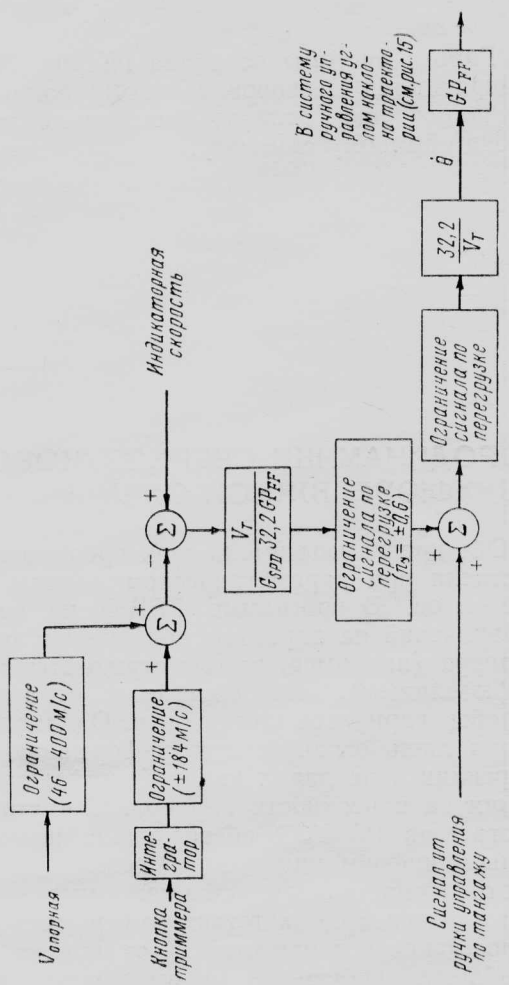


Рис. 20. Блок-схема системы обеспечения устойчивости по скорости ($V_{оп}$ — опорное значение скорости)

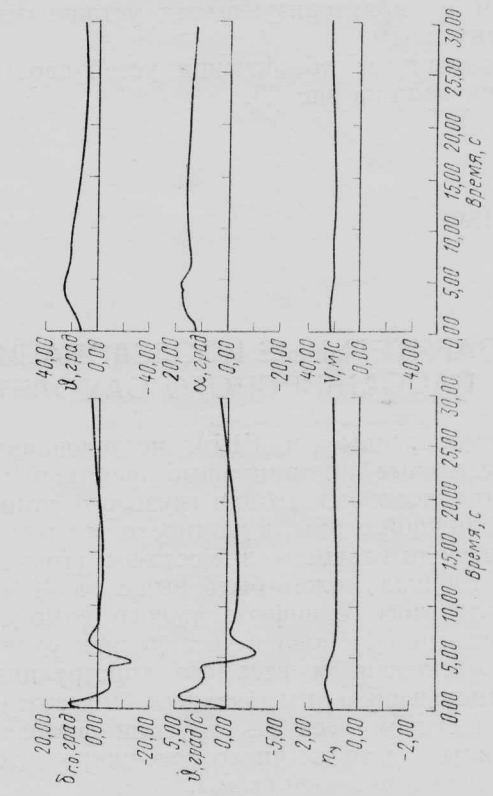


Рис. 21. Реакция самолета на импульс ручного управления по тангажу при включенной системе обеспечения устойчивости по скорости ($M=0,2$)

лансировочных значений угла атаки и скорости: самолет будет вести себя как система, управляемая по углу атаки и характеризующаяся устойчивым фугоидным движением.

Блок-схема системы обеспечения устойчивости по скорости показана на рис. 20.

Работа системы показана на рис. 21. Самолет возвращается к первоначальному балансировочному положению после возмущения по тангажу подобно обычному самолету.

Референт В. А. Сыроватский.

УДК 629.735.33.015.03

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ДВУХФЮЗЕЛЯЖНОЙ СХЕМЫ*

Недавно выполненные в США исследования выявили значительные потенциальные преимущества дозвукового пассажирского или грузового самолета двухфюзеляжной схемы, в частности, у такого самолета производительность в место-км (тонна-км) на 1 кгс топлива может быть выше на 40%, чем у эквивалентного однофюзеляжного самолета**. Этот выигрыш обусловлен увеличением удлинения крыла и снижением веса его конструкции (благодаря уменьшению изгибающего момента), а также уменьшением веса конструкции фюзеляжей, рассчитанных на то же число пассажиров, что и фюзеляж самолета обычной схемы.

Указанными преимуществами будет обладать и сверхзвуковой двухфюзеляжный самолет, хотя необходимо более точно оценить соотношение положительных и отрицательных эффектов аэродинамической интерференции компонентов такого самолета.

Результаты теоретических исследований, выполненных NASA и опубликованных в 1980 г., показали, что у двухфюзеляжного самолета («сдвоенная» конфигурация AST-205) объем фюзеляжей может быть удвоен без ущерба или с небольшим ущербом для аэродинамических характеристик. Эти результаты послужили основой для дальнейших исследований самолетов двухфюзеляжной схемы. Теоретический анализ подкреплялся испытаниями моделей в аэродинамических трубах.

РАСЧЕТНЫЕ МЕТОДЫ

Широкий спектр различных двухфюзеляжных схем, подлежащих оценке, делал выбор расчетных методов чрезвычайно важным и сложным. Основные трудности состояли в том, что большинство имевшихся программ расчета предполагали зеркальную симметрию исследуемых схем, в то время как два «спаренных» фюзеляжа могут отличаться размерами, формой и иметь относительный сдвиг вдоль продольной оси. В результате подходящими оказались только две программы — PANAIR, основанная на панельном методе, и модифицированный вариант программы расчета волнового сопротивления с использованием параметров потока в дальнем поле (FFWD).

* Wood R. M., Dollyhigh S. M. and Miller D. S. An initial look at the supersonic aerodynamics of twin-fuselage aircraft concepts.

ICAS-82-1.8.3.

** См. «ТИ», 1982, № 19.

Обе программы имели свои преимущества и недостатки при параметрическом анализе геометрии самолетов. В программе FFWD не содержалось ограничений на характер сочленения компонентов планера (например, на геометрию стыковки крыла с фюзеляжем), что облегчало параметрический перебор вариантов компоновок. Однако этот метод давал лишь ограниченную информацию по интерференции и не давал никакой информации о давлении на поверхности планера. С другой стороны, программа PANAIR обеспечивала получение указанной информации помимо величин полного сопротивления, однако «сборка» многих компонентов планера в соответствии со строгими правилами пересечения поверхностей превращалась в трудную проблему, требующую значительного времени счета. Обе программы использовались для расчета реальных геометрических схем на уровне предварительного проектирования и анализа; попытки учесть отрыв течения или применить линейную теорию распространения возмущений вдоль линий Маха не предпринимались.

Ранее выполненные исследования по интерференции компонентов различных аэродинамических схем использовались как основа для оценки эффективности применяемых теоретических методов. Результаты одной из таких ранних работ представлены на рис. 1. Как видно из графиков, экспериментальные данные хорошо согласуются с теоретическими результатами. На правом графике показано,

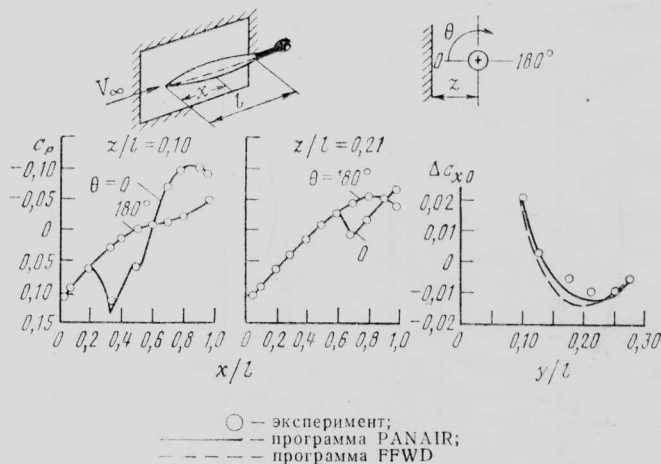


Рис. 1. Оценка интерференции двух тел вращения (модель с одним телом вращения и экраном, число $M=2,01$)

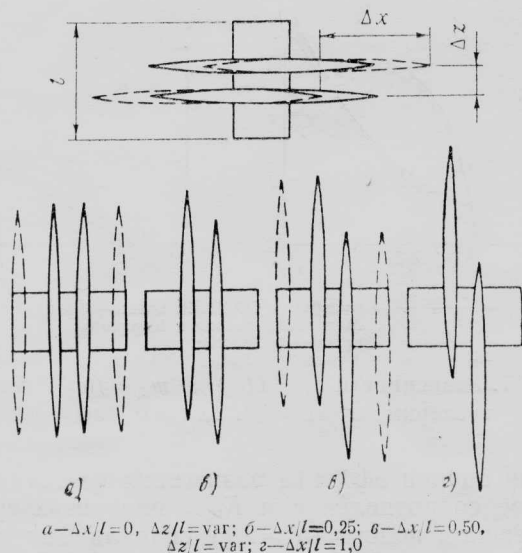


Рис. 2. Вариации относительного расположения компонентов модели двухфюзеляжного самолета (l — размах крыла)

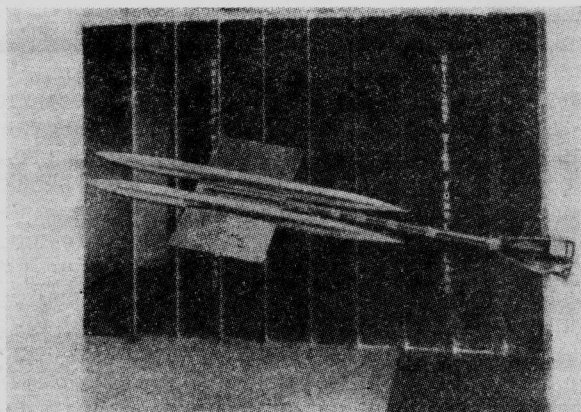
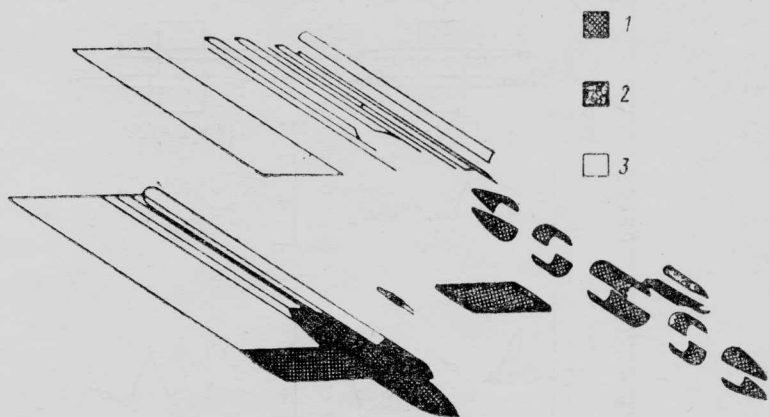


Рис. 3. Модель двухфюзеляжного самолета в аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли (NASA)

что при определенном расстоянии между телами вращения обеспечивается меньшее лобовое сопротивление, чем сумма сопротивлений изолированных тел.

Для получения отсутствующих экспериментальных данных по интерференции компонентов планера самолетов двухфюзеляжных схем были выполнены продувки моделей в аэродинамических трубах. Поскольку главной целью этих экспериментов было создание начальной базы данных по двухфюзеляжным компоновкам и оценка точности теоретических методов анализа, основными требованиями к модели были простота и универсальность. Модель состояла из двух идентичных тел вращения с эффективным удлинением 10 (длина 101,6 см, максимальный радиус поперечного сечения 5,08 см) и крыла прямоугольной формы в плане (размах 50,8 см, удлинение 1,8, профиль в виде дуги окружности, имеющий относительную толщину 0,03). На рис. 2 показаны рассмотренные варианты взаимного расположения компонентов модели. Модель в аэродинамической трубе UPWT НИЦ им. Лэнгли (NASA) показана на рис. 3. Испытания проводились при числах $M=2,7$ и $Re=6,56 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, угол атаки менялся в пределах от -4° до $+12^\circ$.



1 — граничные условия: нулевой массовый расход; панели с наклоном меньше углов Маха; 2 — граничные условия: нулевая нормальная компонента скорости потока; панели с наклоном почти под углом Маха; 3 — панели с сеткой диполей (модель спутной струи)

Рис. 4. Типичное панельное представление модели при расчете с помощью программы PANAIR



Рис. 5. Зависимость коэффициента волнового сопротивления от относительного расположения фюзеляжей ($M=2,7$; а — $\Delta x/l=0$; б — $\Delta x/l=0,5$; в — $\Delta y/l=0,25$)

На рис. 4 показана входная геометрия модели, необходимая для расчета с помощью программы PANAIR: 18 панелей, представляющих модель, и 8 панелей, моделирующих спутную струю. Все поверхности были представлены граничными условиями типа нулевого массового расхода, за исключением обтекателя тензовесов, где панели наклонены почти как линии Маха и граничные условия в виде нулевого нормального компонента скорости являются более подходящими.

Результаты экспериментальной и расчетной оценки волнового сопротивления модели при различных относительных положениях фюзеляжей представлены на рис. 5. При $\Delta z/l=0,85$ коэффициент $c_{x \text{ волн}}$ уменьшается на 18% (для $\Delta x/l=0$ и 0,5), однако если учесть сопротивление трения ($c_{x \text{ тр}}=0,00844$), общее уменьшение коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе составит только 6%. Максимальный эффект достигается при $\Delta x=0$.

Зависимости K_{max} и $c_{x \text{ min}}$ от относительного расположения фюзеляжей представлены на рис. 6. Следует отметить, что при относительном сдвиге фюзеляжей вдоль оси x K_{max} не увеличивается. Эти результаты указывают на сильную взаимосвязь эффектов подъемной силы и толщины двухфюзеляжной компоновки, поэтому оптимизацию конфигурации нельзя ограничивать случаем нулевой подъемной силы.

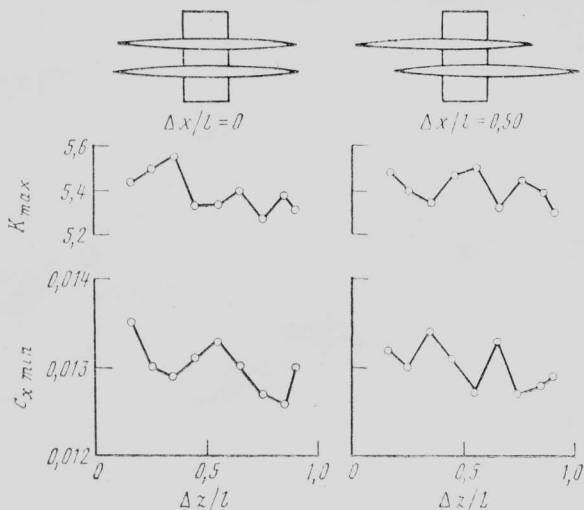


Рис. 6. Влияние относительного расположения фюзеляжей на максимальное аэродинамическое качество и минимальное лобовое сопротивление

Типичные результаты эксперимента и расчета для получения зависимостей $c_x = f(c_y)$ и $m_z = f(c_y)$ представлены на рис. 7. Наряду с программой PANAIR использовался расчетный метод Миддлтона и Карлсона (Journal of Aircraft, 1965, v. 2, VII—VIII, N 2, p. 261—265), причем первый метод оказался в ряде случаев значительно эффективнее.

На рис. 8 представлены типичные результаты оценки характеристик путевой устойчивости двухфюзеляжного самолета в различной конфигурации. Значительное расхождение результатов теории и эксперимента объясняется отрывом потока на хвостовых частях фюзеляжей, вызвавшим сильную интерференцию. Этот отрыв привел к сдвигу вперед центра приложения боковой силы, что, в свою очередь, вызвало уменьшение экспериментального момента рыскания.

Наряду с получением экспериментальных данных при параметрическом исследовании геометрии двухфюзеляжной схемы и проверкой теоретических методов анализа, проводилось изучение вопросов интеграции компонентов такого самолета. Усилия были направлены на выявление общих закономерностей, которыми бы можно было руководствоваться при компоновке самолета. При анализе использовалась теория дальнего поля для оценки волнового сопротивления и теория несущей поверхности Миддлтона и Карлсона. Рассматривались полные компоновки самолета: два фюзеляжа, крыло, gondoly двигателей, горизонтальное и вертикальное оперение.

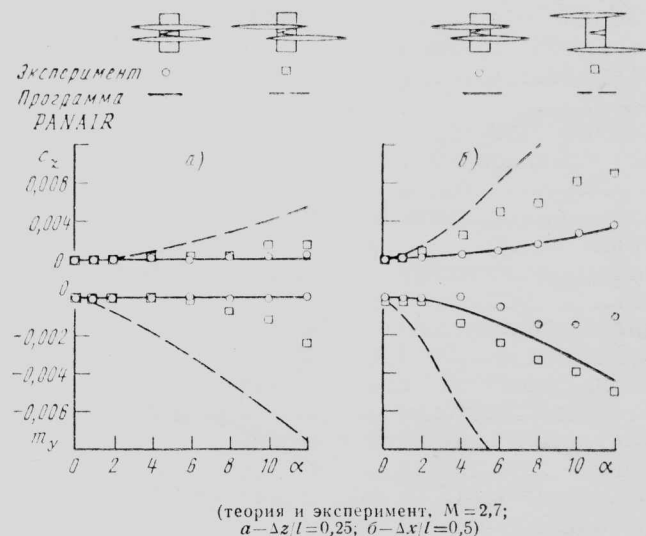
Благоприятная интерференция фюзеляжей и других компонентов самолета может существенно увеличить аэродинамическое качество. Однако следует выбрать компромиссную схему при учете индуктивного сопротивления и сопротивления трения обшивки. Рассмотрение вопросов размещения пассажиров склоняет проектировщика к выбору двух фюзеляжей меньших размеров вместо одного большого. Следует, однако, учитывать тот факт, что существенное увеличение сопротивления трения двухфюзеляжного самолета может свести на нет преимущества от снижения волнового и индуктивного сопротивлений.



Рис. 7. Зависимости $c_x = f(c_y)$ и $m_z = f(c_y)$. (Расчет и эксперимент, $M = 2,7$, $\Delta x/l = 0$, $\Delta z/l = 0,25$)

Для оценки эффекта разнесения фюзеляжей на лобовое сопротивление и K_{max} при сверхзвуковом крейсерском полете ($M=2,7$) сначала был выбран двухфюзеляжный вариант СПС AST-205 (проект этого самолета изучался ранее по заданию NASA). Базовый самолет (разнесение фюзеляжей равно нулю) представляет собой СПС AST-205 с объемом фюзеляжа, удвоенным путем увеличения вдвое площадей поперечных сечений (длина фюзеляжа не менялась). Как видно из рис. 9, двухфюзеляжная схема получалась стыковкой двух самолетов AST-205 с соответствующими частями исходных крыльев. При разнесении $\Delta z/l = 1,0$ двухфюзеляжный самолет представлял собой два СПС AST-205, касающиеся концами своих крыльев. Площадь крыла и суммарный размах увеличивались с ростом расстояния между фюзеляжами. Слева на рис. 9 показано изменение составляющих лобового сопротивления, справа — K_{max} . С увеличением расстояния между фюзеляжами K_{max} сначала несколько падает, а затем быстро растет и достигает максимума в момент реализации наиболее благоприятной интерференции (при $c_y = 0$). Поскольку половина полного прироста K_{max} реализуется уже при $\Delta z/l = 0,3$ ($\sim 12,2$ м), дальнейшие исследования были сконцентрированы на схемах с умеренным разнесением фюзеляжей как наиболее практически приемлемых.

На рис. 10 представлены четыре рассмотренные конфигурации двухфюзеляжных самолетов. На схе-



(теория и эксперимент, $M = 2,7$;
а — $\Delta z/l = 0,25$; б — $\Delta x/l = 0,5$)

Рис. 8. Зависимости $c_z = f(\alpha)$ и $m_y = f(\alpha)$

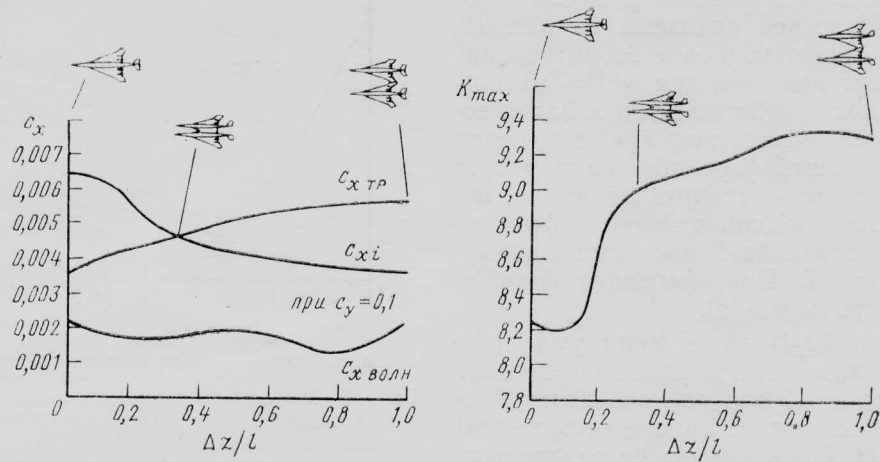
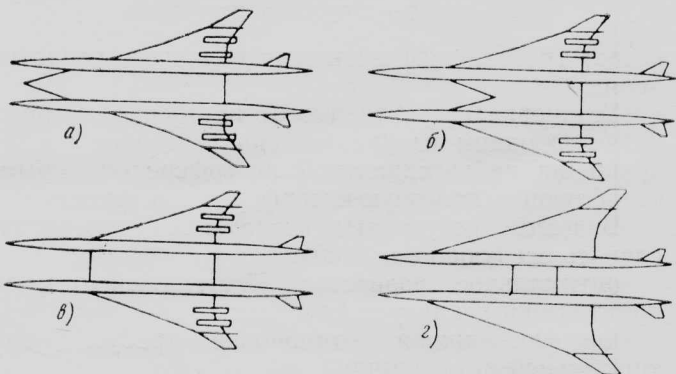


Рис. 9. Влияние бокового разнесения фюзеляжей на c_x и K_{max} при $M=2,7$



а—с единым «стреловидным» крылом; б—с М-образным крылом; в—с прямым центропланом; г—с центральным модулем с силовой установкой

Рис. 10. Четыре схемы двухфюзеляжных самолетов

ме *a* сохранена исходная форма крыла в плане (arrow wing — «стреловидное» крыло). Схему *б* отличает М-образная центральная часть крыла (как при объединении двух самолетов AST-205 в предварительных исследованиях). У схемы *в* центральная часть крыла имеет форму прямоугольника. У схемы *г* фюзеляжи соединяет модуль с силовой установкой (расстояние между фюзеляжами для этой схемы не варьировалось: была выбрана величина $\Delta z/l \approx 0,2$, отвечающая требованиям размещения двигателей). При изменении расстояния между фюзеляжами площадь крыла выбиралась из

условия сохранения заданной нагрузки на крыло (одинаковой для всех конфигураций). Все крылья были без кривизны, фюзеляжи имели форму тел вращения. Волновое сопротивление рассчитывалось по программе FFWD.

Изменение K_{max} с увеличением $\Delta z/l$ для перечисленных схем показано на рис. 11. У схемы *a* с разнесением фюзеляжей возрастает объем крыла, что снижает благоприятный эффект интерференции. Для схем *б* и *в* максимум K достигается при $\Delta z/l \approx 0,3$. Однако волновое сопротивление у схемы *с* прямым центропланом было примерно на 10% больше, поэтому М-образное крыло оказалось эффективнее.

Размещение двигателей в межфюзеляжном модуле представляется весьма выгодным, поскольку он имеет достаточную строительную высоту, но аэродинамически достаточно «тонок», двигатели находятся близко к плоскости симметрии, и на крыле освобождается дополнительная площадь для закрылков. Однако волновое сопротивление у схемы *г* на 30% больше, чем у схемы *б*. Это частично объясняется тем, что разнесение фюзеляжей для схемы *г* не оптимально, а детальный анализ распределения площадей поперечных сечений показывает значительное отступление от «правила площадей».

Расчетные значения волнового сопротивления для двух изолированных фюзеляжей и двух изоли-

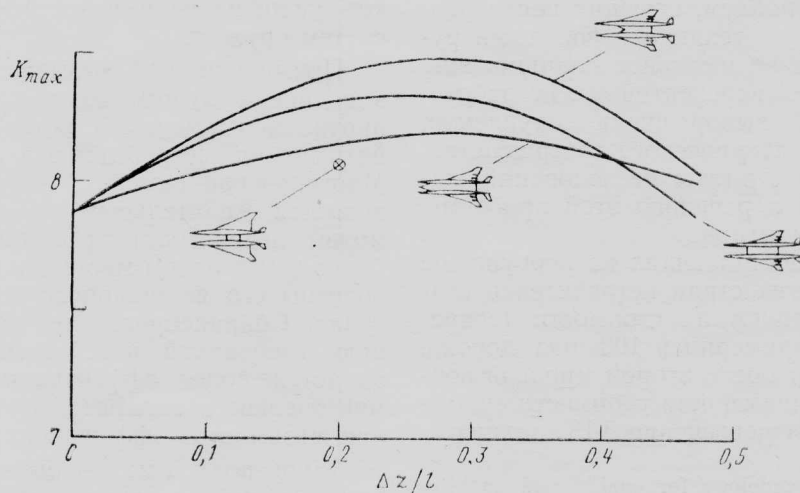
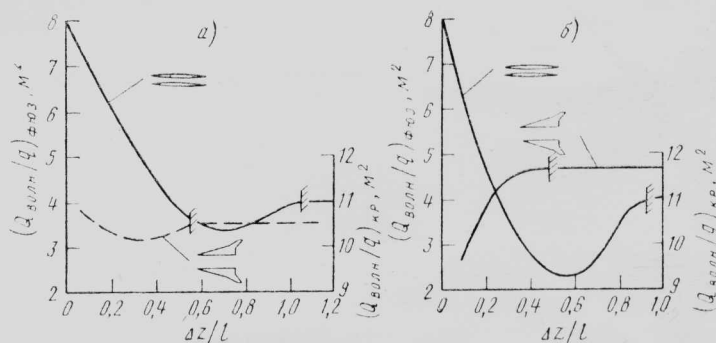


Рис. 11. Зависимость $K_{\text{max}} = f(\Delta z/l)$

рованных консолей схемы AST-205 в функции бокового разнесения фюзеляжей показаны на рис. 12. На левом графике вообще волновое сопротивление консолей крыла имеет минимум при $\Delta z/l = 0,3$, когда сопротивление фюзеляжей еще велико. Затем сопротивление консолей возрастает при изменении $\Delta z/l$ до 0,57 (когда интерференция компонентов прекращается), после чего сопротивление не меняется. С другой стороны, сопротивление фюзеляжей, уменьшаясь с ростом $\Delta z/l$, достигает минимума только при $\Delta z/l \approx 0,7$. Интерференция фюзеляжей прекращается при $\Delta z/l > 1,0$.

Несовпадение (по $\Delta z/l$) точек минимума лобового сопротивления компонентов еще значительнее на правом графике рис. 12 для распределения площадей сечений (сверхзвуковое правило площадей) при $\theta = 0$ (см. рис. 1). Общее волновое сопротивление получается осреднением величин сопротивлений для распределения площадей сечений под углом Маха при изменении θ от -90° до $+90^\circ$. Сопротивление при $\theta = -90^\circ$ и $+90^\circ$ не зависит от расстояния между фюзеляжами, а при $\theta = 0$ зависимость наиболее сильная. Поскольку между консолями крыла отсутствует соединяющий компонент, распределение площадей сечений при $\theta = 0$ разделяет две области распределений площадей, соответствующие большому волновому сопротивлению. Это сопротивление достигает максимума при $\Delta z/l \approx 0,5$ (сопротивление фюзеляжей становится минимальным при $\Delta z/l = 0,55$). Схемы с модулем силовой установки и, в меньшей степени, с прямоугольной центральной частью крыла имеют большее волновое сопротивление, чем схема с М-образным крылом, потому что они имеют компоненты с волновым сопротивлением, подобным описанному, это объясняется в основном тем, что обе конфигурации либо не имеют центральной части крыла, или она не от-



а — полное волновое сопротивление; б — волновое сопротивление при $\theta = 0$

Рис. 12. Зависимость волнового сопротивления пар фюзеляжей и пар консолей крыла (при $c_{y0} = 0$) от расстояния между фюзеляжами при числе $M = 2,7$ (вертикальные черточки со штриховкой определяют границу прекращения интерференции между компонентами; фюз и кр — обозначают параметры, относящиеся к фюзеляжам и крылу, $Q_{волн}$ — волновое сопротивление, q — скоростной напор)

вечает требованиям минимума волнового сопротивления.

Установка стреловидного внутреннего крыла является одним из практических способов предотвращения неблагоприятной интерференции крыла, ослабляющей полезную интерференцию фюзеляжей.

В целом результаты исследований позволяют сделать следующие выводы:

оптимальное разнесение фюзеляжей отвечает практически реализуемым схемам;

двухфюзеляжная компоновка требует более тщательной интеграции;

достижение наивыгоднейшего соотношения между объемами крыла и фюзеляжей требует тщательного объединения всех компонентов планера в соответствии с расчетным числом M , удлинением фюзеляжей и формой крыла в плане.

Референт Ю. Я. Шилов.

УДК 629.735.33 : 623.746.3

ПРОБЛЕМА РАЗРАБОТКИ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ ПРИЕМЛЕМОЙ СТОИМОСТИ*

Одной из важных проблем, стоящих перед разработчиками авиационной техники и военными руководителями, является оптимальное планирование «количества и качества» перспективных истребителей, т. е. обоснованный выбор числа закупаемых самолетов и уровня их технического совершенства. Ниже представлены результаты исследований, характеризующие подход к решению этой проблемы американской фирмы Нортроп.

Уменьшение числа поступающих на вооружение ВВС США и ряда других стран истребителей связано с резким повышением их стоимости (современный истребитель примерно в 100 раз дороже истребителя первых лет после второй мировой войны). К основным причинам роста стоимости систем оружия следует отнести повышение ТТТ, техничес-

кое усложнение и недостатки процесса создания систем оружия.

Повышение ТТТ вызывается неопределенностью в оценке будущих возможностей потенциального противника и заданий, которые потребуется выполнять новому истребителю в течение срока службы. Многоцелевой самолет, создание которого хотя и является желательным во многих отношениях, не может использоваться в данный момент времени более чем в одном месте и в одной роли, когда бесполезны его возможности для выполнения других задач. Сбалансированный подход к формулированию требований и обеспечению их выполнения является более эффективным способом создания многоцелевого аппарата, удовлетворяющего критерию стоимость — эффективность.

Такой подход может быть проиллюстрирован на примере выбора запаса топлива для нового истребителя. При его рассмотрении для различных за-

* Maillard W. E. Technology for quality and quantity in a new fighter.

SAE Technical Paper Series N 811100, 1981.

даний класса воздух—поверхность и воздух—воздух и различных географических условий могут быть определены требования к боевой нагрузке и продолжительности полета нового самолета. Часто для сохранения высоких летных данных самолета и удобства его обслуживания отказываются от применения подвесных топливных баков. Сбалансированный подход заключается в том, чтобы обеспечить внутренний запас топлива, достаточный для выполнения большей части (например, 80—90%) возможных заданий, и предусмотреть применение подвесных баков для выполнения более редких заданий, требующих большей дальности полета.

Необходимость увязки требований к самолету можно показать и на примере заданий класса воздух—поверхность. Непосредственная авиационная поддержка наземных войск обычно требует доставки самолетом большей боевой нагрузки в более короткое время и на более короткое расстояние, чем изоляция поля боя. В то же время для обеспечения изоляции поля боя требуется высокая выживаемость самолета при прорыве ПВО противника, средства для обнаружения и уничтожения цели.

С целью предотвратить повышение уровня требований целесообразно рассмотреть аналогичным образом и задачи класса воздух—воздух. Основное требование к новому истребителю ВВС или ВМС состоит в обеспечении превосходства при ведении ближнего воздушного боя над перспективным истребителем потенциального противника. Это требование вытекает из предпосылки, что ближний воздушный бой может иметь место при выполнении любого задания. Однако победа в воздушном бою требует обеспечения не отдельных преимуществ, а общего превосходства самолета как системы оружия.

Следует отметить, что свойства, необходимые для эффективного ведения воздушного боя полезны и в других ситуациях, например, при выполнении маневров уклонения от зенитных ракет или разгона и броска для повышения реакции или ухода из опасной зоны. Этим отчасти объясняется тот факт, что истребители завоевания превосходства в воздухе обычно представляют собой хорошую основу для создания многоцелевого самолета.

Сбалансированный подход необходим и при определении требований к характеристикам самолета при ведении воздушного боя вне визуального контакта с противником. В этом случае условия ведения боя могут усложняться недостаточно эффективной работой системы опознавания, наличием смешанных групп самолетов противника (истребители и ударные самолеты), применением средств РЭП, тактическим взаимодействием между самолетами и т. д. В результате на возможности самолета при ведении боя на дистанциях, превышающих визуальную дальность, и на требования к самолету значительное воздействие оказывает уровень применения обеими противоборствующими сторонами средств поддержки и разведки.

Сложность задачи достижения превосходства в воздушном бою вне визуального контакта с противником зависит от характера тактической ситуации, а также от уровня заметности самолетов противоборствующих сторон. В зависимости от ситуации изменяются и требования к уровню технического совершенства, концепции боевого использования.

Таким образом, не всегда имеет смысл стремиться к обеспечению возможности первому открыть огонь. Целесообразнее обеспечить эту возможность в наиболее важных ситуациях и лишь небольшие преимущества в других случаях.

Второй причиной повышения стоимости системы оружия является, как отмечалось выше, техническое усложнение. Реализация новых технических решений требует больших затрат на НИОКР.

Процесс повышения технического уровня естествен и сам по себе положителен, но он должен управляться во время разработки летательного аппарата. Следует, однако, отметить, что тенденции к техническому усложнению становятся все сильнее с ужесточением проектных требований, с увеличением продолжительности и снижением эффективности процесса разработки и производства. В результате возможно использование необоснованных комбинаций технических усовершенствований и достижение чрезмерно высокого технического уровня, не отвечающих критерию стоимость—эффективность.

Чрезмерное усложнение системы оружия приводит к увеличению стоимости программы не только благодаря непосредственному увеличению стоимости производства, но и за счет косвенных факторов. К ним относятся повышение эксплуатационных расходов и сложное дополнительное оборудование для интеграции бортовых систем самолета. При этом возможно повышение рабочей загрузки летчика.

С целью противодействия техническому усложнению целесообразно использовать подход, при котором для различных систем летательного аппарата выбирается технический уровень в соответствии с поставленными заданиями, концепцией проектирования и приемлемой стоимостью. В табл. 1 представлена классификация систем и решений в зависимости от их влияния на стоимость жизненного цикла летательного аппарата. Следует отметить, что границы между указанными в таблице областями не являются четкими и могут значительно измениться в будущем.

Таблица 1

Зависимость стоимости жизненного цикла летательного аппарата от его технического уровня

Системы и технические решения, вызывающие		
значительное увеличение стоимости	умеренное увеличение стоимости	уменьшение стоимости
Управляемое оружие РЛС	Средства РЭП Снижение заметности	Материалы, снижающие вес ЛА
Силовая установка	Система обработки данных	Улучшение надежности и самоконтроль
Объединение систем и управления ими и т. д.	Пушечное вооружение и т. д.	Улучшение технологии производства Автоматизированное проектирование и т. д.

Чаще всего увеличение стоимости вызывается тем, что при проектировании самолета особое вни-

мане уделяется повышенное его летно-технических характеристик, а не росту его общей боевой эффективности, надежности или снижению размеров, веса либо стоимости при сохранении заданного уровня боевых характеристик. Новизна предлагаемых решений сопряжена с большими расходами и техническим риском, поэтому эти решения должны быть подвергнуты тщательной оценке в свете требований к самолету и принятому подходу к проектированию.

Основу возможностей нового истребителя формируют технические решения, вызывающие лишь умеренное увеличение его стоимости или вообще не приводящие к удорожанию. Использование «зрелых» решений при новых концепциях применения самолета может дать значительный эффект.

Технические решения, уменьшающие стоимость, недостаточно используются при создании истребителей. Их реализация при разработке, производстве и эксплуатации может обеспечить снижение соответствующих составляющих стоимости жизненного цикла самолета.

Последней из указанных причин возрастания стоимости авиационных программ являются недостатки структуры процесса разработки. Можно предложить следующие методы улучшения этого процесса. Во-первых, следует применить принцип «испытай, затем покупай» с возможной постройкой и конкурсными испытаниями нескольких опытных самолетов.

Другой способ состоит в обеспечении возможности совершенствования и модификации самолета в будущем. Этот путь найдет широкое применение в программах будущих систем оружия, главным образом благодаря снижению стоимости систем с ростом объема производства и уменьшению технического риска при развитии существующих систем.

Фирма Нортроп проводит исследования перспективных концепций самолетов, предназначенных для выполнения различных задач. Серьезное внимание уделяется концепциям новых тактических истребителей относительно малой стоимости. Фирма убеждена, что существует возможность создания нового высокоэффективного истребителя, близкого по весу и стоимости к самолетам F-5E и F-16. Ниже приведены предварительные результаты исследований истребителя, при проектировании которого были поставлены следующие основные цели:

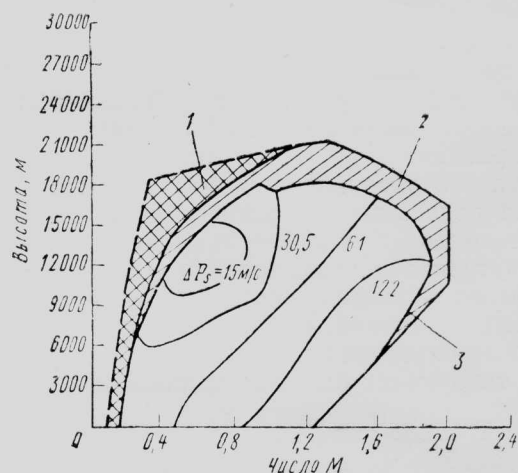
улучшение аэродинамики самолета и его силовой установки с тем, чтобы новый самолет превосходил по уровню летных характеристик перспективные истребители потенциального противника;

достижение высоких эффективности выполнения боевого задания и выживаемости самолета благодаря применению систем и технических решений, повышающих внезапность атаки, дезориентирующих противника, обеспечивающих использование в процессе боя получаемой информации;

возможность расширения круга выполняемых самолетом заданий после его принятия на вооружение.

В соответствии с этими целями концептуальное проектирование было ориентировано на обеспечение прежде всего высокой эффективности выполнения заданий класса воздух—воздух как основы для многоцелевого применения самолета:

обеспечение превосходства в маневренности над перспективными истребителями противника благо-



1—управление вектором тяги двигателя и усовершенствованная система управления; 2—расширение области режимов полета; 3— $P_S = 0$ (современный истребитель)

Рис. 1. Области летных режимов и показатели маневренности перспективного истребителя и самолета типа F-16 (50% топлива, максимальный режим работы двигателей)

даря улучшению аэродинамики самолета и его силовой установки, использованию аэродинамически неустойчивых компоновок, объединенных систем управления;

улучшение сверхзвуковых характеристик;

обеспечение хороших взлетно-посадочных характеристик и возможности использования с поврежденных ВПП (взлетная и посадочная дистанция ~330 м) благодаря улучшению характеристик самолета, системы отклонения и реверсирования вектора тяги, использованию простых посадочных подсистем;

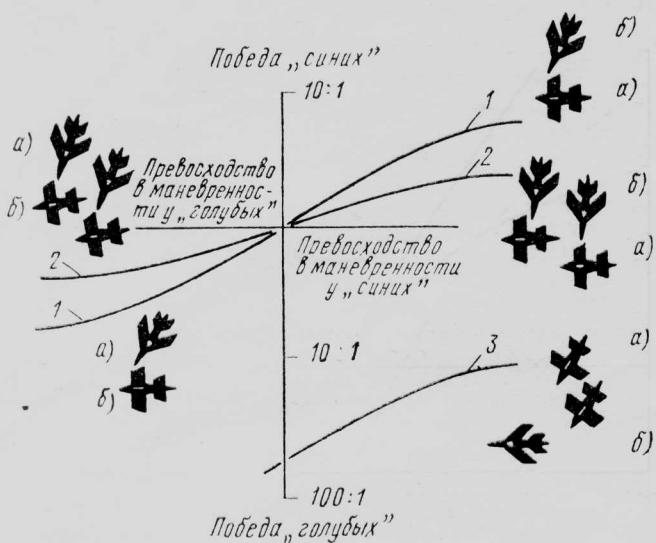
уменьшение заметности самолета (фронтальная ЭПР $\leq 0,1 \text{ м}^2$) благодаря использованию конструктивных решений, совместимых с требуемыми летными характеристиками, и умеренному применению специальной техники;

применение ракет AMRAAM и эффективного оружия малой дальности действия класса воздух—воздух и воздух—поверхность (например, управляемой пушки);

улучшение координации действий в групповых операциях благодаря включению в единую систему датчиков, средств обработки информации, устройств индикации, а также благодаря согласованному принятию тактических решений с целью повышения эффективности боевых действий и выживаемости и уменьшению стоимости всего комплекса радиоэлектронного оборудования самолетов;

повышение надежности и характеристик технического обслуживания самолета как системы оружия в целом.

Концептуальные проектные исследования показали, что этими особенностями в различных сочетаниях могут обладать истребители ряда конфигураций со взлетным весом 9100—11300 кгс в зависимости от выполняемых заданий. Эти истребители могут выпускаться большой серией. Малая заметность при выполнении операций и повышенная тактическая координация действий боевого подразделения повысит автономность его использования во многих боевых ситуациях. Можно обеспечить взаимодействие истребителей с самолетами, выполняющими другие задания, или с ДПЛА.



а—«голубые»; б—«синие»
 1—бой двух самолетов (один против одного); 2—бой четырех самолетов (два против двух); 3—бой трех самолетов (два против одного)
 Рис. 2. Влияние маневренности самолета на эффективность ведения воздушного боя

На рис. 1 показано потенциальное превосходство перспективного истребителя в области летных режимов и маневренности над самолетом, близким по характеристикам к современному истребителю F-16. Расширение области летных режимов перспективного самолета обусловлено в основном улучшением его аэродинамики и силовой установки (новые материалы в двигателе, обеспечивающие более высокие рабочие температуры на входе в турбину и нагрузки в ступенях компрессора, системы искусственной устойчивости).

На рис. 2 показаны типичные результаты моделирования на пилотажном стенде воздушных боев между самолетами, обладающими различной маневренностью, но оснащенными одинаковым оружием и радиоэлектронным оборудованием. Противники одновременно обнаруживали друг друга. Анализ рис. 2 позволяет сделать следующие выводы. Во-первых, при увеличении числа самолетов, участвующих в бою, влияние маневренности на исход боя уменьшается вследствие увеличения числа случайных ситуаций, при которых возможно применение оружия. Во-вторых, численное превосходство противника представляет опасность, даже если обеспечено превосходство в маневренности своих самолетов. Тем не менее, использование оружия и/или радиоэлектронного оборудования с лучшими, чем у противника, характеристиками или применение дополнительных (не бортовых) систем для получения информации позволяет предупредить противника в обнаружении и применении оружия и нейтрализовать эффект его численного превосходства*.

На рис. 3—5 показаны некоторые потенциальные преимущества, достигаемые улучшением сверхзвуковых характеристик самолета. Этот анализ основан на результатах исследований, выполненных фирмой Нортроп по контракту NASA по оценке истребителя со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета.

* Рис. 2 и пояснения к нему взяты из источника Aeronautical Journal, 1982, в. 86, XII, N 12, p. 364.



1—место базирования перехватчика; 2—направление полета цели ($M = 1,5; H = 15250 \text{ м}$)
 Рис. 3. Области перехвата целей перспективным истребителем при времени реакции истребителя 5 мин (а) и 2 мин (б)

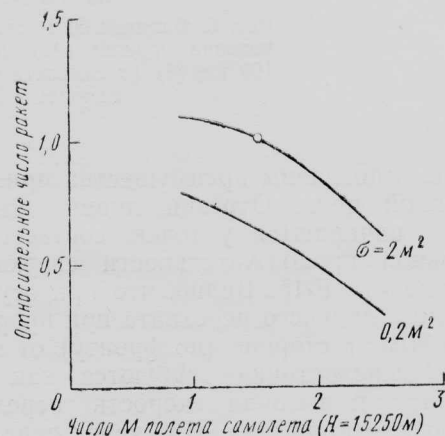
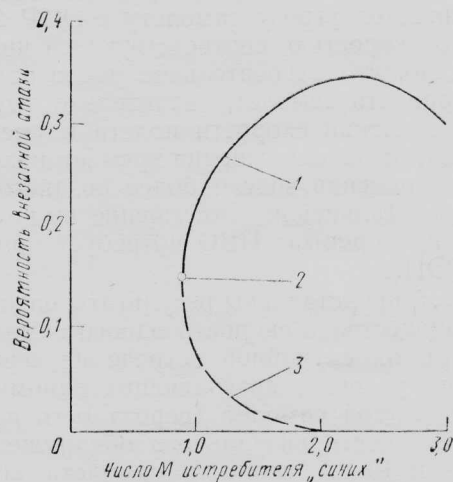
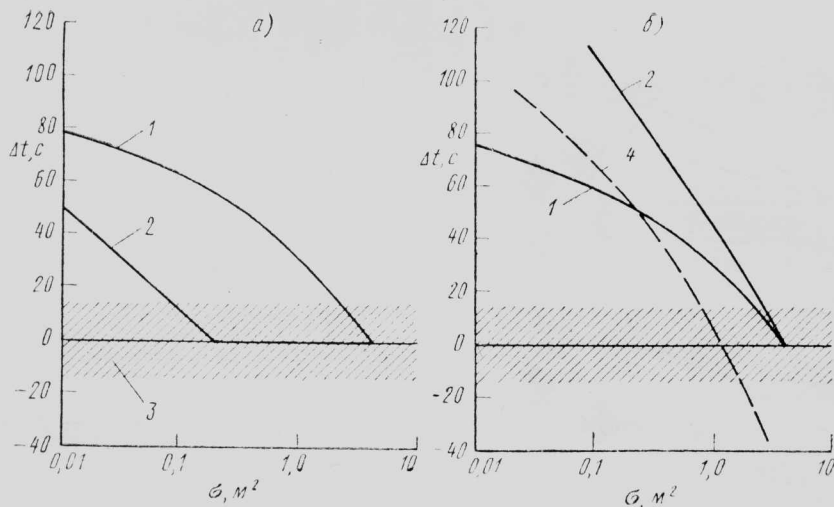


Рис. 4. Изменение относительного числа зенитных ракет большой дальности действия, которые могут поразить самолет, в зависимости от числа M полета самолета и его фронтальной ЭПР ($\sigma, \text{ м}^2$)



1—атакует самолет «синих»; 2—равенство скоростей обоих самолетов ($M = 0,9$); 3—атакует самолет «голубых»

Рис. 5. Вероятность реализации условий для атаки при случайной встрече двух самолетов в воздушном пространстве (пояснения в тексте)



1—дальность обнаружения цели с $\sigma = 5 \text{ м}^2$ радиолокаторами самолетов «синих» и «голубых» 50 км; 2—дальность обнаружения цели с $\sigma = 5 \text{ м}^2$ радиолокаторами самолетов «синих» и «голубых» 125 км; 3—пренебрежимо малое упреждение; 4—дальность обнаружения цели с $\sigma = 5 \text{ м}^2$ радиолокатором самолета «голубых» 125 км, радиолокатором самолета «синих» 90 км

Рис. 6. Влияние ЭПР самолета «синих» на упреждение противника в применении оружия (Δt) при дальности действия ракет 50 км (а) и 100 км (б) (σ самолета «голубых» 5 м^2 , лобовая встреча, число M обоих самолетов 0,9, подготовка пуска ракет 15 с)

На рис. 3 показаны преимущества при перехвате воздушной цели. Отрезки линий, показанные пунктиром, начинаются у точек, соответствующих максимальной продолжительности сверхзвукового полета самолета F-15. Видно, что при осуществлении операций дальнего перехвата при прорыве противником ПВО в стороне (по фронту) от места базирования перехватчика требуются как быстрая реакция, так и высокая скорость перехватчика. При «лобовых» прорывах ПВО успех перехвата зависит в большей степени от времени реакции вследствие больших скоростей сближения самолетов.

На рис. 4 показано влияние скорости полета и ЭПР самолета на относительное число зенитных ракет с радиолокационной ГСН, которые могут поразить самолет при прорыве ПВО противника на большой высоте. За единицу принято число ракет, представляющих угрозу самолету с ЭПР 2 м^2 , летящему со скоростью, соответствующей числу $M = 1,5$. Видно, что относительное число ракет, способных поразить самолет, значительно уменьшается при увеличении скорости полета и уменьшении ЭПР в результате уменьшения времени нахождения самолета в опасной зоне и более позднего его обнаружения. Дальнейшее повышение выживаемости самолета при прорыве ПВО потребует применения средств РЭП.

На рис. 5 представлены результаты оценки влияния преимущества в скорости одного самолета над другим при их случайной встрече на вероятность реализации условий, позволяющих одному из них атаковать другой самолет (вероятность внезапной атаки). Дальность визуального обнаружения принята равной 10 км, скорость самолета «голубых» фиксирована ($M = 0,9$). Условиями, обеспечивающими проведение атаки, считается нахождение атакующего самолета в течение не менее 10 с в задней полусфере самолета противника на расстоянии от него не более 10 км при различии курсов самолетов в пределах $\pm 90^\circ$.

Из рис. 5 видно, что определенное преимущество в скорости установившегося полета увеличивает вероятность попадания в зону возможной атаки в задней полусфере цели. Однако эта вероятность уменьшается при больших скоростях атакующего самолета вследствие того, что он пересекает зону возможной атаки быстрее, чем за 10 с, которые необходимы для уверенного обнаружения противника и прицеливания.

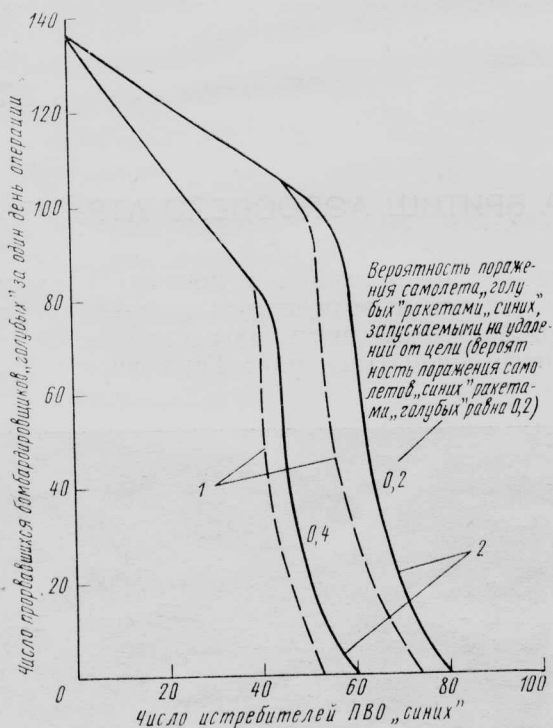
Результаты, показанные на рис. 5, являются предварительными, и требуется моделирование, более точно отражающее реальные условия выполнения конкретных боевых заданий. Не вполне ясно, насколько эти результаты могут быть распространены на случай обнаружения целей за пределами визуальной видимости. Желание обеспечить внезапность атаки может побудить использовать ИК системы поиска и слежения, системы наведения на источник радиолокационного излучения и предупреждения о радиолокационном облучении, РЛС с малой вероятностью обнаружения.

Рис. 6 иллюстрирует влияние фронтальной ЭПР самолета и усовершенствования ракет с радиолокационной ГСН на временное упреждение противника в открытии огня.

Параметрический анализ проведен для двух значений дальности действия ракет — 50 и 100 км, однако последняя цифра представляется чрезмерной для системы оружия, отвечающей стоимостным ограничениям, и более реальной будет дальность разрабатываемой ракеты AMRAAM. Причина больших упреждающих возможностей самолета «синих» при дальности действия РЛС 50 км у обоих самолетов состоит в том, что выбранные характеристики ракеты при дальности РЛС 125 км не позволяют сразу осуществлять ее пуск при обнаружении цели. Меньшая дальность действия РЛС ограничивает обе стороны, но самолет «голубых» в большей степени из-за пониженной заметности самолета «синих».

Пунктирная линия на правом рисунке иллюстрирует использование преимущества в ЭПР самолета для компенсации меньших возможностей РЛС. Уменьшение ЭПР самолета «синих» до $0,1 \text{ м}^2$ обеспечивает ему значительное упреждение, несмотря на меньшую дальность обнаружения установленной на нем РЛС. Это указывает на возможность снижения дальности действия РЛС и стоимости самолета с уменьшенной заметностью.

На рис. 7 представлены результаты упрощенного анализа воздушного боя при прорыве группы самолетов «голубых» для нанесения удара по аэродромам «синих». Приняты следующие условия: ударная группа «голубых» состоит из 50 эскадронных истребителей и 50 бомбардировщиков; «голубые» выполняют три рейда в сутки; каждый самолет совершает три вылета в сутки; каждый эскадронный истребитель «голубых» и истребитель ПВО «синих» имеет по две ракеты; вероятность поражения в ближнем бою эскадронных истребителей и истребителей ПВО — 0,2, бомбардировщиков — 0,4; потери «голубых» от наземных ЗРК в среднем на один вылет — 5%; при участии бомбардировщиков в ближнем воздушном бою 50% из них не могут выполнить поставленной задачи. На рисунке показаны также случаи, когда самолеты «синих» качественно превосходят самолеты «голубых», имея ракеты с большей вероятностью поражения цели и упреждая в открытии огня (сплошные линии — одновременный пуск ракет, пунктирные — первыми открывают огонь «синие»). Видно, что при большом превосходстве «голубых» в численности эскадронных истребителей число прорвавшихся бомбардировщиков «голубых» велико, так как в этом случае теряется качественное преимущество «синих».



1 — «синие» открывают огонь первыми; 2 — одновременное открытие огня обеими сторонами
Рис. 7. Влияние числа перспективных истребителей и их технического уровня на эффективность отражения атаки ударной группы противника

Проведенный анализ касается операций, выполненных в течение одних суток. При рассмотрении более длительных периодов последствия прорыва бомбардировщиков должны быть более серьезными из-за повреждения аэродромов и средств обеспечения, в результате которого возможности ВВС «синих» ухудшаются.

Данные, приведенные на рис. 8, показывают важность координации боевых действий (сравнивается распределение вероятности победы в бою, определяемое квадратичным законом Ланчестера, со статистическими данными, полученными в результате исторического анализа 1000 сухопутных сражений, происшедших в период 1618—1905 гг.). Рассмотрение графика показывает, что в реальных боевых условиях не достигаются теоретические преимущества количественного превосходства. Это обусловлено несоответствием реальных условий боевых действий допущениям, принятым Ланчестером, в частности допущениям о координированном применении противниками своих сил и об оптимальном перераспределении сил в пространстве и времени для борьбы с уцелевшими силами противника. Можно сделать вывод, что с возрастанием количественного превосходства возможно ухудшение координации и распределения сил.

На рис. 9 представлены результаты параметрического анализа возможной степени повреждений

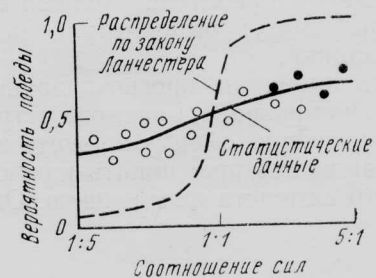
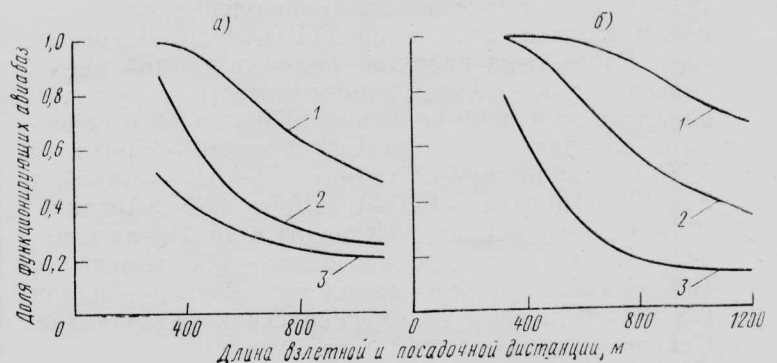


Рис. 8. Преимущества координации боевых действий. Сравнение теоретического распределения вероятности победы в сражении (закон Ланчестера) и статистических данных



а — основные базы с ВПП размерами $2400 \times 50 \text{ м}$, включая рулежные дорожки; б — рассредоточенные места базирования с ВПП размерами $1200 \times 20 \text{ м}$
1 — низкая ИУП; 2 — средняя ИУП; 3 — высокая ИУП
Рис. 9. Операционные возможности авиабаз спустя сутки после начала боевых действий (ИУП — интенсивность ударов противника)

Типичные задания для нового тактического истребителя

Задания класса воздух—воздух	<ol style="list-style-type: none"> 1. Перехват низколетящих эскадрируемых ударных самолетов 2. Перехват высотных самолетов 3. Перехват стратегических летательных аппаратов в системе ПВО североамериканского континента 4. Завоевание превосходства в воздухе в зоне боевых действий 5. Завоевание превосходства в ограниченном воздушном пространстве
Задания класса воздух—поверхность	<ol style="list-style-type: none"> 1. Непосредственная авиационная поддержка наземных войск 2. Блокировка прорыва танковых сил противника 3. Изоляция поля боя при атаках второго эшелона сил противника 4. Выполнение дальних ударных операций (включая удары с применением тактического ядерного оружия) 5. Подавление ПВО

ВПП аэродромов стран-членов НАТО, которые могут быть нанесены потенциальным противником, и соответствующих требований ко взлетно-посадочным характеристикам самолетов. При построении графиков на рис. 9, а приняты следующие условия: КВО при использовании противником оружия составляет 65 м; за один заход применяются два контейнера с кассетным оружием типа JP-233; на один вылет приходится один заход; вероятность разрушения ВПП равна 0,95; после ударов ремонтнопригодны участки ВПП длиной 20% исходной протяженности. Результаты, представленные на рис. 9, б, получены при следующих допущениях: КВО при использовании оружия равно 65 м; за один заход применяется один контейнер с кассетным оружием типа JP-233; за один вылет осуществляются два захода; вероятность разрушения ВПП равна 0,50; после ударов ремонтнопригодны участки ВПП длиной 10% исходной полосы. Анализ полученных результатов свидетельствует о серьезных последствиях ударной операции, важности повышения эффективности ПВО, улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов и рассредоточения мест базирования. По-видимому, целесообразно обеспечить новому истребителю способность эксплуатироваться с полосы длиной ~300 м.

В табл. 2 по результатам последних исследований перечислены типичные задания для нового истребителя. По оценке фирмы Нортроп, относительно дешевые истребители, концепция которых описана выше, смогут выполнить большинство из указанных заданий.

Сложность проблемы прогнозирования будущего использования разрабатываемого истребителя не позволяет однозначно сформулировать круг его вероятных заданий или предложить какую-либо концепцию такого самолета как лучшую. Однако фир-

ма Нортроп убеждена в возможности создания истребителя с высокими характеристиками и относительно небольшой стоимостью, который мог бы выпускаться большой серией.

Референт М. А. Левин.

УДК 629.735.33—4(420) Бритиш Аэроспейс АТР

ПРОЕКТ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА БРИТИШ АЭРОСПЕЙС АТР

На авиационно-космической выставке в Фаринборо в сентябре 1982 г. фирма Бритиш Аэроспейс объявила о начале разработки турбовинтового пассажирского самолета нового поколения для местных и коротких авиалиний АТР (Advanced Turboprop). Разработка проектов новых самолетов такого класса (на 30—40 пассажирских мест) за рубежом началась во второй половине 1970-х годов и привела к созданию самолетов Аэроспасьяль—Аэриталия АТР-42 (Франция—Италия), SAAB—Фэрчайлд SF.340 (Швеция—США), Шорт 360 (Англия), Дэ Хэвилленд «Дэш» 8 (Канада) и др. Новая авиационная техника предназначена для замены в 1980-х годах старых самолетов Хоукер Сиддли HS.748, Фоккер F.27, Аэроспасьяль «Норд» 262, Виккерс «Вайкаунт» 810 и др.

Самолет АТР (рис. 1 и 2) создается на основе известного самолета Хоукер Сиддли HS.748 В-2 (число общих компонентов конструкции составит ~60%) [1]. На самолете будут установлены два ТВД Пратт-Уитни PW.124 мощностью по 2520 э.л.с. (ранее предполагалось установить дви-

гатели PW. 100-9 такой же мощности) с новыми шестилопастными воздушными винтами диаметром 4,19 м. Воздушные винты разрабатываются совместно отделением Дайнэмикс Групп фирмы Бритиш

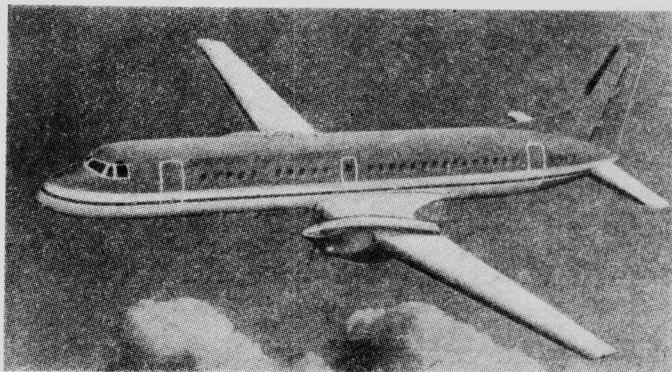


Рис. 1. Рисунок проектируемого пассажирского самолета Бритиш Аэроспейс АТР для местных и коротких авиалиний

Аэроспейс и отделением Гамильтон Стандарт фирмы Юнайтед Текнолоджиз [2].

Фюзеляж самолета АТР будет иметь большую длину, чем у самолета HS.748, диаметр фюзеляжа останется прежним.

Будет изменена форма хвостовой части фюзеляжа [3]. В отличие от самолета HS.748 на новом самолете будут использоваться потайные заклепки. В конструкции крыла намечено применить более прочные сплавы. Предусмотрен дополнительный передний грузовой отсек, что уменьшит время погрузочно-разгрузочных работ [1]. Фирма Даути Ротол разработала новое облегченное шасси с повышенным ресурсом [4].

В состав радионавигационного оборудования будут входить цифровая ЭВМ и комплекс электронных пилотажио-навигационных приборов (EFIS) с выводом информации на цветные ЭЛТ, установленные на приборной доске (рис. 3). Первые самолеты АТР будут, однако, оснащаться обычными электромеханическими приборами, а комплекс EFIS намечено устанавливать только по желанию заказчика. Фирма Бритиш Аэроспейс считает, что стоимость нового оборудования будет на 10% выше, однако уменьшение эксплуатационных расходов компенсирует это удорожание.

По мнению специалистов фирмы, в различных странах мира существует значительное число маршрутов, на которых возможна эксплуатация самолетов АТР. Благодаря своей высокой экономичности,

самолетов рассматриваемого класса, в том числе более 200 самолетов АТР.

На рис. 4—7 представлены расчетные характеристики самолета АТР [1].

По плану фирмы первый полет опытного самолета состоится в мае 1985 г., а сертификация — в марте 1986 г. [5].

Предполагаемая цена полностью оборудованного самолета 8,75 млн. долл. (в ценах 1982 г.) [2].

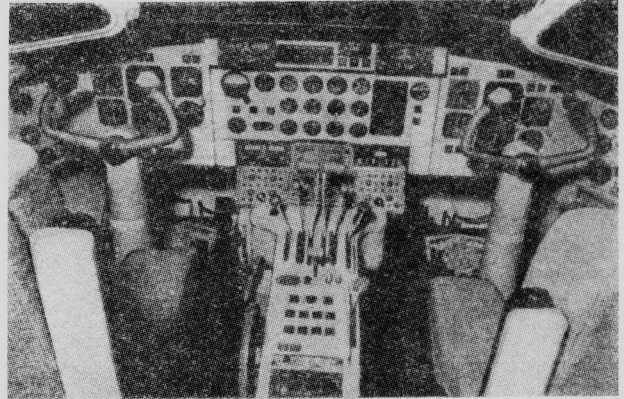


Рис. 3. Макет кабины экипажа самолета АТР

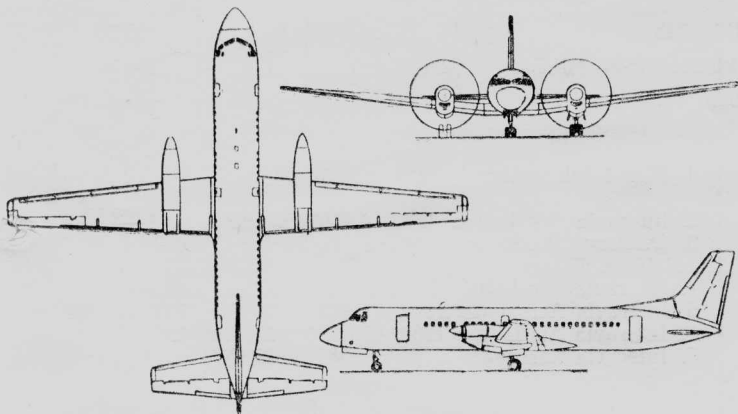


Рис. 2. Схема самолета АТР

новый самолет может на определенных маршрутах успешно конкурировать с реактивными самолетами [1]. Другим преимуществом самолета АТР будет низкий уровень шума на местности (расчетная площадь зоны с уровнем шума ≥ 90 EPN дБ в пять раз меньше, чем у современных двухдвигательных реактивных самолетов), что позволит эксплуатировать его с аэропортов, расположенных рядом с населенными пунктами [4].

Фирма Бритиш Аэроспейс не сообщила стоимость разработки самолета АТР, однако предполагается, что на это потребуются ~100 млн. ф. ст. При постройке самолета АТР может использоваться производственная оснастка, применявшаяся при выпуске самолета HS.748.

Фирма считает, что до конца текущего столетия на мировом рынке может быть продано 750—800 са-

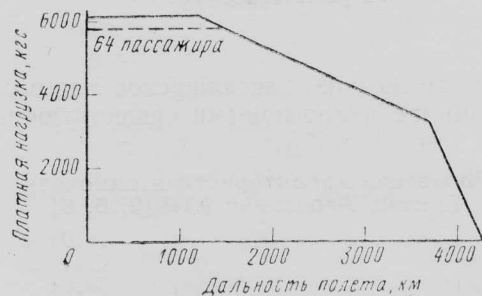
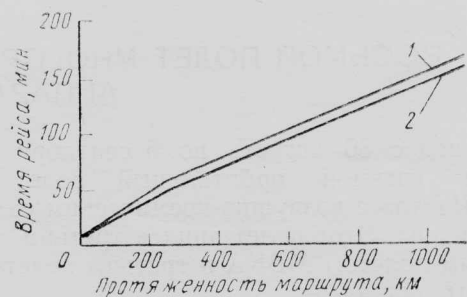


Рис. 4. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета АТР (условия МСА, безветрие, резервы топлива на ожидание на высоте 3050 м в течение 45 мин и полет на запасной аэродром на расстояние ~280 км)



1—минимальный расход топлива; 2—минимальные эксплуатационные расходы

Рис. 5. Зависимость времени рейса от протяженности маршрута самолета АТР (максимальное число пассажиров, условия МСА, безветрие)



1—минимальные эксплуатационные расходы;
2—минимальный расход топлива
Рис. 6. Зависимость рейсового расхода топлива от протяженности маршрута самолета АТР (максимальное число пассажиров, условия МСА, безветрие)



Рис. 7. Зависимость потребной длины ВПП от дальности полета самолета АТР (максимальное число пассажиров, условия МСА, $H=0$, резервы топлива на ожидание на высоте 3050 м в течение 45 мин и полет на запасной аэродром на расстояние ~280 км)

По стоимости на одно пассажирское место самолет АТР сравним с аналогичными существующими самолетами (см. табл. [7]).

Расчетная характеристика самолета Бритиш Аэроспейс АТР [2, 5, 6]

Длина самолета	26,06 м
Высота самолета	7,54 "
Размах крыла	30,63 "
База шасси	9,6 "
Колея шасси	8,64 "
Размеры пассажирской кабины:	
высота	1,92 "
ширина	2,46 "

УДК 629.782(73) «Спейс Шаттл»

ВОСЬМОЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 30 августа по 5 сентября 1983 г. прошел восьмой орбитальный полет МВКА «Спейс Шаттл» с воздушно-космическим самолетом «Челленджер». Этот полет явился третьим эксплуатационным полетом МВКА и третьим полетом ВКС OV-099 «Челленджер».

Экипаж МВКА состоял из пяти космонавтов: Р. Трули (командир), Д. Бранденштейн (пилот), Г. Блафорд, Д. Гарднер и У. Торнтон (специалисты по операциям на орбите) [1].

Объем багажных отсеков	11,81 м ³
Объем багажных полок	1,59 "
Число мест:	
экипажа	2
пассажиров	64
Силовая установка	2 ТВД Pratt-Уитни РW. 124
Взлетная мощность	2×2520 э. л. с.
Максимальный взлетный вес	22 090 кгс
Максимальный посадочный вес	21 680 "
Максимальный вес без топлива	20 095 "
Максимальная платная нагрузка	6 170 "
Максимальная крейсерская скорость на высоте 4570 м	480 км/ч
Крейсерский потолок	7 620 м
Дальность полета с 64 пассажирами	1 550 км
Взлетная дистанция (МСА, $H=0$, высота препятствия 10 м)	1 320 м
Посадочная дистанция (МСА, $H=0$, высота препятствия 15 м)	1 100 "
Расход топлива на 1 пасс.-место (при полете на расстояние 280 км)	8,17 кгс

В будущем фирма планирует довести число мест до 72, однако при этом некоторые показатели самолета ухудшатся. На этот случай предусматривается применение более мощного варианта ТВД РW.124 [1].

Сравнение стоимостных показателей самолетов

Тип самолета	Стандартное число мест при указанном расстоянии между рядами	Цена самолета, млн. долл.	Цена на одно пассажирское место, долл.
ВАе 748	48 (76 см)	6,5	135 500
Фоккер F-27 Mk.500	52 (76 см)	7,0	134 500
ВАе АТР	64 (79 см)	8,75	137 000

1. Flight International, 1983, v. 123, 29/1, N 3847, p. 244—245.
2. Interavia Air Letter, 1983, 4/VII, N 10289, p. 1—2.
3. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 6/IX, N 10, p. 55.
4. Interavia Air Letter, 1982, 6/IX, N 10080, p. 6.
5. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, XI, N 11, p. 1169.
6. Interavia Air Letter, 1982, 14/IX, N 10085, p. 4.
7. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, XII, N 12, p. 1288.

Референт В. В. Беляев.

геостационарную орбиту в ходе шестого полета МВКА; проведение различных научно-исследовательских и медико-биологических экспериментов; проверку работы бортовых систем ВКС; наблюдение наземных космических объектов с использованием фото- и телевизионной аппаратуры.

Для выведения ВКС на орбиту в восьмом полете впервые использовались модифицированные стартовые РДТТ с улучшенными характеристиками. Площадь поверхности горения заряда твердого топлива ускорителя была увеличена на $8,4 \text{ м}^2$, длина сопла увеличена на 254 мм , а диаметр критического сечения сопла уменьшен на $14,5 \text{ мм}$. За счет увеличения коэффициента расширения сопла с $7,16$ до $7,72$ была повышена величина удельного импульса в вакууме. Применение модифицированных стартовых РДТТ обеспечило увеличение веса полезной нагрузки МВКА «Спейс Шаттл» на 1710 кгс^* [2] и позволило не увеличивать на участке выведения тягу трех основных ЖРД SSME сверх номинального значения. Стартовый вес МВКА составил $2037,4 \text{ тс}$ [3].

В течение первых 2 мин полета после старта впервые использовалось адаптивное наведение аппарата, когда его ориентация изменялась в зависимости от скорости полета, а программа скорости полета по времени выдерживалась регулировкой тяги основных ЖРД. Средства математического обеспечения ВКС «Челленджер» были модифицированы, что позволяло в случае необходимости изменять тягу основных ЖРД на 5% ниже и на 6% выше расчетного уровня при дросселировании двигателей в момент прохождение участка максимального скоростного напора. При необходимости компенсации каких-либо отклонений в работе силовой установки бортовые ЭВМ могли также выдать команду на увеличение угла тангажа МВКА на 2° .

После старта МВКА горение топливных зарядов ускорителей происходило несколько быстрее расчетного значения и аппарат достиг скорости полета $152,5 \text{ м/с}$ раньше запланированного момента. Для обеспечения полета МВКА по наиболее оптимальной траектории и уменьшения скорости прохождения участка максимального скоростного напора система адаптивного наведения выдала команду на снижение тяги ЖРД SSME не до 70% , а до 69% номинального значения. Угол наклона траектории полета МВКА был увеличен на $0,2^\circ$.

Стартовые РДТТ отделились на высоте $46,2 \text{ км}$ при скорости полета $1,3 \text{ км/с}$. Через $8 \text{ мин } 42 \text{ с}$ после старта при скорости полета $7,83 \text{ км/с}$ были выключены основные ЖРД SSME. После отделения внешнего топливного бака и двух включений ЖРД системы орбитального маневрирования ВКС «Челленджер» был выведен на орбиту высотой 296 км и наклоном $28,5^\circ$ [1, 3]. В орбитальном полете на геостационарную орбиту с помощью разгонного блока РАМ был выведен спутник связи «Инсат» 1В. В течение почти 15 ч проводились испытания дистанционно-управляемого манипулятора, в большинстве которых использовался макет полезной нагрузки РГТА. Для оценки динамики манипулятора с тяжелой полезной нагрузкой и его

влияния на ВКС при выполнении различных маневров периодически производились включения ЖРД системы реактивного управления. Проводились также запланированные научные эксперименты, осуществлялся контроль за работой бортовых систем ВКС. Была продемонстрирована возможность автоматического сопровождения ВКС с помощью спутника связи TDRS [4].

В орбитальном полете с помощью ЖРД OMS высота орбиты ВКС уменьшалась до 223 км для определения влияния молекул атомарного кислорода на эрозию различных материалов, например оптических линз для космических телескопов, которые будут использоваться в будущих полетах МВКА «Спейс Шаттл» [5].

Программой полета впервые предусматривалась ночная посадка ВКС на авиабазе Эдвардс (шт. Калифорния). На 98-м витке, когда аппарат находился над Индийским океаном в 7463 км от места посадки, был отработан тормозной импульс продолжительностью 157 с , после чего скорость аппарата уменьшилась на $86,01 \text{ м/с}$, и он начал сходить с орбиты.

При спуске в атмосфере было выполнено четыре штатных S-образных разворота ВКС на гиперзвуковой скорости и девять отдельных испытательных маневров для получения дополнительных данных о характеристиках аппарата, в течение которых 30 раз включались ЖРД реактивной системы управления или использовались аэродинамические поверхности управления.

Профиль траектории спуска ВКС в атмосфере был аналогичен профилю траектории при завершении шестого полета МВКА «Спейс Шаттл». При спуске в атмосфере в шестом полете скорость уменьшения угла атаки ВКС от 40° была несколько меньше, чем в первых пяти и в седьмом полетах МВКА. Послеполетный анализ теплозащитного покрытия ВКС «Колумбия» и «Челленджер» показал, что покрытие ВКС «Челленджер» получило значительно больше повреждений от воздействия теплового потока, чем после завершения шестого орбитального полета МВКА «Спейс Шаттл».

При перегрузке $0,176$ и скорости $7,4 \text{ км/с}$ ВКС находился над центральной частью Тихого океана и достиг верхних слоев атмосферы. Чтобы ликвидировать боковое отклонение плоскости орбиты от авиабазы Эдвардс, составлявшее 941 км , была выдана команда на выполнение левого разворота с креном на $80\text{—}85^\circ$.

Первый испытательный маневр был выполнен в автоматическом режиме после увеличения скоростного напора до $78,1\text{—}92,8 \text{ кгс/м}^2$. Одновременное включение четырех ЖРД канала управления по тангажу, тяга которых направлена вверх, сопровождалось отклонением элевона вниз и вверх. Через небольшой промежуток времени после увеличения скоростного напора до $117,2\text{—}136,7 \text{ кгс/м}^2$ был проведен второй испытательный маневр, предусматривавший одновременное включение как двух, так и четырех ЖРД RCS канала управления по рысканию, а также отклонение правого элевона.

Дополнительные маневры были проведены при скоростях полета, соответствующих числам $M=21$ и $M=19$. Когда число M уменьшилось до $12,7$ и курс ВКС составил $10,5^\circ$ к северу от авиабазы Эдвардс,

* По сообщению источника [3] применение модифицированных стартовых РДТТ обеспечило увеличение веса полезной нагрузки МВКА на 1361 кгс .

бортовой ЭВМ была выдана команда на перекладку по крену вправо.

При выполнении правого разворота угол крена сначала достигал 80° , а затем постепенно был уменьшен до 50° .

При скорости, соответствующей числу $M=11$, ВКС вышел из зоны радиомолчания. По сообщению командира корабля Трули, высота полета ВКС составляла в этот момент 76,2 км, однако по данным наземных станций слежения и телеметрическим данным аппарат находился на высоте 54,8 км.

Во второй раз Трули сообщил, что ВКС находится на высоте 67,7 км, однако по данным центра управления высота полета аппарата была значительно ниже. После этого оператор связи с ВКС в центре управления полетом передал на борт корабля, что данные экипажа о высоте слишком завышены.

Позже Трули сообщил, что он случайно считывал данные с ленточной шкалы индикатора скорости снижения ВКС, а не со шкалы указателя высоты полета. На приборной панели эти шкалы расположены рядом. Внимание командира корабля было сконцентрировано в этот момент на дисплеях с изображением траектории спуска ВКС. Трули считает свои сообщения чисто словесной ошибкой, поскольку ни он, ни Бранденштейн совершенно не сомневались в том, что ВКС совершает полет в атмосфере по штатной траектории.

Еще один испытательный маневр был проведен при скорости, соответствующей числу $M=9$. Когда скорость полета ВКС уменьшилась до числа $M=6,6$ и курс аппарата достиг $17,5^\circ$ к югу от авиабазы Эдвардс, система управления полетом выдала команду на перекладку по крену влево на 50° . До выхода ВКС из плотных слоев атмосферы были проведены еще четыре дополнительных испытательных маневров. Эти маневры проводились для получения новых данных по боковой устойчивости аппарата при спуске в атмосфере с заданными для восьмого полета углами атаки, которые станут штатными в последующих полетах МВКА «Спейс Шаттл».

При скоростях, соответствующих числам $M=5,8$ и $M=4,5$, руль направления отклонялся влево одновременно с отклонением правого элевона и включением левого ЖРД канала управления по рыска-

нию. Руль направления отклонялся также при выполнении всех последующих маневров для оценки его эффективности при больших числах M .

Когда скорость полета уменьшилась до числа $M=3,5$ и курс аппарата достиг 13° к северу от авиабазы Эдвардс, была осуществлена последняя перекладка по крену вправо. При выполнении правого разворота угол крена был увеличен до 45° и курс ВКС был направлен на авиабазу Эдвардс.

Два испытательных маневра были проведены при скоростях полета, соответствующих числам $M=2,3$ и $M=1,8$. Полученные данные помогут расширить диапазон центровок аппарата для обеспечения более эффективной загрузки грузового отсека.

На высоте 22,8 км при скорости полета, соответствующей числу $M=2$, Трули и Бранденштейн увидели освещенную ВПП № 22 и сообщили в центр управления полетом о хорошей работе коллиматорных индикаторов — важном оборудовании для ночной посадки. Дальность до ВПП в этот момент составляла 80,5 км.

При числе M , несколько меньшем единицы, Трули перешел на ручное управление и начал выполнение нового разворота на 220° по данным информации на коллиматорном индикаторе. Маневр предварительного выравнивания на высоте 533,4 м при выходе ВКС с крутой глиссады с углом наклона 19° прошел нормально. На высоте 15,2 м Трули немного изменил угол тангажа.

Касание посадочной полосы основными колесами шасси аппарата произошло в 853 м от передней кромки ВПП в центре расчетной зоны (762—914 м от кромки).

Последующие ночные посадки ВКС планируется провести при завершении 11 и 15-го полетов МВКА «Спейс Шаттл» [6].

1. NASA Activities, 1983, v. 14, N 8, p. 11.
2. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 22/VIII, N 8, p. 150—159.
3. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 5/IX, N 10, p. 21—24.
4. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 19/IX, N 12, p. 41—50.
5. Сообщения агентств АП, ЮПИ, 1983 г., 30/VIII—5/IX.
6. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 12/IX, N 11, p. 30—32.

Референт Н. Н. Новичков.

УДК 656.7

ЗАРУБЕЖНАЯ ГРАЖДАНСКАЯ АВИАЦИЯ В 1982 г.*

В ежегодном отчете Международной организации гражданской авиации (ИКАО) за 1982 г.** отмечается, что многие авиакомпании 150 стран — участниц этой организации в указанном году переживали серьезные экономические трудности, хотя и наблюдались некоторые признаки улучшения экономической ситуации.

Убытки авиакомпаний, осуществляющих регулярные воздушные перевозки, составили 0,2% общих доходов, т. е. уменьшились по сравнению с 1981 г., а доходы от чартерных операций возросли на 5%.

За последнее пятилетие 1982 г. был наименее удачным по поставкам и заказам на реактивные транспортные самолеты, в то время как мировой парк гражданских вертолетов за 1982 г. возрос на 1500 единиц.

Динамика авиaperевозок за 1963—1982 гг. показана на рис. 1. Как следует из табл. 1, ежегод-

* ICAO Bulletin, 1983, v. 38, VII, N 7, p. 20—61.

** Отчет ИКАО за 1981 г. кратко излагается в «ТИ» № 4, 1983.

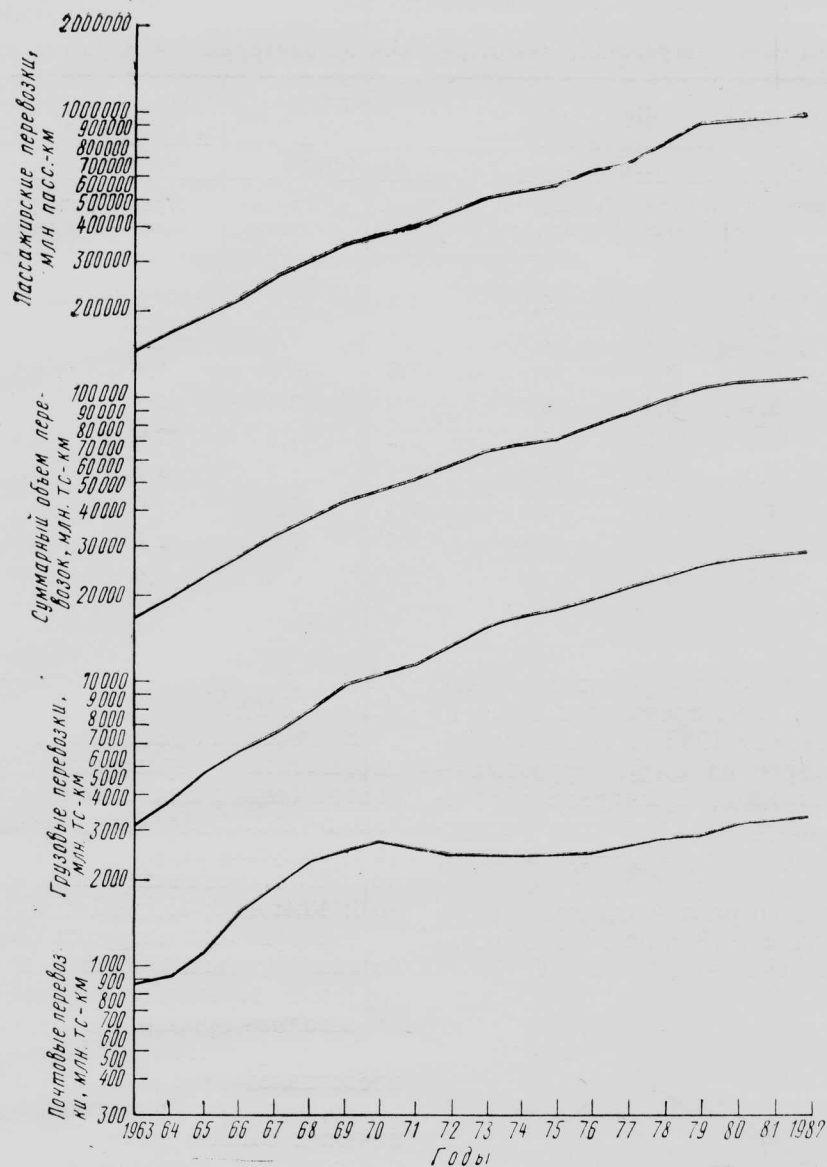


Рис. 1. Динамика объема авиаперевозок в странах-членах ИКАО (без СССР)

Таблица 1

Показатели авиакомпаний стран-членов ИКАО за 1973—1982 гг.

Годы	Пассажирские перевозки				Грузовые перевозки				Почтовые перевозки		Всего	
	число пасса-жиров, млн.	прирост, %	10 ⁶ пасс.-км	прирост, %	10 ⁶ тс	прирост, %	10 ⁶ тс-км	прирост, %	10 ⁶ тс-км	прирост, %	10 ⁶ тс-км	прирост, %
1973	489	8,7	618 000	10,4	8,2	12,9	17 530	16,7	2880	3,6	75 790	11,2
1974	515	5,3	656 000	6,2	8,7	5,2	19 020	8,5	2880	0,2	80 700	6,5
1975	534	3,7	697 000	6,2	8,7	0,7	19 370	1,8	2900	0,5	84 780	5,1
1976	576	7,9	764 000	9,6	9,3	7,4	21 540	11,2	3030	3,7	93 270	10,0
1977	610	5,9	818 000	7,1	10,0	7,5	23 630	9,7	3180	5,0	100 440	7,7
1978	679	11,3	936 000	14,4	10,6	6,0	25 940	9,8	3270	2,8	113 540	13,0
1979	754	11,1	1 060 000	13,2	10,9	2,4	28 010	8,0	3430	4,9	126 870	11,7
1980	748	— 0,8	1 089 000	2,7	10,7	— 2,0	29 130	4,0	3680	7,5	130 710	3,0
1981	749	0	1 117 000	2,6	10,8	0,9	30 610	5,1	3800	3,3	135 040	3,3
1982	755	0,8	1 144 000	2,4	10,9	0,9	30 960	1,1	3870	1,8	138 220	2,4

Годовые темпы роста (в %) регулярных авиаперевозок на внутренних и международных авиалиниях

Показатели	Число пассажиров		Пасс.-км		Грузовые перевозки, тс-км		Почтовые перевозки, тс-км		Перевозки в целом, тс-км	
	Авиалинии		Авиалинии		Авиалинии		Авиалинии		Авиалинии	
	внутренние	международные	внутренние	международные	внутренние	международные	внутренние	международные	внутренние	международные
Годы										
1973/74	5,6	4,4	6,4	5,9	3,8	12,1	1,3	-1,3	5,7	7,6
1974/75	3,3	5,5	5,2	7,9	-1,4	4,1	-0,8	2,5	4,0	6,5
1975/76	7,4	10,0	8,2	11,7	5,5	14,5	4,8	4,0	7,8	12,7
1976/77	5,3	8,4	5,4	9,7	4,9	13,1	4,9	4,7	5,2	10,7
1977/78	11,3	11,0	13,5	15,0	7,2	14,3	5,9	3,0	11,3	14,6
1978/79	11,1	11,0	12,4	14,4	0,7	11,8	5,1	4,7	10,3	13,3
1979/80	-1,9	3,1	0,4	6,0	-2,2	7,0	7,8	7,1	0,2	6,1
1980/81	-1,5	6,0	0	6,0	0,5	7,1	2,7	4,0	0,2	6,5
1981/82	1,6	-2,0	3,6	1,0	-5,0	3,6	0,6	3,8	2,0	2,7

ные темпы роста объема пассажирских перевозок в пасс.-км в 1980—1982 гг. не превышали 3%. По предварительным данным в 1982 г. объем пассажирских перевозок возрос на 2,4%, грузовых — на 1,1%, почтовых — на 1,8%. Суммарная перевезенная коммерческая нагрузка самолетов распределялась следующим образом: 75% — пассажиры; 22% — грузы; 3% — почта.

Средние темпы роста по различным категориям перевозок за десятилетие с 1973 г. по 1982 г. составили: по числу пассажиров — 4,9%, по пасс.-км —

7,1%, по грузовым тс-км — 6,5%, по почтовым тс-км — 6,9%.

Впервые за последние годы темпы роста объема пассажирских перевозок на международных авиалиниях были меньше, чем на внутренних, как показано в табл. 2. Доля в % международных перевозок (в суммарном объеме в тс-км) возрастала с 1973 г. по 1982 г. включительно следующим образом: 43,0; 43,4; 44,0; 45,1; 46,4; 47,1; 47,7; 49,1; 50,7; 50,9.

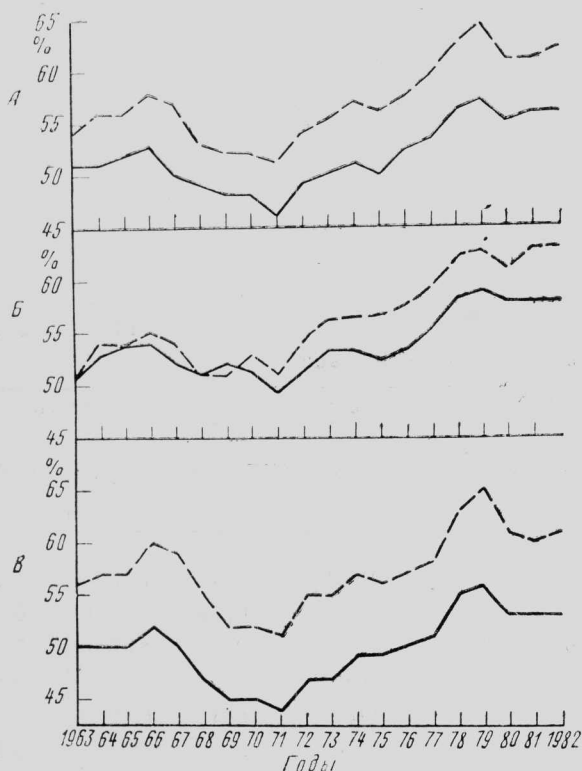
Коэффициент загрузки при пассажирских перевозках составил в 1982 г. в среднем 64%, а при грузовых перевозках — около 59%. Эти показатели остались примерно на уровне 1981 г. (рис. 2).

Географическое распределение авиаперевозок представлено в табл. 3. Из приведенных данных видно, что доля перевозок, выполняемых авиакомпаниями США и Канады, за последнее десятилетие уменьшилась, а страны Азии и зоны Тихого океана значительно расширили операции своей гражданской авиации.

Таблица 3

Географическое распределение (в %) общего объема перевозок в тс-км на регулярных авиалиниях стран-членов ИКАО

Районы мира	Все авиалинии		Международные авиалинии		Внутренние авиалинии	
	1982	1973	1982	1973	1982	1973
США и Канада	36,9	46,2	18,9	26,6	55,6	60,9
Европа	34,3	36,1	38,4	44,9	29,9	29,4
Азия и зона Тихого океана	17,4	9,8	26,4	15,0	8,0	5,9
Латинская Америка и страны Карибского бассейна	5,2	3,9	6,2	5,7	4,3	2,7
Ближний и Средний Восток	3,2	1,9	5,3	4,0	1,0	0,3
Африка	3,0	2,1	4,8	3,8	1,2	0,8
	100	100	100	100	100	100



А — все авиалинии; Б — международные авиалинии; В — внутренние авиалинии
— грузы; - - - пассажиры

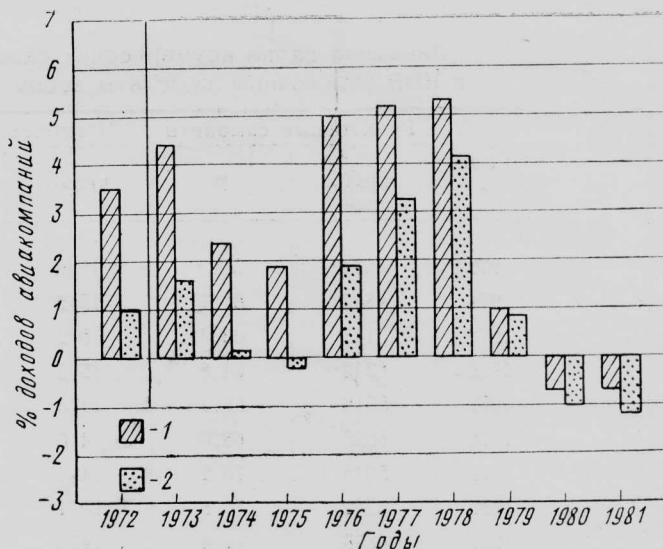
Рис. 2. Динамика среднего коэффициента загрузки самолетов в странах-членах ИКАО (без СССР)

Объем нерегулярных (чартерных) пассажирских перевозок возрос в 1982 г. на 13% (табл. 4), причем более половины этого прироста связано с деятельностью специализированных чартерных авиакомпаний. Чартерные перевозки интенсивно развиваются в Европе. У 22 стран, принадлежащих к организации Европейская конференция гражданской авиации ЕСАС (European Civil Aviation Conference), объемы чартерных перевозок и регулярных перевозок близки. За 12-месячный период, окончившийся в октябре 1981 г., в чартерных операциях авиакомпаний этих стран перевезено 27 млн. пасс., т. е. около 41% всех авиапассажиров стран-членов ЕСАС.

При нерегулярных перевозках на северо-атлантических маршрутах в 1982 г. перевезено 2,2 млн. пасс., т. е. на 22% больше, чем в 1981 г. В результате доля чартерных полетов увеличилась до 11,8% в общем числе трансатлантических рейсов, хотя общий объем чартерных перевозок на указанных маршрутах меньше, чем в 1969 г. Пассажирские перевозки через Северную Атлантику (табл. 5) снизились в 1982 г. до 18,5 млн. пасс. (-2,7%), причем на регулярных рейсах — до 16,4 млн. пасс. (-5,4%).

Динамика экономических показателей авиакомпаний показана на рис. 3.

Предварительные результаты деятельности



1—прибыль или убыток; 2—чистая прибыль или убыток после уплаты налогов

Рис. 3. Экономические показатели работы авиакомпаний стран-членов ИКАО (без учета показателей на внутренних авиалиниях СССР, но с учетом данных на международных маршрутах с 1973 г.)

авиакомпаний мира в 1982 г. указывают на незначительное улучшение их экономических показателей по сравнению с 1981 г. В целом авиа-

Таблица 4

Международные пассажирские перевозки в 1978—1982 гг. (данные 1982 г.—предварительные)

Категория авиаперевозок	Млн. пасс.-км					Изменение объема перевозок		
	1978	1979	1980	1981	1982	1979/78	1980/79	1981/80
Нерегулярные перевозки	111 700	109 000	102 700	98 700	112 000	-2,4	-5,8	-3,9
авиакомпаниями регулярных перевозок	41 100	36 700	43 100	41 100	47 800	-10,7	17,4	-4,6
%	37	34	42	42	43			
чартерными авиакомпаниями	70 600	72 300	59 600	57 600	64 200	2,4	-17,6	-3,4
%	63	66	58	58	57			
Регулярные перевозки	384 800	440 200	466 500	494 400	499 200	14,4	6,0	6,0
Общий объем перевозок	496 500	549 200	569 200	593 100	611 200	10,6	2,6	4,2
Доля нерегулярных перевозок	22,5	19,8	18,0	16,6	18,3			

Таблица 5

Динамика пассажирских авиаперевозок на трансатлантических маршрутах

Год	Регулярные рейсы		Нерегулярные рейсы		Всего		Доля нерегулярных авиаперевозок
	млн. пасс.	изменение, %	млн. пасс.	изменение, %	млн. пасс.	изменение, %	
1978	13,76	28,6	3,47	-17,8	17,23	15,5	20,1
1979	15,86	15,3	2,52	-27,4	18,38	6,7	13,7
1980	16,68	5,2	2,09	-17,1	18,77	2,1	11,1
1981	17,27	3,5	1,79	-14,4	19,06	1,5	9,4
1982	16,35	-5,4	2,19	22,3	18,54	-2,7	11,8

Таблица 6

Динамика парка коммерческих самолетов стран-членов ИКАО без СССР и КНР (исключены самолеты весом менее 9 тс, все цифры приближенные)

Годы	Реактивные самолеты		Самолеты с ТВД		Самолеты с ПД		Самолеты всех классов
	число	%	число	%	число	%	
1973	4533	59,5	1538	20,2	1545	20,3	7616
1974	4847	61,7	1512	19,2	1498	19,1	7857
1975	5145	63,4	1512	18,6	1456	18,0	8113
1976	5343	64,8	1505	18,3	1398	16,9	8246
1977	5516	66,1	1475	17,7	1348	16,2	8339
1978	5695	68,0	1416	16,9	1269	15,1	8380
1979	5943	70,2	1404	16,6	1113	13,2	8460
1980	6242	71,8	1454	16,7	1004	11,5	8700
1981	6355	72,4	1470	16,8	945	10,8	8770
1982	6560	73,3	1480	16,5	910	10,2	8950

Таблица 7

Число реактивных транспортных самолетов, заказанных, поставленных и оставшихся в списке невыполненных заказов в период 1973—1982 гг. (страны-члены ИКАО без СССР)

	Годы									
	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982
Пассажирские самолеты										
с 4 двигателями:										
заказано	31	21	15	13	33	69	61	51	18	12
поставлено	26	19	17	30	18	75	54	60	40	22
с 3 двигателями:										
заказано	147	120	62	129	167	196	166	95	35	11
поставлено	189	177	157	105	97	143	182	192	142	45
с 2 двигателями:										
заказано	133	105	88	79	144	409	315	292	210	197
поставлено	56	125	99	110	76	89	143	164	233	213
Грузовые самолеты:										
заказано	9	22	17	10	13	32	19	5	22	6
поставлено	23	32	30	16	10	16	25	25	19	6
Все самолеты:										
заказано	320	268	182	231	327	706	561	443	285	226
поставлено	294	353	303	261	201	273	404	441	434	287
Всего до указанного года включительно:										
заказано	5173	5441	5623	5854	6181	6887	7448	7891	8176	8402
поставлено	4680	5033	5336	5597	5798	6071	6475	6916	7350	7637
В списке невыполненных заказов	493	408	287	257	383	816	973	975	826	765

Заказы и поставки реактивных и турбовинтовых транспортных самолетов авиакомпаниями стран-членов ИКАО

Тип самолета	Поставки			Заказы в течение 1982 г.	Невыполненные на 31/XII 1982 г. заказы
	до 1982 г.	в течение 1982 г.	всего на 31/XII 1982 г.		
Реактивные самолеты					
Эрбас Индастри А300	157	45	202	—	41
А300С	1	1	2	—	5
А310	—	—	—	14	100
А310С	—	—	—	—	2
Бритиш Аэроспейс БАК 111	229	2	231	1	3
146	—	—	—	—	12
Боинг 727	1774	26	1800	11	18
737	726	93	819	68	139
737С	85	2	87	4	5
747 SR и SP	467	22	489	12	29
747С и F	64	3	67	2	—
757	—	2	2	4	121
767	—	20	20	4	157
Фоккер-VFW F-28	171	10	181	22	26
Локхид L-1011-100 и 200	189	8	197	—	2
L-1011-500	34	6	40	—	5
Макдоннелл-Дуглас DC-9	987	42	1029	84	97
DC-10	358	5	363	—	3
Всего самолетов, производство которых продолжается	5242	287	5529	226	765
Всего самолетов, производство которых прекращено	2108	—	2108	—	—
Всего реактивных самолетов	7350	287	7637	226	765
Самолеты с ТВД					
Аэропассаж-Аэриталия ATR-42	—	—	—	39	39
Бритиш Аэроспейс HS-748	191	3	194	6	6
CASA-Нуртанио CN-235	—	—	—	54	54
Де Хэвилленд Канада DHC-7	65	17	82	3	2
DHC-8	—	—	—	40	40
Фоккер F-27	507	16	523	12	21
Локхид L-382 и L-100	68	1	69	1	—
SAAB-Фэрчайлд SF-340	—	—	—	80	80
Шорт 330	77	12	89	11	5
360	—	2	2	20	18
Всего самолетов, серийное производство которых продолжается	908	51	959	266	265
Всего самолетов, производство которых прекращено	1344	—	1344	—	—
Всего самолетов с ТВД	2252	51	2303	226	265

компания потерпели убыток, равный 0,2% их доходов (0,7% в 1981 г.). В 1982 г. доходы авиакомпаний (без учета операций на внутренних авиалиниях СССР) составили 95 млрд. долл., а эксплуатационные расходы — 95,2 млрд. долл. Доход на тк-км уменьшился до 74,5 цента (-0,5%), а эксплуатационные расходы — до 74,6 цента, т. е. более чем на 1%.

Среди основных статей эксплуатационных расходов затраты на топливо оставались с 1981 г. относительно стабильными (в период с 1979 г. по 1980 г. они резко возросли). У авиакомпаний США расходы на топливо уменьшились в 1982 г. до ~11,0 млрд. долл. (-3%), в то время как в 1980 г. они возросли на 55%, а в 1981 г. — на 11%.

Средняя стоимость авиабилета в салоне экономического класса и стоимость грузовых перевозок в течение 1982 г. возросла. Для среднего маршрута между городами 3500 км стоимость проезда в экономическом классе была в сентябре 1982 г. 472 долл. США (+4%), а стоимость перевозки грузов весом до 45 кгс на маршруте длиной 4000 км была 4,36 долл./кгс (+2%).

Экономические трудности заставляют авиакомпании предпринимать совместные меры по снижению эксплуатационных расходов. Подписываются соглашения о кооперации в техническом обслуживании самолетов, о совместных закупках топлива, системах страхования и т. д.

В 1982 г. было заказано наименьшее число реактивных транспортных самолетов за последнее десятилетие всего на 5,5 млрд. долл., на 2 млрд. долл. меньше, чем в 1981 г. К 1 января 1983 г. число заказанных самолетов составило 765 по сравнению с 826 самолетами, заказанными годом раньше. За 1973—1982 гг. парк коммерческих самолетов стран-членов ИКАО возрос на 18% (с 7616 до 8950 самолетов, как показано в табл. 6).

За этот период число реактивных самолетов увеличилось с 4533 до 6560, их доля в общем парке авиакомпаний возросла с 60 до 73%. Число самолетов с ТВД уменьшилось с 1538 в 1973 г. до 1404 в 1979 г., но затем возросло до 1480 в 1982 г.

Парк самолетов с ПД уменьшился на 41% (с 1545 до 910 самолетов) и составил в 1982 г. только 10% всего парка самолетов авиакомпаний. Статистика по закупкам и поставкам реактивных самолетов приведена в табл. 7, из которой видно, что заказы на самолеты уменьшились в годы снижения темпов роста объема перевозок и в периоды плохих экономических показателей деятельности авиакомпаний. В 1982 г. было заказано всего 226 реактивных самолетов — второй наихудший показатель за предшествующее десятилетие.

В табл. 8 приведены данные о сбыте и поставках самолетов по типам. В 1982 г. значительно возрос сбыт самолетов с ТВД — было продано 266 самолетов по сравнению с 59 в 1981 г. Это объясняется большим числом заказов на новые самолеты, разработка которых продолжалась или началась в 1982 г. Однако в течение 1982 г. был поставлен только 51 самолет с ТВД против 77 в 1981 г.

Динамика парка авиации общего назначения (АОН) представлена в табл. 9. Самолеты и вертолеты АОН (без учета СССР и КНР) в 1982 г.

налетали 53 млн. ч (51,9 млн. ч в 1981 г.). Примерно 23% общего налета пришлось на учебные полеты; 59% — на деловые и туристские полеты; 18% — на различные работы, связанные с использованием авиации, и прочие виды применения АОН.

Число пилотов АОН в странах-членах ИКАО (без СССР и КНР) снизилось с 630 000 в 1981 г. до ~620 000 в конце 1982 г.

Число самолетов и вертолетов АОН (без учета СССР и КНР) увеличилось с 259 632 в 1976 г. до 322 096 в 1981 г. (табл. 9). Число самолетов возросло за этот период до 309 759 (+23%), причем США располагали в конце 1981 г. 76% парка (~235 000 самолетов).

Таблица 9

Динамика парка самолетов и вертолетов авиации общего назначения стран-членов ИКАО (без СССР и КНР)

Категория самолета/вертолета	Годы					
	1976	1977	1978	1979	1980	1981
Самолеты						
Реактивные						
с 4 двигателями	280	300	346	361	383	468
с 3 двигателями	91	45	50	54	63	189
с 2 двигателями	1 929	2 187	2 488	2 684	3 014	3 637
с 1 двигателем	205	219	229	222	211	192
Турбореактивные						
с 4 двигателями	96	97	98	112	120	121
с 2 двигателями	2 911	3 221	3 426	3 721	4 397	5 310
с 1 двигателем	185	180	180	160	154	347
С ПД						
с 4 двигателями	366	377	379	374	362	346
с 3 двигателями	49	56	59	62	62	59
с 2 двигателями	25 906	27 636	29 304	30 944	32 501	33 740
с 1 двигателем	219 881	229 913	242 471	253 301	263 505	265 350
Всего	251 899	264 231	279 030	291 995	304 772	309 759
Вертолеты						
с 2 ГТД	326	378	464	606	669	1 049
с 1 ГТД	1 830	2 060	2 310	2 910	3 368	4 190
с 2 ПД	60	80	80	82	85	85
с 1 ПД	5 517	5 792	6 126	6 288	6 668	7 013
Всего	7 733	8 310	8 980	9 886	10 790	22 337

Парк самолетов с ТРДД и ТВД возрастал быстрее, чем парк самолетов с ПД, однако последние оставались доминирующей категорией. Доля однодвигательных самолетов составляла ~82% всего парка АОН, а многодвигательных самолетов — около 14%.

Число вертолетов в 1976—1981 гг. росло быстрее, чем парк самолетов, — с 7733 до 12337 (примерно на 60%). Доля вертолетов в общем парке АОН 1981 г. составляла ~3,8%. Большинство вертолетов оснащены ПД, хотя резко возросло число вертолетов с ГТД — с 2156 до 5239 (+123%).

В отношении показателей безопасности полетов 1982 г. был хуже предыдущего, хотя при нерегулярной эксплуатации самолетов число смертных случаев уменьшилось. Согласно предварительным данным, в 1982 г. в 23 катастрофах самолетов при выполнении ими регулярных рейсов погибло 732 пассажира (в 1981 г. было 18 катастроф, в которых погибло 350 пассажиров). Различные показатели безопасности полетов по годам представлены в табл. 10 и на рис. 4.

Как уже неоднократно отмечалось, уровень эксплуатационной безопасности существенно зависит от типа самолетов. При эксплуатации реактивных самолетов, которые осуществляют ~95% всего объема регулярных перевозок (в пасс.-км), в

1982 г. было 11 катастроф, в которых погибло 507 пассажиров. В 12 катастрофах самолетов с ТВД и ПД погибло 225 пассажиров (табл. 11).

При нерегулярных рейсах в 1982 г. произошло 26 катастроф, в которых погибло 166 пассажиров (в 1981 г. 23 катастрофы и 269 погибших пассажиров). Было две катастрофы самолетов со взлетным весом более 9000 кг, повлекшие гибель 49 пассажиров (в 1981 г. 6 катастроф и 201 погибший пассажир).

Частота смертных случаев на 100 млн. пасс.-км при нерегулярной эксплуатации в 1982 г. составила 0,004, что существенно ниже показателя предыдущего года — 0,19.

Полная статистика аварийности в 1982 г. для всего мирового парка самолетов авиации общего назначения (АОН) отсутствует. Согласно оценкам, в 1981 г. произошло ~1000 катастроф самолетов АОН и погибло ~1950 чел. Частота катастроф на 100 000 ч налета в 1981 г. составила ~1,9.

В США, располагающих 70% мирового парка самолетов АОН (без учета СССР и КНР), в 1982 г. произошло 574 катастрофы и погибло 1164 чел. (в 1981 г. было 657 катастроф, погибло 1288 чел.). Частота катастроф на 100 000 ч налета была ~1,6 (1,8 в 1981 г.).

В отношении новых разработок в области транспортных самолетов 1982 г. был «спокойным» годом. Ориентация на программы с немедленным практическим результатом явилась следствием сложной экономической обстановки в капиталистическом мире. Общей линией авиационных фирм бы-

Таблица 10

Показатели безопасности регулярных полетов (страны-члены ИКАО без СССР)

Годы	Число катастроф	Число погибших пассажиров	Число погибших пассажиров на 100 млн. пасс.-км.	Число катастроф		
				на 100 млн. км	часов налета	посадок
1963	31	715	0,49	0,90	0,29	0,46
1964	26	668	0,39	0,70	0,32	0,37
1965	25	684	0,34	0,61	0,29	0,33
1966	31	1001	0,44	0,69	0,33	0,40
1967	30	678	0,25	0,57	0,29	0,35
1968	35	912	0,29	0,57	0,31	0,38
1969	32	946	0,27	0,48	0,27	0,34
1970	28	687	0,18	0,40	0,23	0,30
1971	31	867	0,21	0,44	0,26	0,32
1972	42	1210	0,26	0,58	0,34	0,44
1973	36	862	0,17	0,48	0,28	0,36
1974	29	1299	0,24	0,39	0,23	0,30
1975	20	443	0,08	0,27	0,16	0,21
1976	20	734	0,12	0,25	0,15	0,20
1977	24	516	0,07	0,30	0,18	0,24
1978	25	755	0,09	0,29	0,18	0,24
1979	31	878	0,10	0,34	0,21	0,29
1980	21	812	0,09	0,23	0,14	0,20
1981	18	350	0,04	0,20	0,12	0,18
1982	23	732	0,08	0,27	0,17	0,26

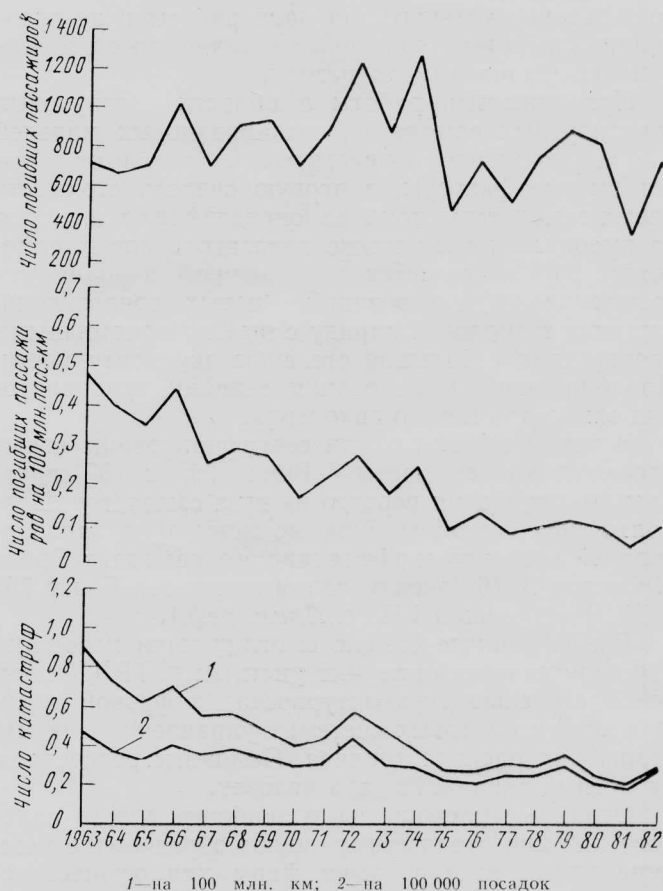


Рис. 4. Статистика авиакатастроф при регулярных рейсах в странах-членах ИКАО (без СССР)

Таблица 11

Статистика катастроф при регулярных рейсах самолетов стран-членов ИКАО (без СССР)

Катастрофы по типам самолетов	Годы								Всего за 8 лет
	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	
Число катастроф									
реактивных самолетов	7	7	8	11	8	10	6	11	68
самолетов с ТВД	6	8	10	9	10	4	9	10	66
самолетов с ПД	7	5	6	5	13	7	3	2	48
Всего	20	20	24	25	31	21	18	23	182
Число погибших пассажиров									
на реактивных самолетах	332	434	324	553	642	698	194	507	3684
на самолетах с ТВД	67	241	133	154	174	86	143	179	1177
на самолетах с ПД	44	59	59	48	62	28	13	46	359
Всего	443	734	516	755	878	812	350	732	5220
Число уцелевших пассажиров в катастрофах									
на реактивных самолетах	162	95	125	658	153	595	30	1094	2912
на самолетах с ТВД	63	21	37	65	50	11	71	74	392
на самолетах с ПД	7	6	7	8	36	3	9	—	76
Всего	232	122	169	731	239	609	110	1168	3380

до желание завершить текущие работы и не предпринимать новые, связанные с техническим и экономическим риском программы.

Продолжались работы в области дозвуковых транспортных самолетов, создание новых моделей и новых вариантов существующих самолетов. Экономические факторы, в первую очередь стоимость новых самолетов и топлива, определили ориентацию на высокие экономические показатели новых самолетов. Это достигается применением аэродинамических усовершенствований, новых конструкций, систем и технологий наряду с высокоэкономичными двигателями с большой степенью двухконтурности. Продолжались исследования техники турбовинтовых самолетов нового поколения.

В течение 1982 г. были сертифицированы новые пассажирские самолеты — Боннг 767 и 757, началась эксплуатация первого из этих самолетов. Продолжались сертификационные испытания западноевропейского широкофюзеляжного самолета Эрбас Индастри А310 (эксплуатация самолетов Боннг 757 и А310 началась в 1983 г. *Прим. реф.*).

Все указанные самолеты отличаются хорошими аэродинамическими характеристиками, ТРДД с высокой степенью двухконтурности, цифровой электроникой в бортовых системах управления для минимизации расхода топлива. Самолеты рассчитаны на летный экипаж из двух человек.

Огромные расходы на разработку нового самолета или двигателя стимулируют образование международных консорциумов фирм для осуществления новых программ. Вследствие неблагоприятной экономической обстановки в 1982 г. не была на-

чата программа разработки нового 150-местного самолета, как ожидалось ранее. Фирмы ориентируются на создание вариантов существующих самолетов.

В 1982 г. начались летные испытания самолета Боннг 747 с увеличенной длиной верхней пассажирской кабины, а также эксплуатация самолета Макдоннелл-Дуглас с новыми, высокоэкономичными ТРДД Джеренал Электрик-SNECMA CFM-56.

Продолжалась разработка транспортных самолетов 30—40-местной категории, в том числе SAAB-Фэрчайлд 340, Эмбраэр 120 «Бразилия» и Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8. Велась постройка 42-местного самолета АTR-42 совместной разработки фирм Аэроспасьаль (Франция) и Аэриталия (Италия) и 30-местного транспортного самолета CN-235 фирм CASA (Испания) и Нуртанио (Индонезия).

Продолжались работы в области систем навигации и оптимизации режимов полета. Используя усовершенствованные индикаторы в кабине экипажа и комплекс датчиков, сигналы которых обрабатываются ЭВМ, летчики получают возможность мгновенного доступа к навигационной, погодной и прочей информации, что позволяет оптимизировать эксплуатационные процедуры, план и профиль полета.

Интенсивные исследования и разработки продолжали двигателестроительные фирмы в области экономичных ТРДД с большим ресурсом. Как и прежде, проектировщики стремились обеспечить большие степени увеличения давления, что требует применения новых материалов и технологий произ-

водства. Отмечается значительное повышение уровня автоматизации производственных процессов.

В ряде стран осуществляются программы совершенствования авиационных систем радиосвязи и систем управления воздушным движением и автоматической посадки. В США начаты работы по совершенствованию автоматизированных терминальных систем РЛС в 87 аэропортах с умеренной интенсивностью движения. Предусмотрены устройства, автоматически предупреждающие диспетчеров об опасной ситуации для самолетов.

Особое внимание уделялось развитию систем зональной навигации, способствующих экономии топлива благодаря оптимальной прокладке маршрута. В ряде стран вводятся в эксплуатацию микроволновые системы автоматической посадки (MLS). Управление гражданской авиации США (FAA) намечало к 1983 г. установить 93 микроволновые системы (планами предусматривается введение в эксплуатацию 1000 таких систем к 2000 г.).

Международная экспериментальная спутниковая система поиска аварийных судов и самолетов КОСПАС—САРСАТ (COSPAS/SARSAT) прошла этап оценки и демонстрации с использованием первого спутника этой системы «Космос» 1383, запущенного СССР 30 июня 1982 г. Другие спутники, запущенные в 1983 г. США и СССР, существенно расширяют зону на поверхности Земли, обслуживаемую этой системой.

Основные работы по совершенствованию авиационных метеослужб относились к автоматизации наблюдения, представлению результатов и предсказанию погоды. Продолжались эксперименты по измерению параметров ветрового сдвига. В ряде стран вступили в строй системы предупреждения о ветровом сдвиге, базирующиеся на информации, получаемой датчиками, установленными на телебашнях или холмах вблизи аэропортов.

На последнем собрании секции ИКАО по расследованию и предотвращению авиационных происшествий (Монреаль, сентябрь 1979 г.) был сформулирован ряд рекомендаций по улучшению и стандартизации используемых методов расследования. С тех пор многие рекомендации были зафиксированы в официальных документах ИКАО.

На декабрь 1982 г. в аэронавигационном плане ИКАО значилось 1030 основных и запасных аэродромов (16 из них только проектировались или строились). 641 основной аэродром предназначался для обслуживания международных регулярных рейсов, 43 основных аэродрома — международных нерегулярных рейсов и 229 основных аэродромов были отведены для АОН. Указанные 1030 аэродромов составляют ~7% общего числа открытых гражданских аэродромов в странах, входящих в ИКАО.

Референт Ю. Я. Шилов.

„ТИ“, ЦАГИ, 1984, № 1, 1—32.

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

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. В. Морозова

Сдано в набор 25.11.83.
Высокая печать.

Подписано в печать 19.01.84.
Бум. л. 2,0.

Формат бумаги 60×90¹/₈.
Усл. печ. л. 4,0.

Типографская № 1.
Уч.-изд. л. 5,11.

Тираж

2872 экз.

Литературная гарнитура.
Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ Заказ. 1881.

