

## ПРОГРАММА ДЕМОНСТРАЦИОННОГО ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА КВП МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС F-15SMTD

В ходе предварительных исследований по программе усовершенствованного тактического истребителя ATF ВВС США уделили много внимания проблемам зависимости современных тактических самолетов от состояния ВПП и оценке уязвимости ВПП при нанесении ударов с воздуха. Аналитическое исследование, проведенное с учетом эффективности противоаэродромного вооружения, в том числе минирующих поврежденную ВПП суббоеприпасов с взрывателями замедленного действия, показало, что если новому истребителю для взлета и посадки будет достаточно участка ВПП длиной ~610 м, а аэродромная команда сможет за 1 ч заделывать 2—3 воронки, то атака ВПП противником уменьшит число возможных боевых вылетов не более чем на 20%. Как известно, выполнить взлет на такой дистанции несложно — при высокой тяговооруженности современных истребителей, сочетающейся с малой удельной нагрузкой на крыло, необходимо только предусмотреть достаточную (для отрыва носового колеса от ВПП) эффективность продольного управления. Однако посадка самолета на такой же дистанции значительно сложнее.

Использование большого крыла с малой удельной нагрузкой и мощных двигателей делает современные истребители при заходе на посадку чувствительными к действию возмущений в плоскости тангажа, а их реакцию на перемещения РУД — избыточной. Это приводит к большому разбросу точек касания ВПП. После касания ВПП, особенно мокрой, относительно высокая тяга двигателя на режиме малого газа значительно затрудняет торможение самолета. При этом использование тормозного парашюта может оказаться невозможным из-за сильного бокового ветра.

На решение проблем, связанных с обеспечением возможности эксплуатации тактических истребителей с коротких (~460 м) и узких (~15 м) участков ВПП, в том числе влажных и обледеневших, направлена осуществляемая в настоящее время ВВС США и фирмой Макдоннелл-Дуглас программа демонстрационного самолета КВП с повышенной маневренностью F-15 SMTD (Stol and Manuever Technology Demonstrator). При этом планируется обеспечить точный заход на посадку в условиях ограниченной видимости и при сильном боковом ветре без помощи наземных средств наведения. В то же время скорость и дальность полета самолета, а также его маневренные характеристики не должны ухудшиться.

Контракт стоимостью 117,8 млн. долл. на модификацию двухместного самолета F-15B № 1 в самолет F-15 SMTD ВВС выдали фирме Макдоннелл-Дуглас в октябре 1984 г. Выдаче контракта предшествовал конкурс предложений, в котором кроме фирмы Макдоннелл-Дуглас участвовали фирмы Джeneral Дайнэмикс, предложившая вариант истребителя F-16, имеющий двигатель с плоским соплом (рис. 1), и фирма Нортроп, также предложившая использовать плоские сопла на истребителе

F-18 (рис. 2). Фирма Макдоннелл-Дуглас была выбрана потому, что только ее проект предусматривал установку кроме плоских сопел еще и переднего горизонтального оперения. Взаимоусиливающее влияние этих двух управляющих устройств на увеличение подъемной силы обеспечивает значительно большее улучшение характеристик маневренности и КВП по сравнению с вариантами фирм Джeneral Дайнэмикс и Нортроп [1].

С помощью демонстрационного самолета F-15SMTD планируется исследовать пять основных технических усовершенствований:

1) сужающиеся—расширяющиеся плоские сопла с системой управления вектором тяги и ее реверсированием;

2) система увеличения подъемной силы, включающая ПГО;

3) комплексная цифровая система управления полетом и силовой установкой IFPC (Integrated Flight Propulsion Control System);

4) оборудование для улучшения взаимодействия летчика с самолетом;

5) шасси, рассчитанное на эксплуатацию самолета с ровных и грунтовых ВПП.

На рис. 3 представлена схема демонстрационного самолета F-15SMTD с указанием его основных особенностей.

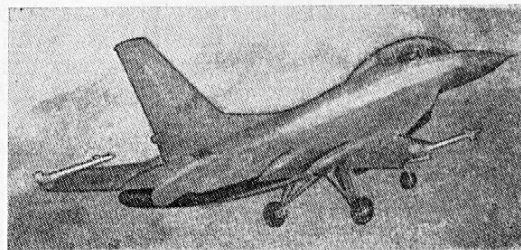


Рис. 1. Рисунок самолета Джeneral Дайнэмикс F-16XL с плоским соплом

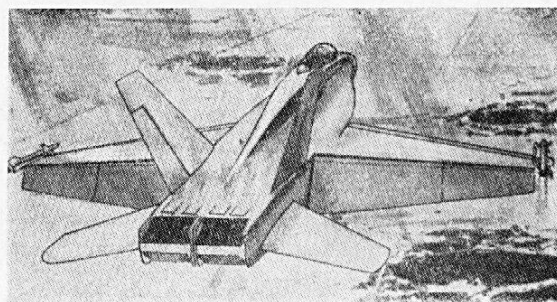


Рис. 2. Рисунок самолета F-18 с плоскими соплами

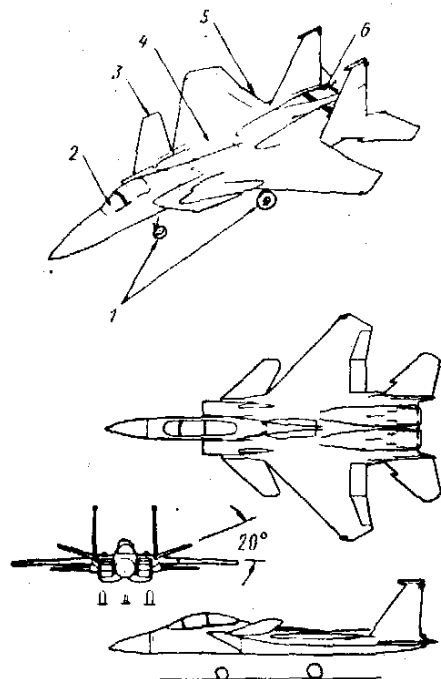


Рис. 3. Схема и основные особенности демонстрационного самолета F-15 SMTD: 1—усовершенствованное шасси; 2—новое радиоэлектрическое оборудование кабины экипажа; 3—ПГО; 4—объединенная система управления самолетом и силовой установкой ИРС; 5—флапероны; 6—плоское сопло с системой реверсирования и отклонения вектора тяги

#### Характеристика демонстрационного самолета F-15SMTD

Длина самолета	19,43 м
Размах крыла	13,95 м
Высота самолета	5,63 м
Площадь крыла	56,5 м <sup>2</sup>
Удлинение крыла	3,00
Сужение крыла	4,00
Угол стреловидности крыла по передней кромке	45°
Угол поперечного V консолей ПГО	20°

#### ПЛОСКИЕ СОПЛА

Использование плоских сопел с системой управления вектором тяги и ее реверсированием, как считается, может значительно улучшить характеристики истребителей. Небольшое отклонение сопла в продольной плоскости приводит к появлению значительного момента тангажа без существенных потерь в осевой составляющей тяги двигателей, дифференциальное отклонение сопел в плоскости тангажа может быть использовано для управления по крену, а дифференциальное изменение осевых составляющих — для управления рысканием. Способы обеспечения управляющих моментов тангажа, крена и рыскания с помощью плоских сопел на самолете F-15SMTD схематически показаны на рис. 4. Возможность практического применения этих способов до некоторой степени зависит от конфигурации самолета и требует обеспечения необходимого быстродействия приводов управления [2].

Стендовые испытания двигателей Пратт-Уитни F100 с плоскими соплами, изготовленными из тита-

	Отклонение реактивной струи	
	С помощью створок	С помощью лопаток
Торможение	1	2
Управление тангажем	3	4
Управление креном	5	6
Управление рысканием	7	8

Рис. 4. Возможные способы управления самолетом с помощью реверсирования и отклонения вектора тяги:

1—струя не отклонена; 2—реверсирование струи; 3—симметричное отклонение (вверх для кабрирования); 4—симметричное отклонение (вниз для пикирования); 5—дифференциальное отклонение (крен вправо); 6—дифференциальное отклонение (крен влево); 7—асимметричное уменьшение тяги (разворот вправо); 8—дифференциальное отклонение (разворот влево)

нового сплава\* [1], планировалось начать в январе 1987 г. [3].

Основной метод управления вектором тяги на самолете F-15SMTD состоит в отклонении створок расширяющейся части сопла. Сопло обеспечивает отклонение вектора тяги в плоскости тангажа на  $\pm 20^\circ$  при любом положении РУД. Площади критического и выходного сечения сопла регулируются независимо, благодаря чему возможна оптимизация их соотношения для повышения эффективности работы двигателя. На нефорсированных режимах работы двигателя обеспечена возможность смыкания створок сужающейся части сопла и одновременного открытия дополнительных выходных щелей путем поворота лопаток решетки, сдвинутой для реверсирования тяги и управления ее вектором. Управление створками и поворотными лопатками каждого сопла осуществляется с помощью восьми гидроприводов, питаемых от гидросистемы самолета. Гидроприводы сопла защищены экраном от чрезмерного нагрева. Кроме этого, активное охлаждение узлов гидроприводов осуществляется гидросмесью. Плоское сопло (рис. 5) имеет следующие характеристики: диапазон углов отклонения створок расширяющейся части  $\pm 20^\circ$  при скоростном напоре  $q < 1950 \text{ кгс/м}^2$  и не менее  $\pm 5^\circ$  при  $1950 \text{ кгс/м}^2 < q < 5860 \text{ кгс/м}^2$ . Средняя угловая скорость отклонения створок 30 град/с. Управление вектором тяги возможно во всем диапазоне режимов работы двигателя. Отклонение лопаток решетки

\* Ранее сообщалось, что плоские сопла будут изготавливаться из материала углерод—углерод (см. «ТИ» № 13, 1986, с. 13).

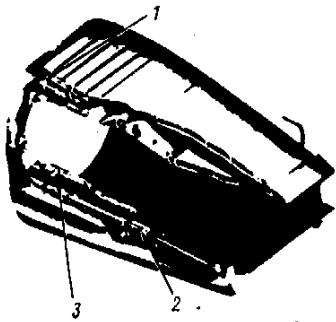


Рис. 5. Рисунок плоского сопла фирмы Pratt-Уитни:  
1—приводы поворотных лопаток решетки (два); 2—приводы створок расширяющейся части сопла (четыре); 3—приводы створок сужающейся части сопла (два)

ки дает возможность управления величиной тяги («модуляции» тяги) и ее реверсирования во всей области полетных режимов самолета и во всем диапазоне нефорсированных режимов работы двигателя. Максимальное время поворота лопаток равно 1 с, максимальная обратная тяга составляет 67% максимальной нефорсированной тяги.

Расположение створок сужающейся и расширяющейся частей сопла, а также поворотных лопаток решетки при различных режимах работы сопла приводится на рис. 6. Выпуск реактивной струи через выходные щели решетки позволяет в широких пределах регулировать вектор тяги двигателя в плоскости тангажа, в том числе изменять величину осевой составляющей тяги для управления скоростью полета самолета. Типичная область изменения осевой и нормальной составляющих тяги при «боевом маневрировании» со скоростью 9150 м, представлена на рис. 7. Для сравнения пунктиром показана линия изменения только осевой тяги при использовании обычного осесимметричного сопла.

На рис. 8 и 9 иллюстрируется эффективность отклонения вектора тяги для создания управляющих и балансировочных моментов тангажа и крена (индекс «Т» соответствует отклонению вектора тяги, индексы «В» и «Э» — отклонению аэродинамических органов управления тангажом и креном соответственно). В режиме захода на посадку и пробега по ВПП створки сужающейся части сопла смыкаются, и за счет поворота лопаток решеток может изменяться осевая составляющая тяги двигателей, могут создаваться управляющие моменты и осуществляться реверс тяги после касания ВПП (левая часть диаграммы на рис. 7).

На рис. 10 приводится расчетная длина пробега самолета F-15SMTD при посадке на мокрую или обледеневшую ВПП. Как видно, сокращение длины пробега на 80% достигается главным образом благодаря высокой эффективности реверса тяги с помощью плоских сопел.

Поворотные лопатки решетки обеспечивают также возможность управления реверсированной струей с целью избежать засасывания выхлопных

газов в воздухозаборники двигателей при пробеге после касания ВПП. Схема течения в зоне между фюзеляжем самолета и поверхностью ВПП во время пробега представлена на рис. 11. Нижняя реверсированная струя после соударения с поверхностью ВПП движется вперед. По мере замедления самолета линия полного торможения потока перемещается вперед и может оказаться в непосредственной близости от входа в воздухозаборники двигателей. Хотя благодаря захвату окружающего воздуха выхлопные газы успевают значительно охладиться, тем не менее из предосторожности было поставлено условие, чтобы во избежание засасывания в воздухозаборники выхлопных газов и посторонних предметов, поднятых ими с ВПП, линия торможения не выходила вперед за линию самой задней из входных кромок воздухозаборников. На линии торможения истекающие газы и набегающий поток (при движении самолета), взаимодействуя, образуют восходящую струю, смещающуюся назад, благода-

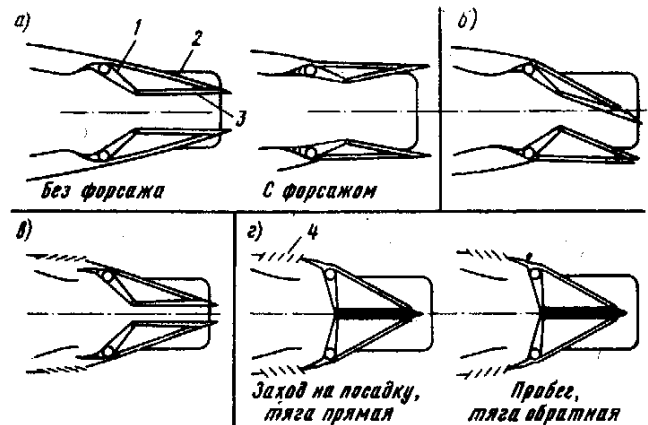


Рис. 6. Положение створок и лопаток плоского сопла на различных режимах:

а—обычный режим; б—режим отклонения вектора тяги; в—режим управления величиной и направлением тяги; г—режим захода на посадку и реверсирования тяги  
1—створка сужающейся части сопла; 2—внешняя створка; 3—створка расширяющейся части сопла; 4—поворотные лопатки решетки

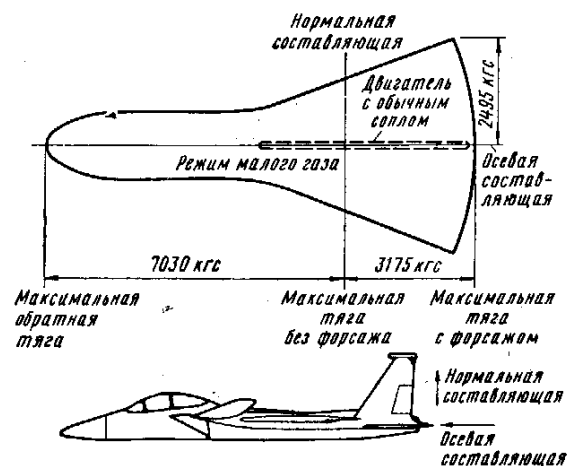


Рис. 7. Область изменения осевой и нормальной составляющих тяги одного двигателя при маневрировании ( $M=0,9; H=9150 \text{ м}$ )

ря чему дополнительно повышается безопасность работы воздухозаборников.

Специалисты фирмы Макдоннелл-Дуглас разработали два аналитических метода, позволяющие определять местонахождение линии торможения потока во время пробега самолета. Оба метода содержат эмпирические данные [2], которые были получены в 1985 г. в результате испытаний моделей самолета F-15SMTD, в том числе выполненной в масштабе 1:14, в малоскоростной аэродинамической трубе. При этом оценивалось влияние струи выхлопных газов из плоских сопел на аэродинамические характеристики самолета и особенно при реверсировании тяги. По словам руководителя программы Бринкса, одной из главных задач было определение допустимых углов реверсирования реактивной струи, при которых было бы исключено засасывание в воздухозаборники двигателей посторонних предметов, которые могут быть подняты с поверхности ВПП выхлопными газами [4, 5]. Для имитации реактивной струи применялся окрашенный водяной пар [5].

Возможность засасывания в воздухозаборники газов и посторонних предметов на самолете F-15SMTD будет исключена благодаря программному изменению угла отклонения нижних реверс-

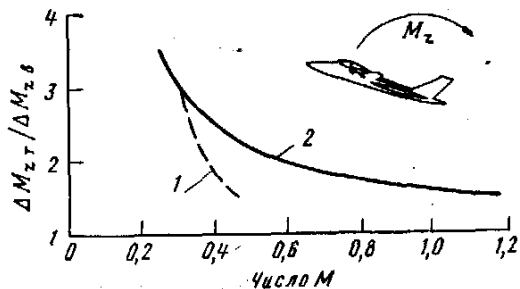


Рис. 8. Зависимость относительного приращения момента тангажа при отклонении вектора тяги от числа  $M$  полета ( $H=9150$  м):  
1—при тяге, необходимой для горизонтального полета;  
2—при максимальной тяге

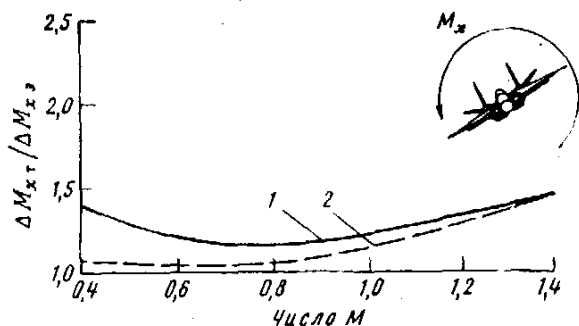


Рис. 9. Зависимость относительного приращения момента крена при отклонении вектора тяги ( $H=3050$  м):  
1—при максимальной тяге; 2—при тяге, необходимой для горизонтального полета

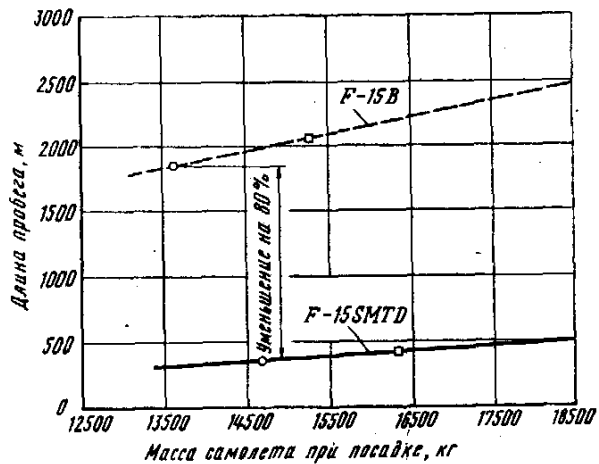


Рис. 10. Сравнение длины пробега самолета F-15 SMTD и истребителя F-15B при посадке в условиях МСА на мокрую или обледеневшую ВПП, расположенную на уровне моря:

○—с запасом топлива на 20 мин полета; □—с запасом топлива на 20 мин полета и боевой нагрузкой 1360 кг

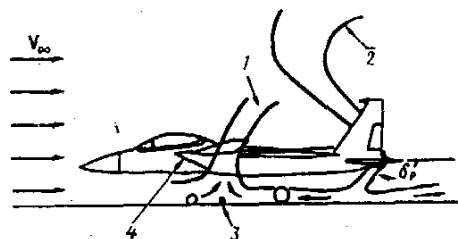


Рис. 11. Взаимодействие реверсированной реактивной струи и набегающего потока во время пробега по ВПП:  
1—восходящая струя; 2—газы, истекающие через верхнюю решетку; 3—длина полного торможения; 4—поток на входе в воздухозаборник

ных лопаток сопел. Программа отклонения нижних лопаток была отработана с помощью имеющихся экспериментальных данных. При использовании этой программы обеспечивается длина пробега не более 457 м. Верхние поворотные лопатки устанавливаются при этом на максимальный угол реверса струи  $135^\circ$ .

Одним из факторов, затрудняющих уменьшение длины разбега обычных самолетов, является недостаточная эффективность рулей хвостового оперения для создания момента тангажа, необходимого для отрыва носового колеса от ВПП. На самолете F-15SMTD отрыв носового колеса может быть осуществлен практически при любой скорости движения вперед благодаря отклонению плоских сопел.

#### ПЕРЕДНЕЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Для максимального использования преимуществ плоских сопел на истребителе F-15 было дополнительно установлено дифференциально отклоняемое близкорасположенное ПГО. Угол отклонения кон-

солей ПГО регулируется в пределах от  $-35^\circ$  до  $+15^\circ$ , его приводы располагаются над воздухозаборниками двигателей. Узел поворота каждой консоли ПГО крепится к силовым элементам конструкции воздухозаборника; над приводами ПГО установлены обтекатели. Характеристики регулируемого воздухозаборника после установки ПГО не изменились. ПГО устанавливается с положительным углом поперечного  $V$ , равным  $20^\circ$ , для получения боковой силы (и момента рыскания) путем дифференциального отклонения поверхностей ПГО во время полета или пробега по ВПП. В дозвуковом и околозвуковом диапазонах скоростей действие ПГО примерно аналогично действию механизации передней кромки крыла. Угол отклонения ПГО изменяется в зависимости от угла атаки и скорости самолета. При сверхзвуковых скоростях ПГО служит источником дополнительной подъемной силы и помогает уменьшить запас статической устойчивости самолета. ПГО является также средством балансировки самолета, создающим положительную подъемную силу и уменьшающим вследствие этого балансировочные потери, появляющиеся при отклонении вектора тяги и хвостового оперения.

Форма поверхностей ПГО в плане и место их установки на самолете были определены в резуль-

тате большого объема испытаний в АДТ моделей самолета F-15 с ПГО различной конфигурации (рис. 12). Во время параметрических и аэродинамических исследований самолета с ПГО определялись следующие характеристики: подъемная сила, лобовое сопротивление, условия возникновения срыва потока, а также создаваемые ПГО боковая сила и момент рыскания. По результатам этих исследований, а также исследований, проведенных ранее NASA и ВМС США, были выбраны поверхности, сходные по размерам и форме с плоскостями хвостового оперения истребителя Макдоннелл-Дуглас F-18. Поэтому было решено использовать в качестве ПГО готовые плоскости стабилизатора истребителя F-18 (их конфигурация приводится на рис. 12), так как они не требуют проведения дополнительных испытаний.

#### Характеристика ПГО:

$$\begin{aligned}
 S_{\text{конс}} &= 4,088 \text{ м}^2; & V &= 20^\circ; \\
 \lambda &= 2,44; & X/CA_{X_{\text{кр}}} &= 0,63; \\
 \eta &= 2,17; & Y/CA_{X_{\text{кр}}} &= 0,10; \\
 \chi_{п.к} &= 47,16^\circ; & S_{\text{ПГО}}/S_{\text{кр}} &= 0,145.
 \end{aligned}$$

Размах консоли ПГО превышает полуразмах консоли крыла. Вследствие близкого расположения к крылу ПГО должно оказывать заметное благоприятное влияние на обтекание крыла со значительным уменьшением зоны срыва потока (рис. 13). Причем максимальное улучшение обтекания достигается при повышенном коэффициенте подъемной силы, что должно дополнительно улучшить маневренные характеристики демонстрационного самолета.

Отклонение ПГО будет изменяться в зависимости от скорости и угла атаки самолета для обеспечения степени устойчивости замкнутого контура системы управления, необходимой для получения хороших характеристик пилотирования самолета. При полете на дозвуковой скорости с фиксированным ПГО самолет F-15 SMTD будет статически неустойчив со степенью неустойчивости  $\sim 10\%$  САХ. Исходный истребитель F-15 обладает избыточной устойчивостью при сверхзвуковом полете, что приводит к балансировочным потерям при маневрировании. Демонстрационный самолет имеет явное преиму-

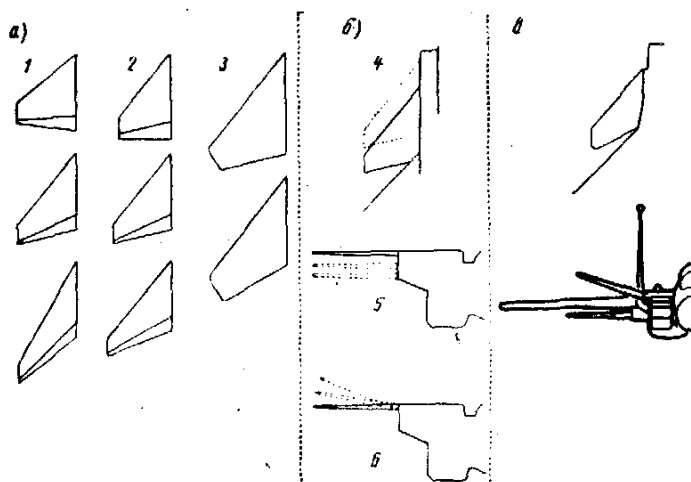


Рис. 12. Изученные конфигурации ПГО для самолета F-15 SMTD: а — форма консоли ПГО в плане:  $S=2,791 \text{ м}^2$  (одной консоли); б — расположение ПГО; в — выбранная конфигурация: 1 —  $\chi=40^\circ-60^\circ$ ; 2 —  $\lambda=2,0-3,0$ ; 3 —  $\eta=2,5-4,0$ ; 4 —  $X/CA_{X_{\text{кр}}}=0,53-0,70$ ; 5 —  $Y/CA_{X_{\text{кр}}}=0-0,094$ ; 6 — угол поперечного  $V=0^\circ-20^\circ$

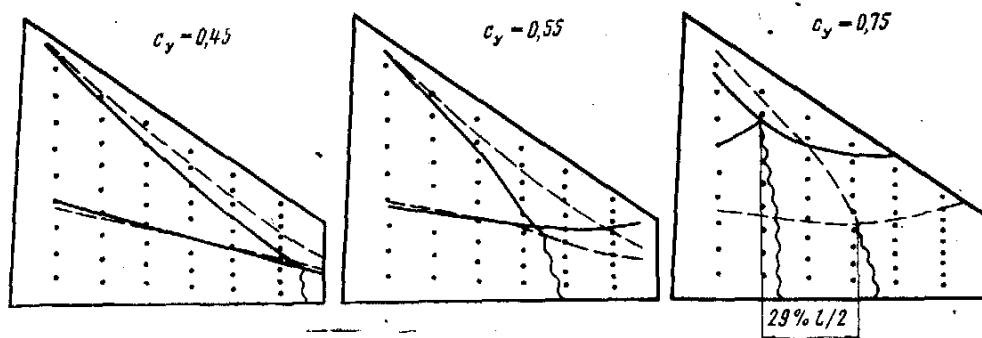


Рис. 13. Распределение давления по верхней поверхности крыла при наличии ПГО и без него ( $M=0,9$ ): — линия скачков уплотнения без ПГО; — линия скачков уплотнения с ПГО, отклоненным на  $-5^\circ$ ; ~~~~~ граница области срыва потока

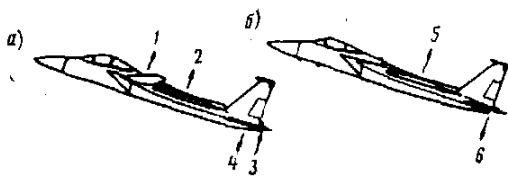


Рис. 14. Схема балансировки самолетов F-15 и F-15 SMTD при одинаковой перегрузке, создаваемой комбинацией крыло-фюзеляж:

а — самолет F-15SMTD,  $n_{y \text{ э max}} = 9$ ; б — самолет F-15,  $n_{y \text{ э max}} = 7,33$ ;  
 1 —  $n_{y \text{ ПГО}} = 0,91$ ; 2 —  $n_{y \text{ кр+ф}} = 8,33$ ; 3 —  $n_{y \text{ соп}} = 0,1$ ;  
 4 —  $n_{y \text{ стаб}} = 0,34$ ; 5 —  $n_{y \text{ кр+ф}} = 8,33$ ; 6 —  $n_{y \text{ стаб}} = 1$

щество в этих условиях. На рис. 14 приводятся схемы балансировки самолета F-15SMTD и исходного истребителя F-15 при полете со скоростью, несущественно превышающей скорость звука, и при создании комбинацией фюзеляж-крыло перегрузки 8,33. Как видно, для самолета F-15 требуется создание хвостовым оперением отрицательной перегрузки, равной 1, что снижает общую величину перегрузки самолета до 7,33. Наличие на демонстрационном самолете ПГО, которое в значительной мере уравнивает момент тангажа, создаваемый крылом, приводит к тому, что хвостовое оперение оказывается нагружено значительно меньше, а перегрузка для всей конструкции самолета возрастает до 9. На рис. 15 приводятся величины развиваемой перегрузки в зависимости от массы самолета для исходного истребителя F-15 и демонстрационного самолета F-15SMTD при сверхзвуковой скорости. Полученное расчетное увеличение перегрузки для самолета F-15SMTD достигается практически без увеличения массы его конструкции по сравнению с исходным самолетом.

Положительное влияние ПГО на  $c_y$  несбалансированного самолета F-15SMTD при полете с небольшими скоростями показано на рис. 16. Видно, что при характерных для условий взлета и посадки углах атаки, близких к  $12^\circ$ , ПГО обеспечивает увеличение  $c_y$  на  $\sim 14\%$ .

Средства увеличения подъемной силы крыла самолета F-15SMTD при взлете и посадке включают флапероны и зависающие элероны\* с углами отклонения по  $12^\circ$ . Изменение приращений коэффициентов подъемной силы и момента тангажа в зависимости от угла атаки для самолета F-15SMTD при отклонении флаперонов и зависающих элеронов представлено на рис. 17. Для сравнения даны также же зависимости для исходного истребителя F-15 с закрылками, отклоненными на  $30^\circ$ . Видно, что  $\Delta c_y$  для обоих самолетов достаточно близки. Создаваемый на самолете F-15 SMTD при малых углах атаки отрицательный момент тангажа парировается моментом от ПГО.

\* Термины «флаперон» и «зависающий элерон» обозначают поверхности, предназначенные для увеличения подъемной силы и управления по крену (т. е. объединяющие функции закрылков и элеронов), и обычно употребляются как синонимы. В данном случае флаперонами называются внутренние, а зависающими элеронами (з. э.) — внешние поверхности крыла, чтобы подчеркнуть несоответствие их основных функций: увеличение подъемной силы в первом случае (флапероны — от англ. Par — закрылок) и управление по крену — во втором. Прим. ред.

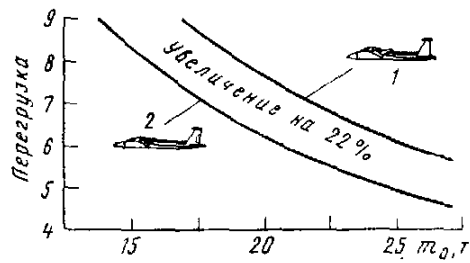


Рис. 15. Сравнение развиваемой перегрузки для самолетов F-15 SMTD и F-15 ( $M > 1$ ):  
 1 — F-15SMTD; 2 — F-15

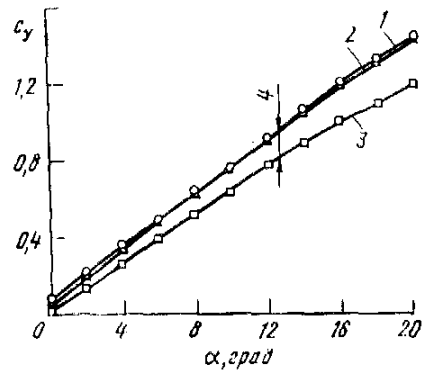


Рис. 16. Влияние ПГО на коэффициент подъемной силы при различных углах атаки:

1 —  $\delta \text{ПГО} = 0$ ; 2 — программное отклонение ПГО;  
 3 — без ПГО; 4 — увеличение на 14%

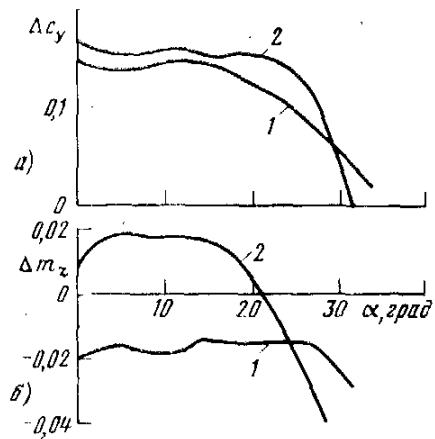


Рис. 17. Приращение коэффициентов подъемной силы (а) и момента тангажа (б) в зависимости от угла атаки для самолетов F-15 SMTD и F-15:

1 — F-15SMTD ( $\delta_{\text{флап}} = \delta_{\text{з. э.}} = 12^\circ$ ); 2 — F-15 ( $\delta_{\text{закр}} = 30^\circ$ )

Балансировочные коэффициенты подъемной силы самолета F-15 SMTD при взлете и посадке соответственно на 15% и 32% выше, чем у исходного истребителя F-15.

Увеличение  $c_{y \text{ вкл. бал}}$  обеспечивает взлет при скорости  $\sim 240$  км/ч (после отрыва от ВПП носового колеса благодаря отклонению вектора тяги). Максимальный угол атаки самолета F-15SMTD

при заходе на посадку ограничен  $12^\circ$  для обеспечения небольшого запаса до угла касания хвостовой частью —  $15^\circ$ . При этом скорость захода на посадку, равная  $1,2V_{\min}$ , составляет  $\sim 220$  км/ч. Следует отметить, что для самолета F-15SMTD минимально допустимая скорость  $V_{\min}$  соответствует балансировочному коэффициенту подъемной силы, значительно меньшему, чем  $C_{y \max}$  бал из условия обеспечения требуемых пилотажных характеристик.

На рис. 18 сравниваются эффективность ПГО и стабилизатора самолета F-15SMTD.

Размеры и место установки ПГО были выбраны такими, чтобы обеспечить приблизительно вдвое меньшую эффективность ПГО как органа продольной балансировки и управления тангажом по сравнению со стабилизатором. При полете на больших углах атаки с фиксированным ПГО возникновение срыва потока на ПГО приводит к увеличению запаса устойчивости самолета.

Эффективность ПГО для обеспечения путевой управляемости показана на рис. 19. Создаваемые им управляющие моменты дополняют моменты, создаваемые рулями направления самолета (их эффективность также показана на рис. 19). С установкой на самолете ПГО появляется возможность непосредственного управления боковой силой путем одновременного использования ПГО и рулей направления. Предполагается, что при дозвуковых

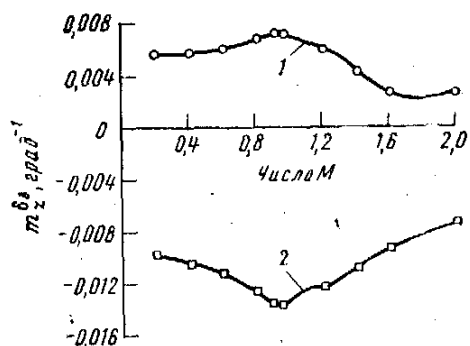


Рис. 18. Сравнение эффективности ПГО и хвостового оперения при управлении тангажом ( $H=12\ 200$  м): 1—ПГО самолета F-15 SMTD; 2—хвостовое оперение самолетов F-15 и F-15 SMTD

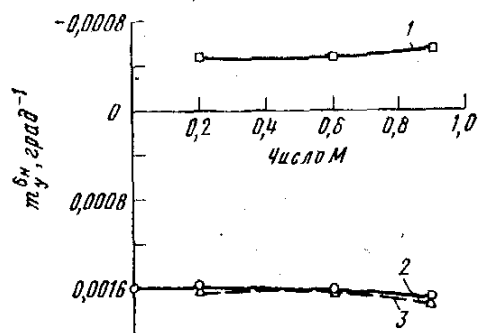


Рис. 19. Сравнение эффективности ПГО и рулей направления при управлении рысканием: 1—ПГО самолета F-15 SMTD; 2—рули направления истребителя F-15; 3—рули направления самолета F-15 SMTD

скоростях полета дифференциальное отклонение поверхностей ПГО не будет приводить к появлению моментов крена из-за аэродинамического взаимодействия ПГО с крылом. При сверхзвуковых скоростях, как ожидается, дифференциальное отклонение ПГО будет вызывать благоприятные моменты крена.

#### КОМПЛЕКСНОЕ УЛУЧШЕНИЕ ЛТХ САМОЛЕТА

Улучшение ЛТХ демонстрационного самолета благодаря применению указанных усовершенствований будет еще более значительным вследствие использования новой комплексной системы управления полетом и силовой установкой IFPC [2].

Центральным компонентом этой системы (рис. 20) является блок управления траекторией полета FPCS (Flight Path Control Set), представляющий собой разработанную фирмой Джeneral Электрик бортовую ЦВМ с четырехканальным резервированием, которая сохраняет работоспособность при двух отказах. В каждом из четырех каналов БЦВМ имеется по два микропроцессора, соответствующих стандарту MIL-STD-1750. Программное обеспечение написано на языке «Джовиал». Система управления рулевыми поверхностями и двигателями самолета F-15 SMTD полностью электродистанционная (рис. 21) без резервной механической проводки. РУД подключается не ко входу цифровой системы управления двигателями DEEC, а к одному из входов блока FPCS [1]. Сигналы от рычагов управления летчика и от датчиков и систем самолета будут обрабатываться в блоке FPCS с помощью законов объединенного управления аэродинамическими поверхностями и силовой установкой, хранящихся в памяти БЦВМ, для максимально эффективного комплексного использования всех органов управления. Тем самым планируется обеспечить высокие характеристики управляемости самолета [1, 2].

Система IFPC будет обеспечивать четыре полетных режима: три усовершенствованных (режи-

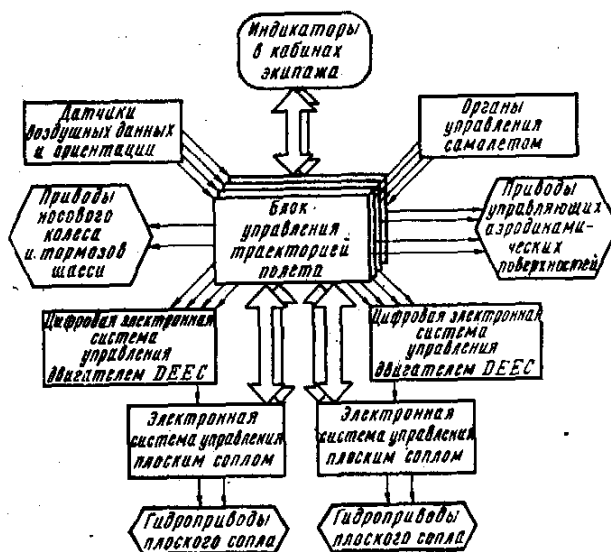


Рис. 20. Архитектура системы управления полетом и силовой установкой самолета F-15 SMTD



мы КВП, боевой и крейсерский) и обычный. В таблице показано, какие из устройств, создающих силы и управляющие моменты, используются в каждом из этих режимов. Увеличение числа этих устройств на самолете F-15SMTD ведет к расширению возможностей оптимизации крейсерских и маневренных характеристик самолета во многих зонах области полетных режимов. Наглядным примером может служить более высокое значение максимального балансирующего коэффициента подъемной силы самолета F-15SMTD, чем у исходного истребителя F-15. Как видно из рис. 22, расчетное повышение  $C_{y \max}$  бал при числе  $M=0,8$  должно составить 27%, а при числе  $M=1,6$  — 58%. Это повышение  $C_{y \max}$  бал достигается благодаря синергическому сочетанию увеличенной подъемной силы и уменьшенной статической устойчивости самолета, обеспечиваемых ПГО, с повышенной эффективностью управления, обеспечиваемой ПГО и плоскими соплами. Получаемые при этом большие величины коэффициента подъемной силы должны позволить улучшить маневренные характеристики самолета F-15SMTD в неустановившемся движении, по сравнению с обычным истребителем F-15, во многих зонах области полетных режимов.

Для заметного улучшения характеристик крейсерского полета и маневренных характеристик в установившемся движении необходимо значительное улучшение аэродинамического качества самолета во всей обширной области режимов полета,

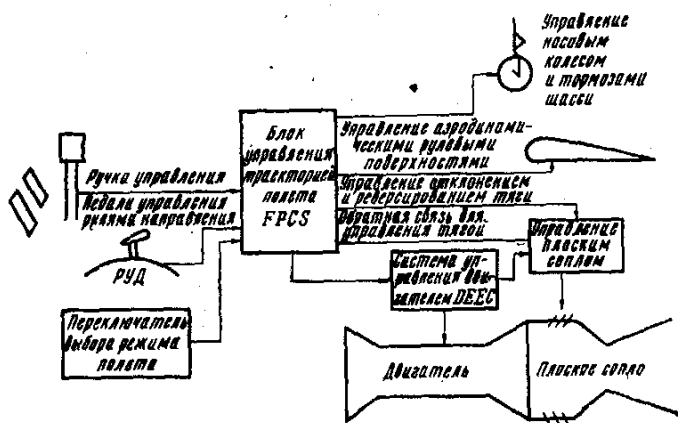


Рис. 21. Блок-схема системы IFPC

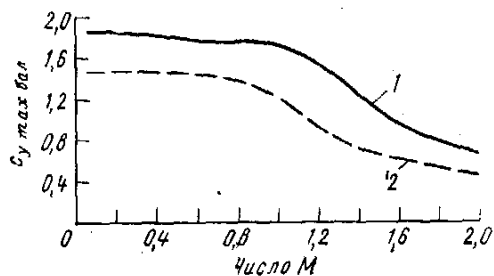


Рис. 22. Расчетное повышение балансирующего коэффициента подъемной силы самолета F-15 SMTD:  
1—самолет F-15 SMTD; 2—истребитель F-15

### Способы создания сил и моментов на различных режимах

Способы создания сил и моментов	Режимы			обычный
	усовершенствованные			
	КВП	крейсерский	боевой	
Симметричное отклонение реактивной струи	×	×	×	
Дифференциальное отклонение реактивной струи	×	×	×	
Симметричное отклонение поворотных лопаток	×	×	×	
Дифференциальное отклонение поворотных лопаток:				
на правом и левом соплах	×	×	×	
на верхних и нижних решетках	×	×	×	
на правом и левом соплах и верхних и нижних решетках одновременно	×	×	×	
Симметричное изменение тяги двигателей	×	×	×	⊗
Асимметричное изменение тяги двигателей	×	×	×	⊗
Симметричное отклонение консолей стабилизатора	×	×	×	
Дифференциальное отклонение консолей стабилизатора	×	×	×	×
Симметричное отклонение консолей ПГО	×	×	×	×
Дифференциальное отклонение консолей ПГО	×	×	×	
Симметричное отклонение элеронов	×	×	×	
Дифференциальное отклонение элеронов	×	×	×	×
Симметричное отклонение рулей направления	×	×	×	×
Дифференциальное отклонение рулей направления	×	×	×	
Симметричное отклонение флаперонов	×	×	×	⊗
Дифференциальное отклонение флаперонов	×	×	×	
Отклонение воздушного тормоза				⊗
Симметричное управление тормозами основного шасси	×			⊗
Дифференциальное управление тормозами основного шасси	×			⊗
Управление носовым колесом шасси	×			⊗

⊗ Только ручное управление

характерной для самолета-истребителя. Эту задачу можно решить только компромиссным путем, так как лучшие решения для одной зоны полетных режимов часто не соответствуют оптимальным условиям для другой зоны. Ключевым для уменьшения лобового сопротивления самолета F-15SMTD является установка двух независимых органов управления: ПГО и плоских сопел. Применение ПГО одновременно обеспечивает уменьшение статической



устойчивости самолета, создание направленной вверх балансирующей силы и уменьшение индуктивного сопротивления, благодаря положительному влиянию ПГО на обтекание крыла. Регулирование плоских сопел обеспечивает получение непосредственных (благодаря отклонению вектора тяги) и индуцированных отклоненной реактивной струей управляющих сил для снижения балансирующего сопротивления. Проведенные исследования в АДТ показали, что плоские сопла могут быть установлены на самолете F-15 практически без увеличения лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе.

Повышенная сложность управления органами, обеспечивающими управление самолетом по тангажу (ПГО, элероны, хвостовое оперение), потребовала оптимизации балансирующего режима самолета по результатам продувок его моделей в АДТ. С помощью разработанной программы БЦВМ выбирает из упорядоченных сочетаний отклонений этих трех управляющих органов такие сочетания, при которых обеспечивается максимальная разность тяги и лобового сопротивления при различных значениях балансирующего коэффициента подъемной силы. При создании программы учитывалось также аэродинамическое влияние отклонения реактивной струи двигателей при различных углах атаки. Сравнение балансирующих полар самолета F-15 SMTD с полярными исходного истребителя F-15 при различных скоростях (рис. 23) показывает значительное снижение индуктивного сопротивления самолета F-15 SMTD по сравнению с исходным истребителем.

Как уже отмечалось, улучшение посадочных характеристик самолета F-15 SMTD достигается главным образом благодаря использованию реверса тяги. Однако на сокращение посадочной дистанции влияют и другие элементы техники КВП, обеспечивающие уменьшение скорости захода на посадку и более точный заход на посадку [2]. Важным

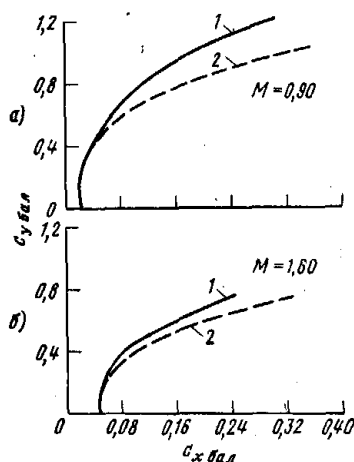


Рис. 23. Полары самолета F-15 SMTD и истребителя F-15:  
а— $M=0,9$ ; б— $M=1,6$  ( $H=9150$  м, максимальная форсированная тяга двигателей; без наружных подвесок)  
1—самолет F-15 SMTD; 2—истребитель F-15

элементом программы F-15 SMTD является отработка автономной бортовой системы обеспечения точного захода на посадку в любых метеоусловиях с усовершенствованным приборным оборудованием [1, 2].

Радиоэлектронное оборудование этой системы аналогично оборудованию, разработанному фирмой Макдоннелл-Дуглас для ударного истребителя F-15E. В систему входят датчик ИК системы переднего обзора от навигационного контейнера мало-высотной прицельно-навигационной системы LANTIRN, РЛС с синтезированием апертуры Хьюз APG-70, широкоугольный коллиматорный индикатор фирмы Кайзер Электроникс и панель с индикаторами на ЭЛТ. При заходе на посадку на расстоянии от  $\sim 16$  до  $\sim 3$  км до входной кромки ВПП для наведения самолета будет использоваться бортовая РЛС, работающая в режиме синтезирования апертуры. Данные посадочной траектории будут выводиться на коллиматорный индикатор. При этом в качестве вспомогательных средств могут использоваться пассивные радиолокационные отражатели, установленные на земле. При расстоянии до ВПП  $\sim 3$  км летчик начинает использовать данные ИК системы переднего обзора. Изображение ВПП будет выводиться на коллиматорный индикатор, что поможет летчику правильно ориентировать самолет и планировать точный заход на посадку. Ожидается, что эта система позволит летчику осуществлять касание ВПП в пределах 15 м от расчетной точки при видимости  $\sim 800$  м и при высоте нижней границы облачности  $\sim 60$  м. С точки зрения техники пилотирования одной из самых заметных перемен будет отсутствие связи между скоростью полета и углом тангажа. При перемещении РУД будет изменяться только скорость полета, а при перемещении ручки управления — только угол тангажа [1].

На рис. 24 графически отображается влияние на посадочные характеристики самолета F-15 SMTD элементов техники КВП, включая систему увеличения подъемной силы (ПГО, флапероны и завышающие элероны), плоские сопла, управляемые системой IFPC, и усовершенствованную систему точного захода на посадку [2].

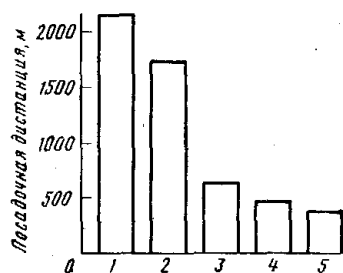


Рис. 24. Влияние элементов техники КВП на сокращение посадочной дистанции самолета F-15 SMTD при посадке на мокрую или обледеневшую ВПП:  
1—исходный истребитель F-15; 2—исходный F-15 + система увеличения подъемной силы; 3—исходный F-15 + плоские сопла + система IFPC; 4—исходный F-15 + плоские сопла + система IFPC + система точного захода на посадку; 5—самолет F-15 SMTD

Программа самолета F-15 SMTD, первый полет которого планируется на апрель 1988 г. [3], предусматривает летные испытания объемом 150 ч [1]. В ходе программы будут определяться преимущества, обеспечиваемые по отдельности каждым и совместно действующими элементами техники КВП и повышения маневренности. Эти преимущества будут выявляться сначала аналитическими методами и в ходе наземных испытаний, а затем проверяться и демонстрироваться в полете.

Предусмотренная разработчиками «гибкость» структуры системы управления IFPC позволит оценивать эффективность элементов техники КВП непосредственно в ходе летных испытаний. Так, например, для оценки их влияния на длину посадочной дистанции можно исключить эффект от системы

обеспечения точного захода на посадку и управления ПГО и установить обычный режим работы двигателей. При этом можно будет установить исходную посадочную дистанцию. Затем, при выполнении заходов на посадку можно будет задействовать элементы техники КВП по отдельности и в различных сочетаниях [2].

1. Interavia Aerospace Review, 1986, v. 41, VII, N 7, p. 791—792.
2. Mello J. F., Kotansky D. R. Aero/Propulsion Technology for STOL and Maneuver. AIAA Paper N 85—4013.
3. Air et Cosmos, 1986, 12/IV, N 1091, p. 15.
4. Aerospace Daily, 1985, v. 135, 17/X, N 32, p. 254.
5. Flight International, 1985, v. 128, 2/XI, N 3984, p. 10.

Референт В. А. Полавацкий  
Редактор М. А. Леанин