



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

| | |
|--|----|
| Проекты пассажирских самолетов Фоккер 50 и 100 для авиалиний малой и средней протяженности | 1 |
| Многоцелевой истребитель Макдоннелл-Дуглас F-15E | 7 |
| Объединение систем обдува верхней поверхности крыла и управления циркуляцией для увеличения подъемной силы | 10 |
| Роль пилота в автоматизированной системе управления самолетов | 22 |
| Математическая модель группового ближнего воздушного боя | 24 |

УДК 629.735.33-4(492) Фоккер 50 и 100

**ПРОЕКТЫ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ ФОККЕР 50 И 100 ДЛЯ АВИАЛИНИЙ
МАЛОЙ И СРЕДНЕЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ**

В конце 1983 г. голландская фирма Фоккер объявила о разработке проектов двух новых пассажирских самолетов: «модель 50» и «модель 100». Оба самолета предназначены для эксплуатации на авиалиниях малой и средней протяженности.

ФОККЕР 50

Самолет Фоккер 50 (рис. 1) является развитием турбовинтового самолета F.27 «Френдшип»*. Разработка проекта нового самолета предпринята в связи с желанием фирмы Фоккер выйти на мировой рынок турбовинтовых самолетов, рассчитанных на перевозку 40—60 пассажиров (к самолетам этого класса относятся уже созданные или строящиеся самолеты Аэроспасьяль—Аэриталия ATR42, Де Хэвилленд «Дэш» 8, CASA—Нуртанио CN.235, Бритиш Аэроспейс АТР). Основной упор фирма Фоккер делает на создание относительно дешевого самолета с высоким уровнем комфорта, обладающего высокими транспортными производственностью и топливной эффективностью.

Самолет Фоккер 50 рассчитан на перевозку 50 пассажиров. Сиденья в кабине будут установле-

ны по схеме 2+2; расстояние между рядами 0,81 м. Самолет может использоваться и в качестве административного с кабиной на 46 мест при расстоянии между рядами 0,86 м.

В конструкции самолета (гондолы, обтекатель РЛС, горизонтальное оперение, носки крыла и т. д.) предполагается широко использовать композиционные материалы [1].

Силовая установка будет состоять из двух ТВД Пратт-Уитни PW124 с шестилопастными воздушными винтами фирмы Даути Ротол [1, 2].

ТВД PW124 (рис. 2) является представителем семейства турбовинтовых двигателей PW100. Двигатели этого семейства применяются на новых самолетах Де Хэвилленд «Дэш» 8 (два ТВД PW120) и Эмбраер EMB-120 «Бразилия» (два ТВД PW115). ТВД PW124 имеет максимальную взлетную мощность 2520 э. л. с., мощность на крейсерском режиме — 2136 э. л. с. (рис. 3). Удельный расход топлива в полете на высоте 9145 м при скорости 650 км/ч равен 0,19 кгс/э. л. с.-ч. Двигатель имеет два центробежных компрессора, каждый из которых приводится отдельной одноступенчатой турбиной, двухступенчатую силовую турбину, двухступенчатый

* Самолет F.27 разработан в первой половине 1950-х годов. В эксплуатации с июня 1958 г. К концу 1983 г. заказано 753 самолета, в эксплуатации осталось 405 самолетов. Этот самолет под обозначением FH-227 строился также в США фирмой Фэрчайлд по лицензии. Прим. ред.

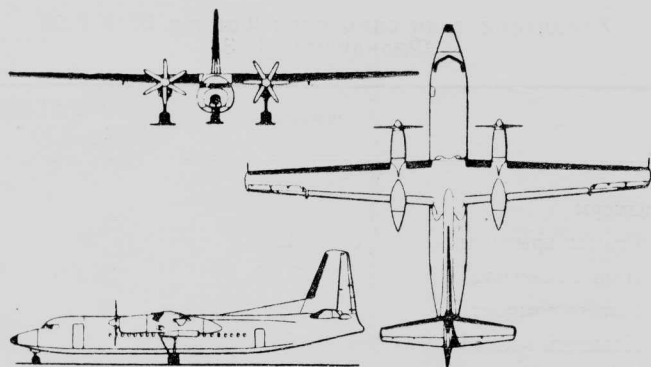
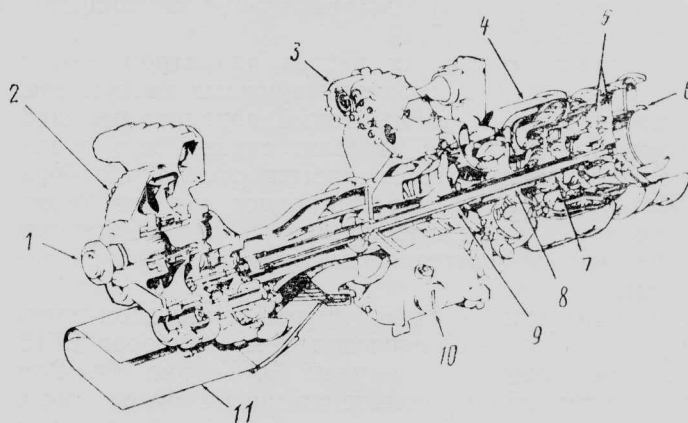
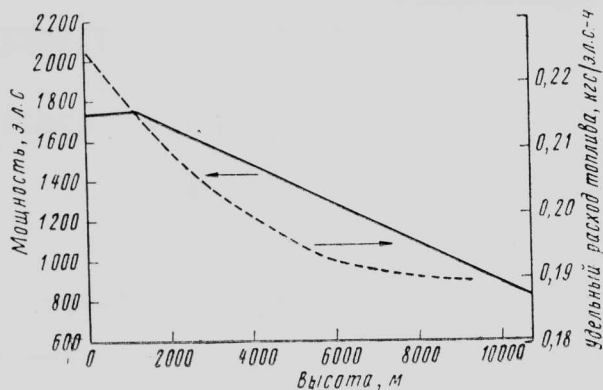


Рис. 1. Схема пассажирского самолета Фоккер 50



1—вал воздушного винта; 2—редуктор; 3—вспомогательный редуктор; 4—секция газогенератора; 5—силовые турбины; 6—сопло; 7—турбины компрессора; 8—компрессор высокого давления; 9—компрессор низкого давления; 10—масляный бак; 11—канал воздухозаборника

Рис. 2. ТВД Пратт-Уитни PW124



— — — — мощность; — — — — удельный расход
Рис. 3. Характеристики ТВД Пратт-Уитни PW124 (максимальная крейсерская мощность)

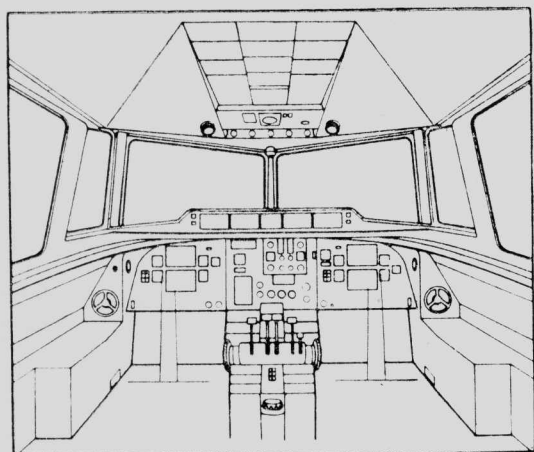


Рис. 4. Рисунок кабины экипажа самолета Фоккер 50

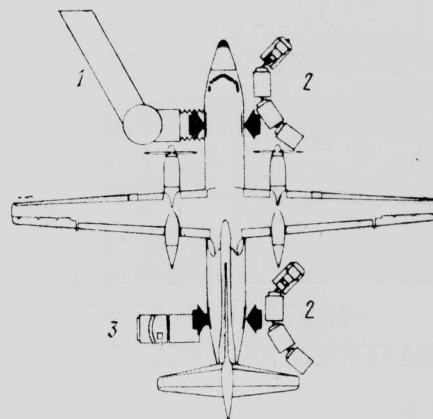
редуктор со смещенной осью вала воздушного винта, кольцевую камеру сгорания. Длина двигателя 2,21 м, максимальная ширина 0,64 м. Вес сухого двигателя (со стандартными агрегатами) 481 кгс.

Стендовые испытания ТВД PW124 намечалось начать в январе 1984 г., сертификация запланирована на осень 1985 г. [5, 6].

Лопастей воздушных винтов диаметром 3,66 м будут изготовлены из композиционных материалов. Лопастей должны иметь новый аэродинамический профиль ARA-D, что позволит снизить шум в кабине и улучшить характеристики взлета и набора высоты. Окружная скорость концов лопастей будет ниже, чем у существующих винтов. Число оборотов будет регулироваться с помощью электронной системы.

Кабина экипажа оборудуется комплексом электронных пилотажно-навигационных приборов EFIS с индикаторами на цветных ЭЛТ (рис. 4). Для улучшения обзора приборная доска будет иметь наклон 10°. С целью снижения рабочей загрузки пилотов приборные панели будут оснащены кнопками со световой сигнализацией.

В состав гидравлической системы входят два насоса с приводом от ТВД; рабочее давление



1 — пассажирская галерея; 2 — подвоз багажа и груза; 3 — обслуживание буфета
Рис. 5. Схема обслуживания самолета Фоккер 50

210 кгс/см². Гидравлическая система будет использоваться для обслуживания шасси и закрылков. Электрическая система будет иметь два трехфазных генератора фирмы Сандстрэнд (по одному на каждый ТВД) для получения переменного тока (115/220 В, 400 Гц, 40 кВ·А), два преобразователя постоянного тока (300 А) и две никелево-кадмиевые аккумуляторные батареи емкостью 40 А·ч [1].

Самолет Фоккер 50 рассчитан на полет по маршруту с тремя посадками через 280 км или с четырьмя посадками через 185 км без дозаправки топливом [2]. Фирма полагает, что для подготовки к повторному вылету потребуется не более 10 мин. На рис. 5 показана схема аэродромного обслуживания самолета Фоккер 50.

На рис. 6, 7 и 8 представлены расчетные характеристики самолета Фоккер 50. Фирма провела сравнение экономических характеристик нового самолета с однотипными существующими и разрабатываемыми самолетами. В отношении ПЭР на место-км самолет Фоккер 50 будет экономичнее самолета CASA—Нуртанио CN.235 на 23,9%, самолета Хоукер Сиддли HS.748-2В — на 25%, самолета F.27 — на 14,7%, самолета — ATR 42 — на 9,1%.

Поставки самолета Фоккер 50 должны начаться 1 июля 1986 г., а первый полет опытного самолета намечен на июль 1985 г. Фирма полагает, что мировой рынок может поглотить 1250 самолетов этого типа. Расчетная цена самолета 7,3 млн. долл. (на январь 1983 г.) [1, 2].

Характеристики самолетов Фоккер 50 и F.27 „Френдшип“ [1, 3]

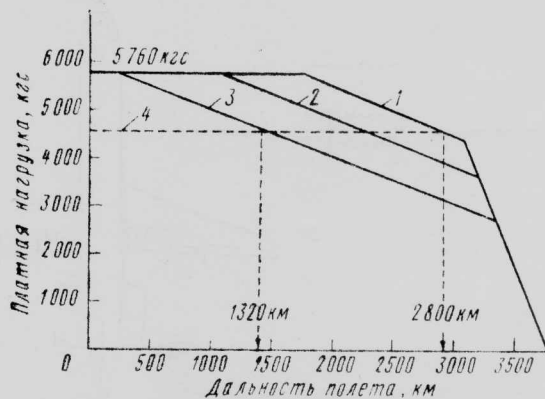
| | Фоккер 50 | Фоккер F.27-500 „Френдшип“ |
|-------------------------------|-----------|----------------------------|
| Размеры | | |
| Размах крыла, м | 29 | 29 |
| Длина самолета, м | 25,19 | 25,06 |
| Высота самолета, м | 8,6 | 8,71 |
| Площадь крыла, м ² | 70 | 70 |
| Относительное удлинение крыла | 12 | 12 |

| | Фоккер 50 | Фоккер F. 27-500 „Френдшип“ |
|--|---|---------------------------------|
| База шасси, м | 9,7 | 8,48 |
| Колея шасси, м | 7,2 | 7,21 |
| Размеры пассажирской кабины | | |
| Длина, м | 15,96 | 15,96 |
| Высота, м | 1,96 | 1,93 |
| Ширина, м | 2,49 | 2,49 |
| Объем, м ³ | 65,5 | 65,5 |
| Объем багажного отсека, м ³ | 9,74 | 8,41 |
| Число мест | | |
| Экипаж | 2 | 2 |
| Пассажиров | 46—58 | 52—60 |
| Силовая установка | | |
| Число и тип двигателя | 2 ТВД Пратт-Уитни PW 124 | 2 ТВД Роллс-Ройс „Дарт“ Mk. 536 |
| Взлетная мощность, л. с. | 2×2520 | 2×2140 |
| Диаметр воздушного винта, м | 3,66 | 3,5 |
| Число лопастей воздушного винта | 6 | 4 |
| Весы и нагрузки (максимальные) | | |
| Взлетный вес, кгс | 19 000 20 820 — по желанию заказчика | 20 410 |
| Посадочный вес, кгс | 19 000 | 19 050 |
| Вес самолета без топлива, кгс | 18 145 | — |
| Запас топлива, л | 5136 (4123 кгс) | 5136 (4123 кгс) |
| Вес пустого снаряженного, кгс | 12 380 | 12 685 |
| Платная нагрузка, кгс | 5760 | 5233 |
| Летные характеристики | | |
| Крейсерская скорость, км/ч | 530 | 420 |
| Крейсерский потолок, м | 7625 | 8990 |
| Дальность полета (50—52 пассажира), км | 720 | 935 |

ФОККЕР 100

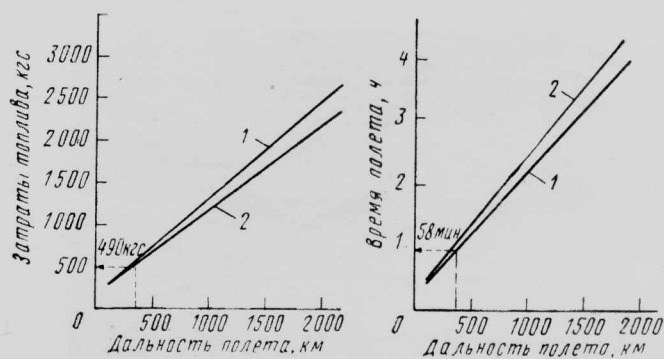
Самолет Фоккер 100 (рис. 9) представляет собой усовершенствованный вариант самолета F.28-4000 «Феллоушип»*. Он будет иметь удлиненный на 5,74 м фюзеляж (за счет двух дополнительных секций) и увеличенный на 3 м размах крыла. Число пассажирских мест у нового самолета увеличится с 75—85 до 97—109 [7].

* Самолет F.28 разработан в первой половине 1960-х годов. В эксплуатации с февраля 1969 г. К концу 1983 г. заказано более 210 самолетов; поставлено 200. В эксплуатации 142 самолета. *Прим. ред.*



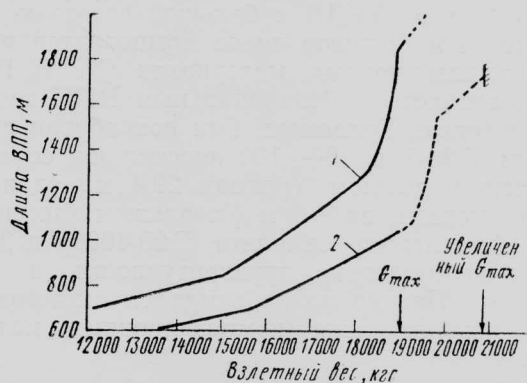
1—максимальный взлетный вес 20 820 кгс (по требованию заказчика); 2—взлетный вес 20 000 кгс; 3—взлетный вес 19 000 кгс; 4—50 пассажиров (вес одного пассажира 91 кгс)

Рис. 6. Зависимость между дальностью полета и платной нагрузкой самолета Фоккер 50



1—режим минимальных ПЭР; 2—режим минимального расхода топлива

Рис. 7. Зависимость общих затрат топлива и времени полета от протяженности маршрута самолета Фоккер 50 (50 пассажиров, 91 кгс топлива на рулежку продолжительностью 12 мин)



1—H = 610 м, MCA + 20°C; 2—H = 0, MCA

Рис. 8. Зависимость сбалансированной длины ВПП от взлетного веса самолета Фоккер 50

Проектирование вариантов самолета F.28 с увеличенной пассажироместимостью фирма Фоккер начала еще в первой половине 1970-х годов. В 1973 г. разрабатывался проект самолета P.312, рассчитанного на 105 мест и дальность полета 2780 км. Позднее фирмой предлагался самолет

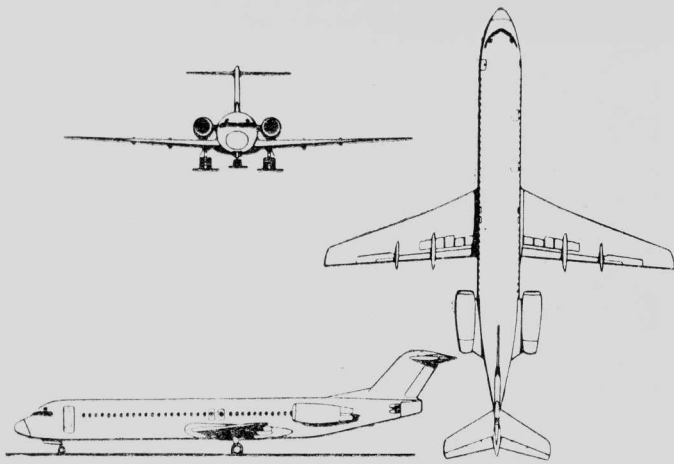


Рис. 9. Схема пассажирского самолета Фоккер 100

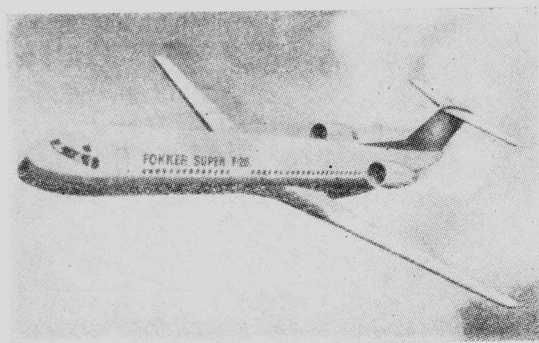


Рис. 10. Рисунок пассажирского самолета Фоккер «Супер» F.28

Р.315 на 115—125 пассажиров и дальность полета 2780 км. Этот самолет должен был иметь сверхкритическое крыло, ТРДД с большой степенью двухконтурности и большое число компонентов планера из композиционных материалов [8]. В 1975—1976 гг. совместно с Национальным НИИ авиации и космонавтики Голландии был разработан проект самолета F.28-2 на 80—100 пассажиров со сверхкритическим крылом (размах 29,4 м, удлинение 8,5), удлиненным на ~3 м фюзеляжем (по сравнению с фюзеляжем самолета F.28-4000) и ТРДД с высокой степенью двухконтурности и тягой ~6350 кгс. Планер разрабатывался с учетом широкого использования композиционных материалов [9].

В 1976 г. этот проект получил обозначение «Супер» F.28 (рис. 10). Фирма рассчитывала сертифицировать самолет в первой половине 1983 г. [10]. К марту 1977 г. объем испытаний моделей проектируемого самолета в аэродинамических трубах достиг 2500 ч [11].

В конце 1979 г. фирма Фоккер существенно изменила проект самолета «Супер» F.28, который получил обозначение F.29 (рис. 11). В частности, было решено увеличить диаметр фюзеляжа для установки пассажирских кресел по схеме 3+3, благодаря чему число мест возросло до 150. Двигатели

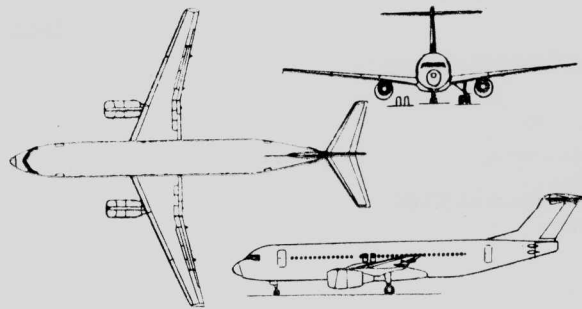


Рис. 11. Схема пассажирского самолета Фоккер F.29

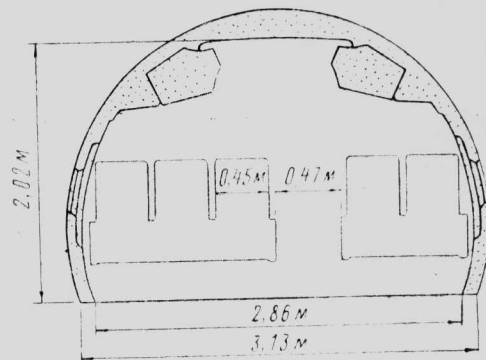


Рис. 12. Сечение пассажирской кабины самолета Фоккер 100

предполагалось разместить на пилонах под крылом. В качестве силовой установки намечалось использовать ТРДД CFM 56-3 с тягой по 9070 кгс (удельный расход топлива 0,634 кгс/кгс-ч на высоте 10670 м при числе $M=0,75$). Максимальный расчетный взлетный вес составил 59700 кгс, а дальность полета ~3180 км.

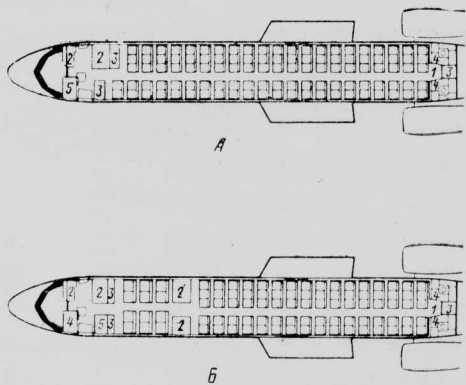
К сентябрю 1980 г. объем испытаний моделей в аэродинамических трубах достиг 6000 ч (включая 5000 ч на исследование сверхкритического крыла).

Фирма Фоккер планировала начать летные испытания самолета F.29 в октябре 1983 г., а сертификацию — в 1985 г. Стоимость разработки оценивалась в 1,2 млрд. долл. [12, 13].

В июне 1982 г. фирма Фоккер, после неудачных попыток заинтересовать авиакомпании самолетом F.29, провела переоценку рынка сбыта и начала предварительные технические проработки нового варианта самолета F.28 на 100 мест [14]. В декабре 1983 г. фирма объявила о начале разработки самолета, получившего обозначение Фоккер 100.

На самолете предполагается применить сверхкритическое крыло, аэродинамическое качество которого будет на 30% выше, чем у крыла самолета F.28. Площадь крыла будет увеличена на 14,5 м².

Самолет Фоккер 100 рассчитан на перевозку 109 пассажиров (при расстоянии между рядами 0,81 м). Кресла установлены по схеме 3+2, ширина прохода 0,47 м (рис. 12). В кабине смешанного класса возможна перевозка 97 пассажиров — 12 в салоне первого класса (расстояние между рядами 0,91 м) и 85 — в салоне экономического класса (расстояние между рядами 0,81 м). Компоновка пассажирской кабины самолета показана на рис. 13 [7, 17]. Боковые багажные полки имеют секции длиной 2 м, общий объем полка 5,49 м³. Под полом



А—107 пассажиров (расстояние между рядами 0,81 м); В—92 пассажира: 12—в салоне первого класса (расстояние между рядами 0,91 м) и 80—в салоне экономического класса (расстояние между рядами 0,81 м)
1—место бортпроводника; 2—буфет; 3—отсек для хранения продуктов; 4—туалет; 5—гардероб

Рис. 13. Варианты компоновки пассажирской кабины самолета Фоккер 100

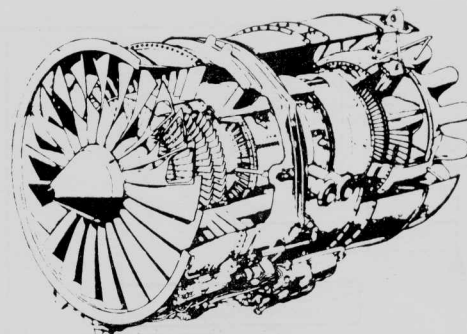


Рис. 15. ТРДД Роллс-Ройс RB.183-03 «Тэй»



Рис. 14. Использование композиционных материалов в конструкции планера самолета Фоккер 100

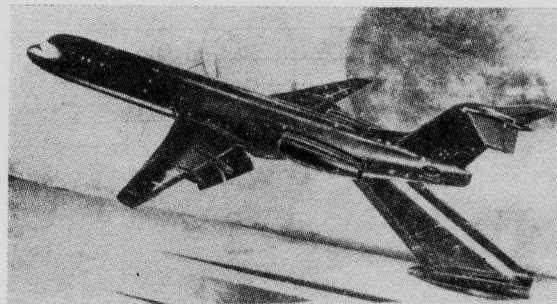


Рис. 16. Испытания модели самолета Фоккер 100 в аэродинамической трубе

пассажирской кабины будут размещаться два багажных отсека общим объемом 17,5 м³. Размер грузовых дверей 0,95×0,9 м [17].

Самолет Фоккер 100 будет иметь новые колеса шасси с углеродными тормозами. Конструкция шасси будет усилена. Фирма намеревается широко использовать композиционные материалы в конструкции самолета (рис. 14), что позволит снизить вес планера на 418 кгс.

Силовая установка будет состоять из двух ТРДД Роллс-Ройс RB.183-03 «Тэй» с тягой по 6150 кгс (рис. 15). Новый двигатель разработан на основе ТРДД «Спей» Mk.555 с использованием соответственно уменьшенных в масштабе узлов двигателя RB.211-535E4. Степень двухконтурности ~3. По уровню шума ТРДД «Тэй» будет на 8 дБ ниже, чем двигатель «Спей». Двигатели будут оснащены реверсами тяги. Стендовые испытания двигателя должны начаться в августе 1984 г., сертификация намечена на июль 1986 г.

ТРДД «Тэй» имеет вентилятор диаметром 1,12 м с широкохордными лопатками, трехступенчатый компрессор низкого давления, 12-ступенчатый компрессор высокого давления, трубчатокольцевую ка-

меру сгорания, трехступенчатую турбину низкого давления и двухступенчатую турбину высокого давления. Степень повышения давления 15,5. Удельный расход топлива будет на 14% ниже, чем у ТРДД «Спей» Mk.555 * [4, 15].

Кабина экипажа будет оснащена электронной системой индикации EFIS. Оборудование самолета позволит совершать автоматическую посадку по категории III.

Модель самолета Фоккер 100 во время испытаний в аэродинамической трубе показана на рис. 16.

Летные испытания самолета Фоккер 100 должны начаться весной 1986 г., а поставки — с 1 апреля 1987 г. На рис. 17 представлен график выполнения программы. Фирма рассчитывает на сбыт 750 самолетов. Цена самолета 14—15 млн. долл. [1].

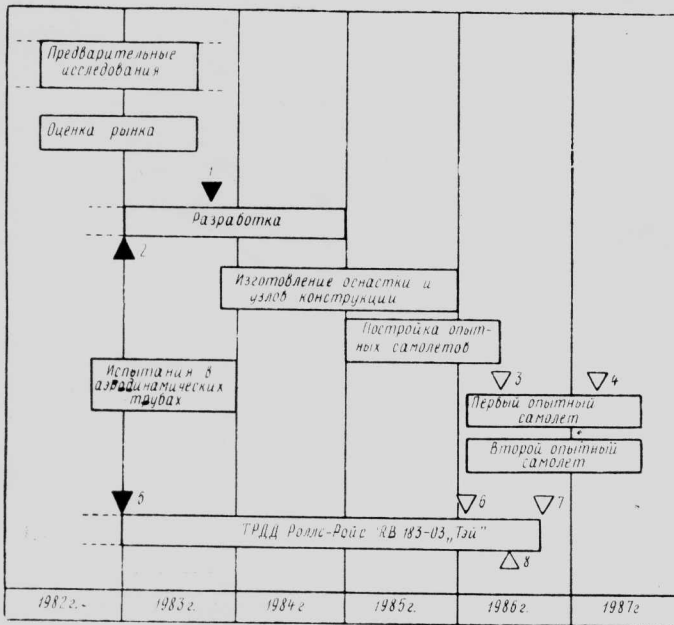
Фирма Фоккер сообщила, что стоимость разработки обоих самолетов составит ~225 млн. ф. ст. В программе могут принять участие фирмы Англии, ФРГ и Франции [16, 18].

На рис. 18, 19, 20 представлены расчетные характеристики самолета Фоккер 100.

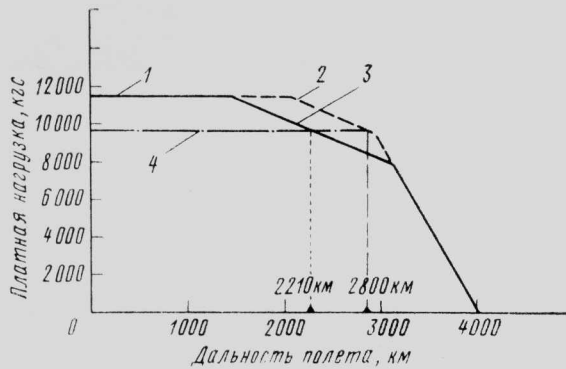
На рис. 21 и 22 сравниваются ПЭР нового самолета и других самолетов такого же класса [7]. По уровню шума самолет Фоккер 100 будет соответствовать нормам FAR 36 (рис. 23 и 24).

* Удельный расход топлива двигателя «Спей» Mk.555 равен 0,75 кгс/кгс·ч ($H=7600$ м, $V=785$ км/ч). Прим. ред.

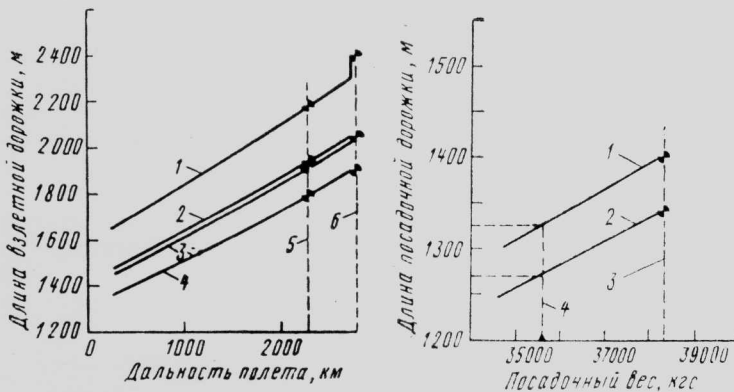
Характеристики самолётов Фоккер 100 и F.28-4000 „Феллоушип“ [3, 7, 17]



1—начало программы; 2—начало разработки; 3—первый полет; 4—сертификация; 5—начало разработки; 6—поставка первого двигателя; 7—первый серийный ТРДД; 8—сертификация ТРДД
Рис. 17. График программы разработки самолета Фоккер 100



1—максимальный вес без топлива 34 700 кгс; 2—максимальный взлетный вес 43 090 кгс; 3—максимальный взлетный вес 41 500 кгс; 4—107 пассажиров (вес одного пассажира 91 кгс)
Рис. 18. Зависимость между дальностью полета и платной нагрузкой самолета Фоккер 100



1—МСА+15°C, H=610 м; 2—МСА+15°C, H=0; 3—МСА, H=610 м; 4—МСА, H=0; 5— $G_{\max}=41\,500$ кгс; 6— $G_{\max}=43\,090$ кгс

Рис. 19. Потребная длина взлетной дорожки по FAR для самолета Фоккер 100

1—МСА, H=610 м; 2—МСА, H=0; 3— $G_{\text{пос. макс}}=38\,330$ кгс; 4—типичный $G_{\text{пос}}$

Рис. 20. Потребная длина посадочной дорожки по FAR для самолета Фоккер 100

| | Фоккер F.28-4000 | Фоккер 100 |
|--|---------------------------------|--|
| Размеры | | |
| Размах крыла, м | 25,07 | 28,08 |
| Длина самолета, м | 29,61 | 35,31 |
| Высота самолета, м | 8,47 | 8,6 |
| Площадь крыла, м ² | 79 | 93,5 |
| Диаметр фюзеляжа, м | 3,3 | 3,3 |
| Относительное удлинение крыла | 7,95 | 8,43 |
| База шасси, м | 10,35 | — |
| Колея шасси, м | 5,04 | — |
| Размеры пассажирской кабины | | |
| Длина, м | 15,31 | 21,06 |
| Высота, м | 2,02 | 2,02 |
| Ширина, м | 3,10 | 3,13 |
| Объем, м ³ | 83 | 113,02 |
| Объем багажного отсека, м ³ | 13,5 | 17,5 |
| Число мест | | |
| Экипаж | 2 | 2 |
| Пассажиров | 85 | 97—109 |
| Силовая установка | | |
| Число и тип двигателя | 2 ТРДД Роллс-Ройс „Спей“ Mk.555 | 2 ТРДД Роллс-Ройс „Тэй“ |
| Взлетная тяга, кгс | 2×4490 | 2×6150 |
| Вес и нагрузки (максимальные) | | |
| Взлетный вес, кгс | 33 110 | 41 500 (возможно увеличение до 43 090) |
| Посадочный вес, кгс | 31 525 | 38 330 |
| Вес самолета без топлива, кгс | 28 120 | 34 700 |
| Запас топлива, л | 10 870 (7820 кгс) | 13 040 (9363 кгс) |
| Вес пустого снаряженного, кгс | 17 545 | 23 200 |
| Платная нагрузка, кгс | 10 575 | 11 500 |
| Летные характеристики | | |
| Крейсерская скорость, км/ч | 843 | — |
| Максимальное число М | — | 0,75 |
| Крейсерский потолок, м | 10 675 | 10 675 |
| Дальность полета, км | 2085 | 2240 |
| Длина разбега (H=0, t=30°C), м | 1585 | 1943 |
| Уровень шума, EPN дБ: | | |
| при взлете | 92,4 | 85,3 |
| в стороне от ВПП | 98,6 | 94,3 |
| при заходе на посадку | 96,6 | 96,2 |

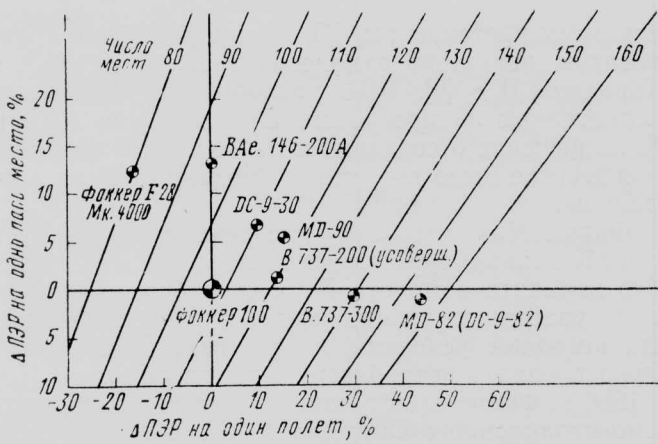


Рис. 21. Сравнение самолета Фоккер 100 с другими самолетами данного класса по ПЭР

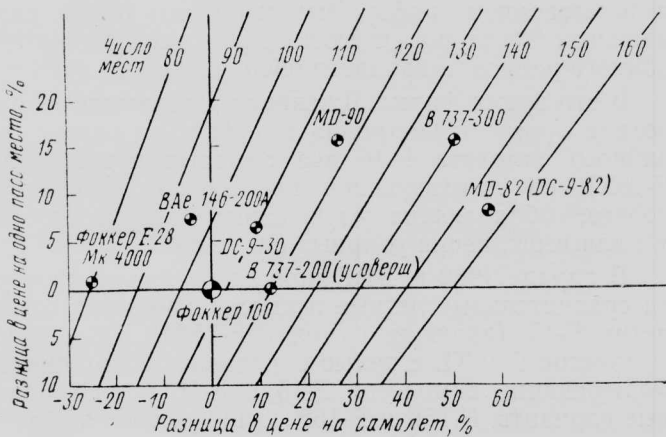


Рис. 22. Сравнение самолетов по цене

1. Interavia Air Letter, 1983, 25/XI, N 10391, p. A-D.
2. Flight International, 1983, v. 124, 3/XII, N 3891, p. 1455-1456.
3. Neu für Kurz- und Mittelstrecke Fokker F50 und F100 vorgestellt. Aerokurier, 1983, XII, N 2, S. 1352-1354.
4. Air et Cosmos, 1983, 26/III, N 947, p. 34.
5. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, XII, N 12, p. 1254.
6. Moxon J. PW100: Canada's commuter turboprop.

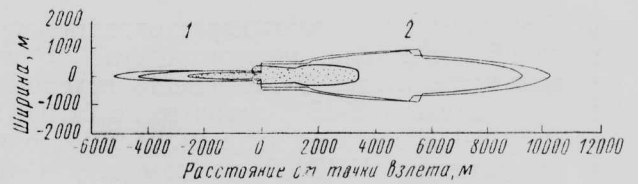


Рис. 23. Площадь зоны на местности с уровнем шума ≥ 85 EPN дБ

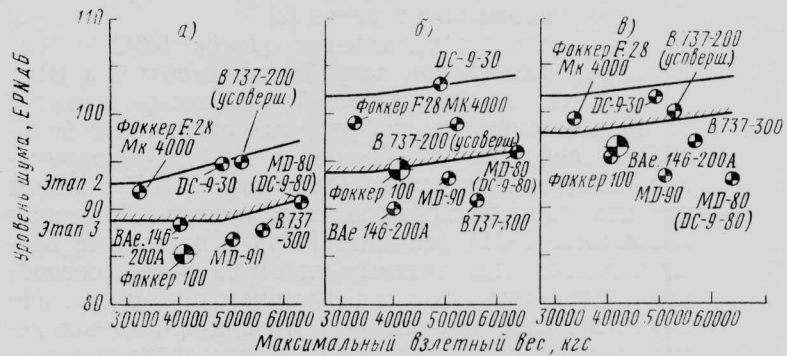


Рис. 24. Зависимости уровней шума на местности ряда самолетов одного класса

- Flight International, 1983, v. 124, 23/VII, N 3872, p. 202-207.
7. Interavia Air Letter, 1983, I/XII, N 10395, p. A-D.
8. Interavia World Review of AAA, 1977, v. 32, II, N 2, p. 106.
9. Air et Cosmos, 1976, 15/V, N 624, p. 23.
10. Interavia Air Letter, 1976, 28/XII, N 8660, p. 1.
11. Air et Cosmos, 1977, 26/III, N 664, p. 21-22.
12. Interavia Air Letter, 1980, 29/IX, N 9596, p. 13-15.
13. Bullock C. F29—will the latest Dutchman fly? Interavia World Review of AAA, 1981, v. 36, VI, N 6, p. 540-541.
14. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 31/VI, N 22, p. 25.
15. Brown D. A. First order launches Rolls-Royce Tay. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 117, 21/III, N 12, p. 59, 61-62.
16. Interavia Air Letter, 1983, 25/XI, N 10391, p. 1-2.
17. Morisset J. Le „Fellowship“ aura un grand frère: le Fokker 100. Air et Cosmos, 1983, 17/XII, N 980, p. 24, 26-30.
18. Air Pictorial, 1984, v. 46, II, N 2, p. 42-43.

Референт В. В. Беляев

УДК 629.735.33 : 623.746.3(73) Макдоннелл-Дуглас F-15E

МНОГОЦЕЛЕВОЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС F-15E

В феврале 1984 г. на основе сравнительного анализа результатов летных испытаний самолетов Макдоннелл-Дуглас F-15 (включая самолет F-15AFCD) и Дженерал Дайнэмикс F-16XL ВВС США приняли решение о серийном производстве многоцелевого истребителя F-15E [1]. В марте 1984 г. ВВС планировали выдать фирме Макдоннелл-Дуглас контракт на полномасштабную разработку истребителя F-15E, начало его серийного производства запланировано на 1986 г., поставка первого самолета F-15E — на 1988 г. Первые эксплуатационные испытания и оценка намечены на начало 1988 г. [2].

ВВС планируют закупить всего 1356 самолетов

F-15* (из них к февралю 1984 г. было поставлено 710 самолетов). Самолеты F-15E будут производиться вместо самолетов F-15 исходных вариантов и не увеличат общее число закупаемых самолетов F-15. Поставки самолетов F-15E на экспорт в настоящее время не предусмотрены. В 1986—1991 гг. ВВС предполагают приобрести 516 самолетов F-15, из них 392 самолета в варианте F-15E. По заявлению официального представителя ВВС, производство самолетов F-15E может продлить срок серийного производства самолетов F-15 с 1991 по 1993 ф. гг. без увеличения общего числа закупаемых самолета-

* Ранее планами предусматривалась закупка 1452 самолетов F-15. Прим. ред.

тов. ВВС предусматривают израсходовать дополнительно 1,5 млрд. долл. на производство 392 многоцелевых истребителей F-15E вместо исходных вариантов самолета F-15*, затраты на НИОКР по самолету F-15E составят 270 млн. долл., в то время как затраты на НИОКР по самолету F-16E — 470 млн. долл. Фирма Макдоннелл-Дуглас имеет возможность увеличить темп производства самолетов F-15 до 12 самолетов в месяц, современный темп — три самолета в месяц [2].

По заявлению начальника штаба ВВС Ч. Габриэля, многоцелевой истребитель необходим ВВС для повышения возможностей тактической авиации по выполнению дальних ударных операций с большой боевой нагрузкой ночью и при неблагоприятных погодных условиях. Самолеты F-15E должны усилить парк устаревающих самолетов Джeneral Дайнемикс F-111 (самолет F-111 в настоящее время является единственным типом самолета, способным выполнять дальние ударные операции). По существующим планам ~70% заданий, выполняемых парком самолетов F-15E, будет связано с осуществлением дальних операций по изоляции поля боя, ~30% заданий — с осуществлением операций по завоеванию превосходства в воздухе.

Габриэль отметил, что выбор самолета F-15E был обусловлен его значительным превосходством над самолетом F-16XL при выполнении многоцелевых задач. Самолет F-15E обладает лучшими летными характеристиками, эффективностью выполнения задания и характеристиками обслуживания. Величина дополнительных ассигнований для производства самолета F-15E будет меньше, чем для самолета F-16XL [2, 3].

Летные испытания показали, что многоцелевой вариант самолета F-15 обеспечивает поражение большего числа целей, более точное распознавание целей и доставку оружия, имеет лучшую характеристику дальность полета — боевая нагрузка [1].

Оценка эффективности применения истребителя F-15 для атак наземных целей проводилась фирмой Макдоннелл-Дуглас с 1976 г., когда были проведены испытания, во время которых оценивалась точность доставки самолетом F-15 оружия класса воздух—поверхность. При бомбометании достигалось круговое вероятное отклонение 5—8 тысячных, т. е. меньше, чем при использовании самолетов A-4, A-7, F-4, A-6 и F-111 [5]. Фирма утверждала, что самолет F-15 может нести на внешних узлах боевую нагрузку весом свыше 6350 кгс [5], в том числе 18 бомб калибром 227 кгс или три управляемые бомбы, или три контейнера с кассетным оружием помимо восьми ракет класса воздух—воздух [6].

В 1978 г. фирма предложила самолет F-15 на конкурс по программе улучшенного тактического истребителя ETF (Enhanced Tactical Fighter), предназначенного для выполнения всепогодных ударных операций и замены истребителя-бомбардировщика F-111. Предполагалось создать истребитель ETF на основе одного из существующих самолетов. Помимо самолета F-15, который считался наиболее

* Это не соответствует другим сведениям, приведенным в данной статье, согласно которым стоимость самолетов F-15E с оборудованием будет, по оценке фирмы Макдоннелл-Дуглас, на 4% выше стоимости самолетов F-15C/D. Ранее сообщалось, что стоимость самолета F-15E будет выше на 1,6 млн. долл., чем у исходного варианта, и составит 32,6 млн. долл. *Прим. ред.*

серьезным претендентом [7], на конкурс были представлены варианты самолетов F-16, A-10, A-7 и «Торнадо» IDS [8]. ВВС предполагали завершить исследования по программе ETF в конце 1979 г. [9], но решение о создании и производстве истребителя ETF не было принято, и программа была прекращена.

Фирма Макдоннелл-Дуглас решила продолжить на собственные средства исследования многоцелевого варианта самолета F-15, способного осуществлять ударные операции ночью и в неблагоприятных погодных условиях, и заставить ВВС официально признать потребность в таком самолете [10]. В 1980 г. фирма приступила к летным испытаниям демонстрационного самолета F-15AFCD (Advanced Fighter Capability Demonstrator) (первоначальное название F-15 «Страйк Игл»), модифицированного из двухместного самолета F-15B и отличающегося использованием конформных топливных баков, размещенных по сторонам фюзеляжа, и усовершенствованного радиоэлектронного оборудования.

В это время фирма Джeneral Дайнемикс разработала проект и построила в 1982 г. на основе серийного самолета F-16 два опытных истребителя F-16XL со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета, обладающих улучшенными возможностями для выполнения ударных операций.

В начале 1982 г. ВВС приняли решение провести сравнительные летные испытания четырех самолетов F-15 (включая самолет F-15AFCD) и двух самолетов F-16XL с целью определить возможность модификации самолетов F-15 и F-16 в многоцелевые варианты F-15E и F-16E. Было решено выбрать один из этих самолетов для серийного производства [11]. Испытания начались в 1982 г., продолжались шесть месяцев и завершились в мае 1983 г., самолеты F-15 выполнили 216 полетов, самолеты F-16XL — 387 полетов общей продолжительностью ~445 ч. В ходе испытаний оценивалась способность самолетов обнаруживать и атаковать наземные цели ночью и на малой высоте при сохранении способности осуществлять завоевание превосходства в воздухе. Сведения о программе испытаний и особенностях участвовавших в них самолетов приведены в «ТИ» № 7, 1984 г.

По внешнему виду самолет F-15E (см. рисунок) будет аналогичен двухместному учебно-тренировочному самолету F-15D. Запас топлива во внутренних баках не будет уменьшен. На самолете будут устанавливаться конформные баки с запасом топлива более 4080 кгс [1].

Самолет F-15E будет иметь на 96% (по весу) аналогичные с исходным самолетом F-15 конструкцию и системы и на 87% общие запасные части. Основные отличия самолета F-15E по сравнению с вариантами F-15C/D будут заключаться в следующем:

использование двухместной кабины экипажа с установкой в задней кабине оборудования для оператора системы вооружения;

установка в пушечном отсеке дополнительно внутренних средств РЭП;

наличие пяти узлов для подвески оружия класса воздух—поверхность;

возможность доставки ядерного оружия при радиусе действия ~1610 км;

установка средств УКВ связи.

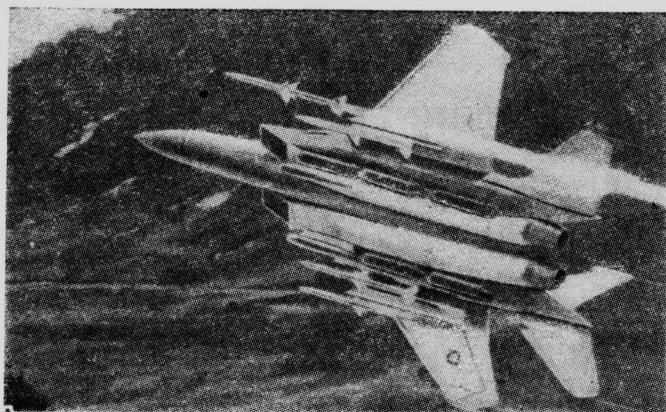


Рисунок самолета F-15E с боевой нагрузкой на внешних узлах

Максимальный взлетный вес самолета F-15E составит 36 730 кгс (шасси будет усилено), максимальный вес боевой нагрузки самолета будет равен 11 113 кгс*, т. е. будет сравним с боевой нагрузкой самолета F-111 [2]. Общее число узлов подвески внешних грузов составит 15 [3, 12].

Утверждается, что самолет F-15E с боевой нагрузкой должен быть способен выполнять маневры с перегрузкой 9 [2]. Это противоречит приводившимся ранее сведениям по демонстрационному самолету F-15AFCD. Указывалось, что при взлетном весе 28 120 кгс (с 2 конформными топливными баками, контейнером с системой «Пейв Тэк», 12 бомбами Mk. 82 калибром 227 кгс и 4 УР AIM-9L «Сайдундер») максимальная эксплуатационная перегрузка самолета F-15AFCD составляет 5, а без оружия класса воздух—поверхность самолет способен осуществлять установившиеся развороты с перегрузкой 7 [15].

При выполнении заданий по завоеванию превосходства в воздухе самолет будет вооружен восемью УР класса воздух—воздух. Возможна установка УР Хьюз AIM-120 (AMRAAM), Райтеон—Дженерал Дайнемикс AIM-7 «Спэрроу» и Форд—Райтеон AIM-9 «Сайдундер». Для выполнения ударных операций может быть использовано обычное и ядерное вооружение, в том числе оружие, запускаемое вне зоны ПВО противника, например, тактическая ракета JTACM, планирующие бомбы (обычные и с ускорителями), УР Хьюз «Мейврик», а также контейнер с пушкой калибром 30 мм. На узлах тангенциальной подвески вооружения может быть установлено до четырех бомб калибром 907 кгс или 12 бомб калибром 453 кгс.

Предусматриваемый тактический радиус действия самолета F-15E будет зависеть от района его использования: на европейском ТВД он должен достигать 1300 км, в Юго-Восточной Азии — 1390 км, на Дальнем Востоке — 1200—1480 км. Перегоночная дальность составит, по оценке, 5020 км [2].

На разработку части оборудования, которое будет установлено на самолете F-15E, предусмотрены ассигнования в рамках многоэтапной программы совершенствования самолета F-15, на которую к 1984 г. выделен 361 млн. долл. Сюда входят, РЛС

* Максимальный взлетный вес исходного самолета F-15C 30 845 кгс. Ранее предполагалось, что максимальный взлетный вес самолета F-15E будет 34 090 кгс, максимальный вес внешней нагрузки превысит 12 000 кгс [13]. Во время испытаний взлетный вес самолета F-15AFCD достигал 34 020 кгс [4].

APG-70, центральная ЭВМ и программируемая система управления вооружением, усовершенствованная система РЭБ, средства, обеспечивающие возможность применения УР AIM-120. РЛС APG-70 является развитием исходной РЛС APG-63 и отличается использованием программируемого процессора и новых режимов работы, включающих режим доплеровского сужения луча (что обеспечит возможность картографирования с высокой разрешающей способностью на дальности более 93 км) и режим сопровождения при сканировании.

На самолете F-15E будет также устанавливаться контейнерная маловысотная прицельно-навигационная система LANTIRN, разрабатываемая для самолетов F-16 и A-10. Эта система включает контейнер с РЛС следования рельефу местности и ИК системой переднего обзора с широким полем зрения, а также контейнер с ИК системой с узким полем зрения и лазерным дальномером-целеуказателем.

В передней кабине будет установлен новый широкоугольный коллиматорный индикатор (индикатор на лобовом стекле), в задней — четыре дисплея на ЭЛТ для отображения информации от РЛС, ИК систем, системы предупреждения об угрозе и для представления карты местности [16].

По заявлению официального представителя министерства обороны, с целью снижения ЭПР самолета F-15E на нем предполагается использовать радиопоглощающие покрытия, планируется несколько изменить его конфигурацию для получения более плавных обводов. Министерство обороны рекомендует обеспечить возможность использования с самолета F-15E противорадиолокационных ракет HARM [17].

Программа самолета F-16XL не будет прекращена. Габриэль заявил, что самолет F-16XL, хотя и уступает самолету F-15E, продемонстрировал «большие потенциальные возможности для дальнейшего совершенствования». ВВС планируют продолжить оценку самолета F-16XL (включая проведение летных испытаний) и изучить дальнейшее его усовершенствование, предусматривая возможное использование этого самолета в будущем в качестве одностороннего усовершенствованного варианта самолета F-16 [2].

1. Interavia Air Letter, 1984, 29/II, N 10454, p. 2.
2. Aviation Week and Space Technology, 1984, 5/III, v. 120, N 10, p. 18.
3. Interavia Air Letter, 1984, 27/II, N 10452, p. 1.
4. Aerospace Daily, 1978, 4/V, v. 91, N 4, p. 96.
5. Flight International, 1976, v. 107, 24/VII, N 3515, p. 122.
6. Furlong R. D. Operational aspects of the F-15 Eagle. International Defense Review, 1975, v. 8, N 3, p. 361—371.
7. Aviation Week and Space Technology, 1978, v. 109, 6/XI, N 19, p. 15.
8. Interavia Air Letter, 1978, 22/VIII, N 9073, p. 1.
9. Aerospace Daily, 1978, v. 94, 14/XI, N 9, p. 59.
10. Aerospace Daily, 1980, v. 105, 3/IX, N 2, p. 10—11.
11. Flight International, 1982, v. 121, 27/II, N 3799, p. 469.
12. Interavia Air Letter, 1984, 13/III, N 10463, p. 5.
13. International Defense Review, 1983, v. 16, II, N 2, p. 165—174.
14. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 16/V, N 20, p. 61.
15. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 26/IV, N 17, p. 39—45.
16. Flight International, 1984, v. 125, 10/III, N 3905, p. 620.
17. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 13/II, N 7, p. 15.

Референты И. Ю. Казакова
М. А. Левин

ОБЪЕДИНЕНИЕ СИСТЕМ ОБДУВА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА И УПРАВЛЕНИЯ ЦИРКУЛЯЦИЕЙ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

За последние два десятилетия был предложен ряд систем увеличения подъемной силы крыла для повышения грузоподъемности самолета или обеспечения короткого взлета и посадки (КВП). Некоторые из этих схем с большим или меньшим успехом были проверены в летных испытаниях.

При оценке систем увеличения подъемной силы с технической и эксплуатационной точек зрения основными критериями должны являться степень механической сложности и величина энергии, затрачиваемой на достижение характеристик КВП или увеличение грузоподъемности. Первый критерий отражает степень технического риска, связанного с разработкой данной системы, стоимость этой системы и сложность ее технического обслуживания. Второй критерий показывает экономическую целесообразность увеличения платной нагрузки или достижения характеристик КВП.

Перспективными средствами увеличения подъемной силы крыла являются управление циркуляцией и обдув струями двигателей верхней поверхности крыла.

На крыле с системой управления циркуляцией (СУЦ) вместо обычного закрылка используется цилиндрическая поверхность небольшого радиуса вдоль задней кромки, обдуваемая по касательной сжатым воздухом через узкую щель на верхней поверхности крыла (рис. 1). Тонкая воздушная пленка (рис. 2), обтекая цилиндрическую заднюю кромку, отклоняется вниз. Это явление, известное как эффект Коанда, является результатом равновесия между центробежной силой и перепадом статического давления по толщине воздушной пленки

$$\left(\frac{\Delta p}{\Delta r} = \frac{\rho V_n^2}{r + \eta} \right).$$

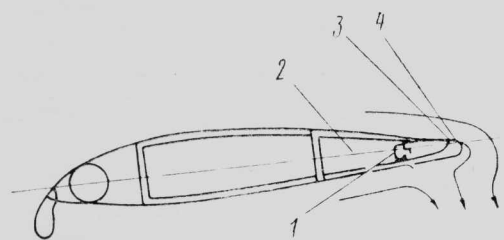
Увеличение подъемной силы при небольших значениях коэффициента импульса струи $c_n = \frac{\dot{m} V_n}{qS}$ (\dot{m} — расход воздуха, V_n — скорость пленки) обусловлено в основном воздействием пленки на пограничный слой. Увеличение циркуляции дает дополнительный прирост подъемной силы. При острой задней кромке интенсивность циркуляции уже не должна определяться условием Кутта. На профиле с управляемой циркуляцией величина

циркуляции и, следовательно, положение критических точек на передней и задней кромке меняются в соответствии с изменением количества движения воздушной пленки, увеличение которой эквивалентно увеличению кривизны профиля вблизи задней кромки. Интенсивный выдув воздушной пленки обеспечивает превышение величин коэффициента подъемной силы для потенциального потока, создавая условия суперциркуляции.

На рис. 3 приведены графики $c_y = f(\alpha, c_n)$ для сверхкритического профиля ($\bar{c} = 0,17$) с управляемой циркуляцией. При относительно небольших значениях c_n коэффициент подъемной силы профиля приближается к 7. Это значительно больше, чем при использовании сложных многощелевых закрылков. Для сравнения на рис. 4 показаны характеристики подъемной силы нескольких типовых профилей с закрылками.

По весовым характеристикам и степени механической сложности крыло с управляемой циркуляцией также выгодно отличается от крыла со щелевыми закрылками. Для перехода от взлетной к крейсерской конфигурации требуется только отключить подачу воздуха. На рис. 5 дано сравнение полар сверхкритического профиля крыла с управляемой циркуляцией и обычного сверхкритического профиля в условиях крейсерского полета. Увеличение толщины задней кромки до $0,018 b$ почти не увеличивает сопротивление в крейсерском полете. Таким образом, крыло с СУЦ может не иметь подвижных элементов механизации.

Для испытаний крыла с СУЦ, проведенных ВМС США, использовали легкий бомбардировщик Грумман А-6 (см. «ТИ» № 2, 1982). В процессе летных испытаний модифицированного самолета был получен максимальный коэффициент подъемной силы 3,9 при $c_n = 0,3$. Это эквивалентно увеличению подъемной силы на 58% по сравнению с



1 — кран управления расходом воздуха; 2 — воздушная камера обдува задней кромки; 3 — щель обдува; 4 — поверхность Коанда

Рис. 1. Крыло с системой управления циркуляцией (СУЦ)

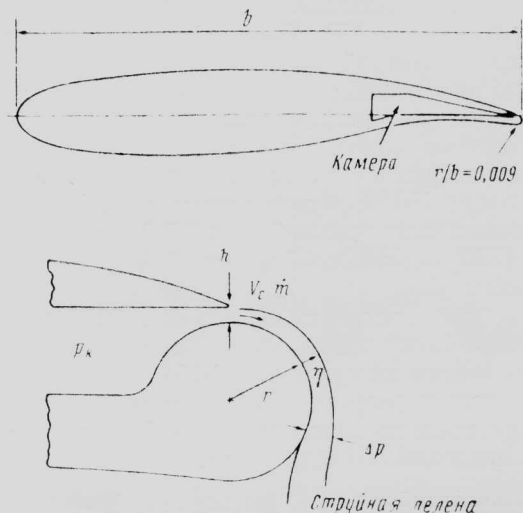


Рис. 2. Профиль с управляемой циркуляцией на базе 17-процентного суперкритического профиля NASA

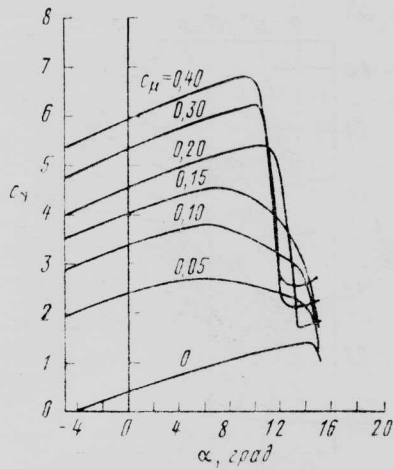


Рис. 3. Зависимости $c_y = f(\alpha, c_\mu)$ для сверхкритического профиля с управляемой циркуляцией ($c = 0,17$)

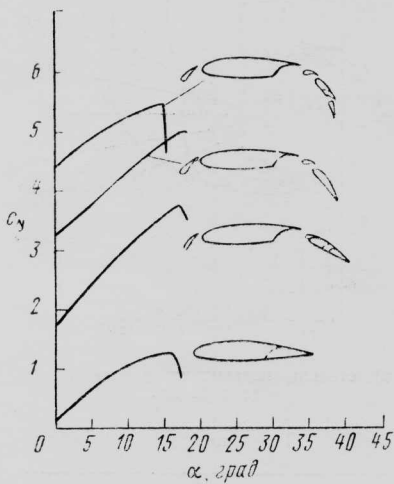
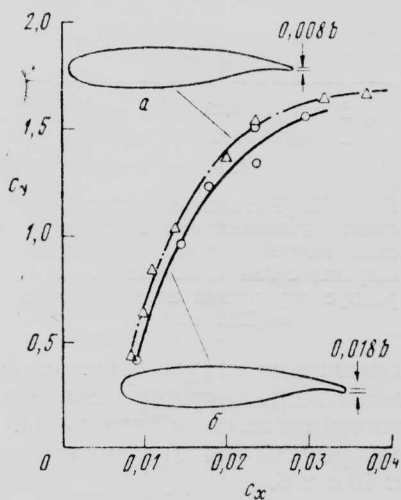


Рис. 4. Зависимости $c_y = f(\alpha)$ для профилей крыла с механическими закрылками и предкрылками



а—сверхкритический профиль NASA; б—сверхкритический профиль крыла с управляемой циркуляцией при $c_\mu = 0$
Рис. 5. Поляры сверхкритических крыльев

исходным самолетом А-6 с отклоненными на 30° щелевыми закрылками. СУЦ позволяет увеличить взлетно-посадочные характеристики или увеличить боевую нагрузку на 75%.

На рис. 6 показана система обдува верхней поверхности (СОВП) крыла, также использующая криволинейную поверхность Коанда в виде отклоненного закрылка. Увеличение подъемной силы достигается как за счет усиления циркуляции вследствие захвата воздушного потока на крыле реактивной струей, так и благодаря отклонению струи вниз под действием закрылка.

При обдуве верхней поверхности крыла достигается очень экономичное использование энергии двигателя для увеличения подъемной силы. Впервые такая система была испытана на экспериментальном самолете QSRA (см. «ТИ» № 1, 1983) и на опытном самолете Боинг УС-14 (см. «ТИ» № 1, 1978).

На рис. 7 показана комбинированная система (КС) увеличения подъемной силы крыла, объединяющая обдув верхней поверхности крыла с управляемой циркуляцией. Большие механические закрылки здесь заменены небольшими поворотными щитками с цилиндрической поверхностью.

На рис. 8 показан возможный вариант самолета КВП с КС. На этом самолете турбовентиляторные

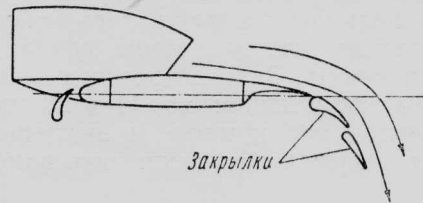
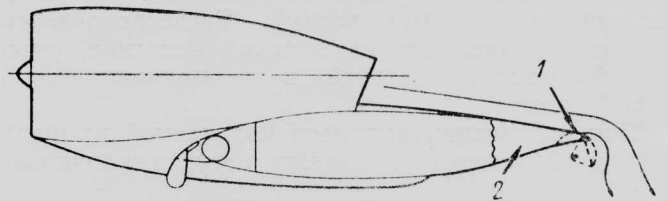
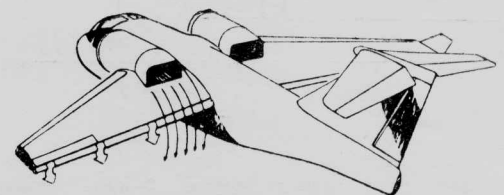


Рис. 6. Система обдува верхней поверхности крыла реактивными струями двигателей



1—щель; 2—воздушная камера
Рис. 7. Комбинированная система увеличения подъемной силы крыла (КС)



а—корневая часть; б—концевая часть
Рис. 8. Предлагаемый самолет КВП с КС

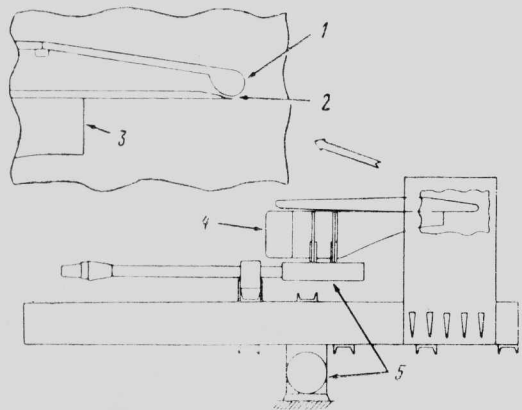
двигатели установлены над крылом, и их выхлопные струи омывают верхнюю поверхность крыла в корневой части. При этом помимо регулирования эффективной кривизны крыла за счет управления циркуляцией используется также дополнительная подъемная сила, создаваемая отклонением вниз выхлопных струй под действием выдуваемой воздушной пелены. При изменении импульса пелены изменяется степень отклонения выхлопной струи. Такая схема менее сложна и тяжела, чем сочетание механического щитка Коанда и двухцелевого закрылка, обычно применяемое на самолетах с обдувом верхней поверхности крыла.

Возможность увеличения подъемной силы на крыле с КС зависит от степени эффективности отклонения выхлопной струи.

В НИЦ им. Тэйлора ВМС США было проведено параметрическое исследование с целью выявления факторов, влияющих на способность системы управления циркуляцией отклонять выхлопную струю большой толщины. На рис. 9 показана схема использования экспериментальной установки. Для моделирования выхлопной струи в этой установке применяются tandemные турбовентиляторы. Отношение ширины выхлопной струи к ее толщине выбиралось равным 2,4 или 6 с помощью установки соответствующего плоского сопла. Выхлопная струя направлялась вдоль плоской пластины, в конце которой была щель, откуда выдувалась воздушная пелена. Расстояние между срезом сопла и щелью можно было менять. Задние кромки имели различные радиусы закругления: 5,5, 11 и 22 мм. Двигатель установлен под крылом, и выхлопная струя отклонялась вверх, чтобы исключить влияние земли.

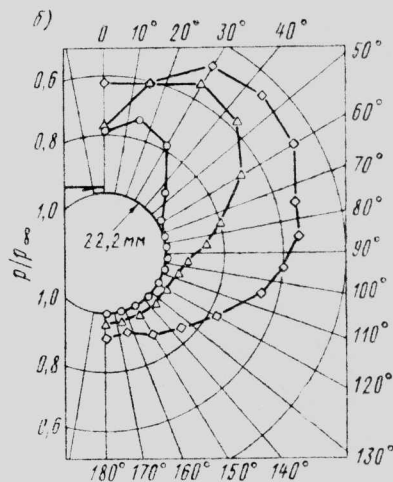
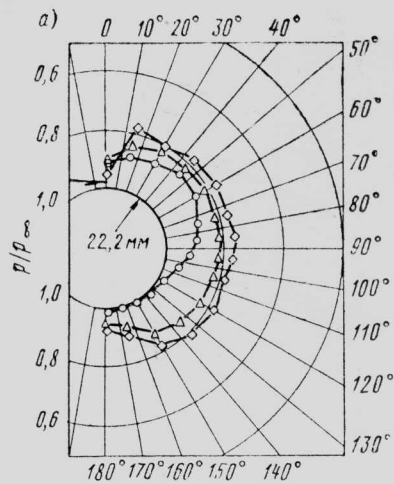
Тяга измерялась с помощью шестикомпонентных весов. Вторые шестикомпонентные весы использовались для измерения полной силы, создаваемой силовой установкой. Эффективный угол отклонения вектора тяги θ определялся по составляющим силы, замеренным вторыми весами. Регистрировалось статическое давление на плоской пластине, омываемой выхлопной струей, и на цилиндрической задней кромке.

При увеличении импульса подаваемой из щели воздушной пелены выхлопная струя отклонялась



1 - скругленная задняя кромка; 2 - щель подачи воздуха для управления циркуляцией; 3 - плоское сопло; 4 - вентиляторы для моделирования двухконтурного двигателя; 5 - шестикомпонентные весы

Рис. 9. Экспериментальная установка



а) степень повышения давления 1,05, тяга 13 кгс

| | $\dot{m}V_{II}$, кгс | θ , град |
|---|-----------------------|-----------------|
| ○ | 5,12 | 96,6 |
| △ | 15,5 | 164,5 |
| ◇ | 28 | 172,0 |

б) степень повышения давления 1,05, тяга 41,3 кгс

| | $\dot{m}V_{II}$, кгс | θ , град |
|---|-----------------------|-----------------|
| ○ | 5,15 | 31,6 |
| △ | 15,6 | 83,5 |
| ◇ | 28,05 | 139,4 |

Рис. 10. Распределение статического давления на цилиндрической задней кромке (отношение ширины сопла к высоте равно 6, радиус скругления задней кромки 22,2 мм)

вверх. На омываемой струей зоне задней кромки давление падает ниже окружающего. Эта сила разрежения вычитается из силы тяги сопла.

Некоторые результаты эксперимента представлены на рис. 10, а и б.

Результаты этого исследования показывают, что максимальное отклонение выхлопной струи с помощью системы управления циркуляцией зависит от давления струи, радиуса скругления задней кромки и площади зоны, омываемой выхлопной

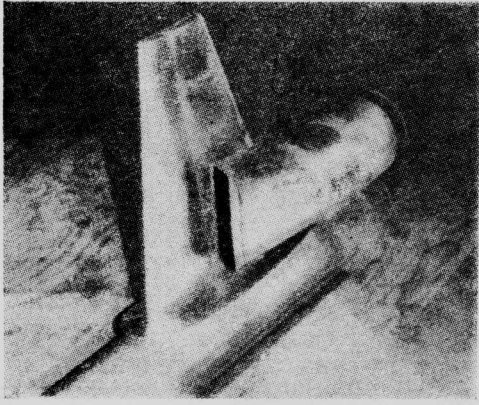
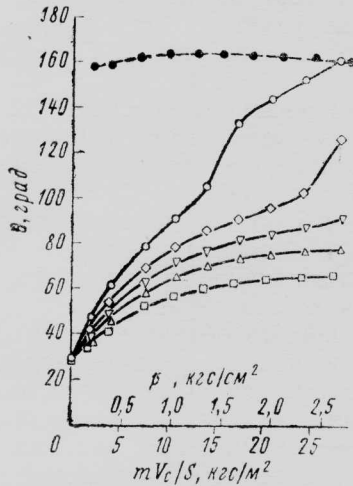


Рис. 11. Модель полукрыла с КС



| Тяга, кгс | |
|-----------|-------|
| ● | 0 |
| ○ | 10,55 |
| ◇ | 15,0 |
| ▽ | 20,0 |
| △ | 26,4 |
| □ | 33,0 |

Рис. 12. Поворот вектора тяги θ в статических условиях ($p_{\text{сущ}}$ — полное избыточное давление в камере)

струи. Выяснилось также, что с помощью системы управления циркуляцией можно отклонять выхлопную струю на значительно большие углы, чем при использовании обычных закрылков.

Возможности отклонения вектора тяги в статических условиях оценивались также с помощью модели полукрыла (рис. 11), более точно воспроизводящей установку турбовентиляторного двигателя над крылом с управляемой циркуляцией.

Крыло имело сверхкритический профиль с относительной толщиной 14% и удлинение 4,0. Радиус скругления задней кромки составлял 3,6% местной хорды крыла, ширина щели для выдува воздуха была равна 3,1% радиуса скругления. Для предотвращения срыва на носке крыла использовался щиток Крюгера с 15%-ной хордой, отклоненный на

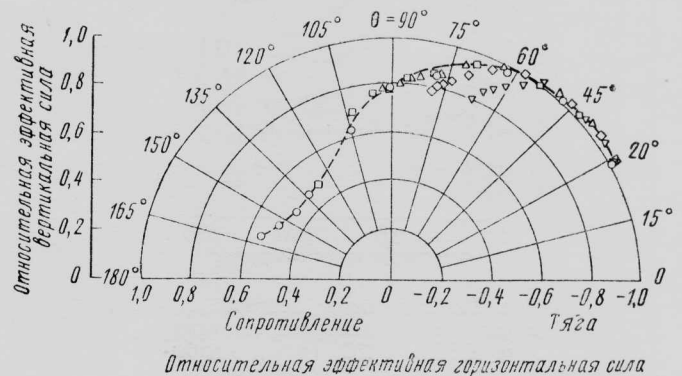
40°. Для моделирования турбовентиляторного двигателя были использованы tandemные турбовентиляторы диаметром 140 мм, дающие максимальную статическую тягу 36,3 кгс.

Сильное влияние на отклонение вектора тяги оказывают геометрические характеристики сопла. Чем больше поверхность крыла, омываемая выхлопной струей, тем более эффективно посредством отклонения выхлопной струи генерируется подъемная сила. Поэтому желательно использовать сопло, распределяющее выхлопную струю как можно шире. При первых испытаниях модели использовалось сопло почти прямоугольного сечения с отношением ширины к высоте 3,3.

На рис. 12 показана зависимость эффективного угла отклонения вектора тяги θ от $mV_{\text{п}}/S$, давления в воздушной камере $p_{\text{сущ}}$ и статической тяги T . Выдув пелены осуществлялся только на корневой части крыла, обдуваемой выхлопной струей.

При $mV_{\text{п}}=0$ реактивная струя отклонялась только на 29°. С увеличением интенсивности выдува воздушной пелены эффективный угол отклонения вектора тяги увеличивался. При постоянной величине $mV_{\text{п}}$ эффективное отклонение вектора тяги уменьшалось с ростом тяги двигателя.

На рис. 13 показано изменение вертикальной и горизонтальной составляющих общей силы, отнесенных к сумме тяги двигателя и реактивной тяги от истечения воздушной пелены ($T+mV_{\text{п}}$). В статических условиях при углах поворота до 55° потери реактивной суммарной силы пренебрежимо малы. При больших углах коэффициент использования суммарной реактивной силы снижается, но имеет вполне приемлемое значение. Для меньших уровней тяги этот коэффициент превышает 80% вплоть до угла отклонения 90°. Эти данные свидетельствуют о потенциальной эффективности КС на самолете КВП. При посадке самолета КВП вектор тяги целесообразно отклонять примерно на 60°. При отрыве носового колеса на взлете отклонение



| Тяга, кгс | |
|-----------|-------|
| ○ | 10,55 |
| □ | 15,0 |
| △ | 20,0 |
| ◇ | 26,4 |
| △ | 33,0 |

Рис. 13. Угол поворота вектора тяги и эффективная тяга

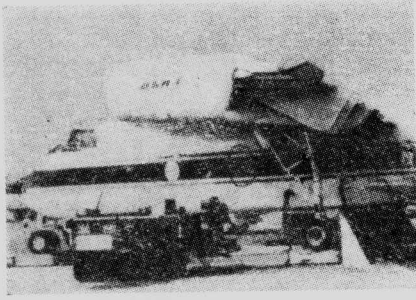


Рис. 14. Самолет QSRA, оснащенный экспериментальной системой управления циркуляцией на корневой части крыла

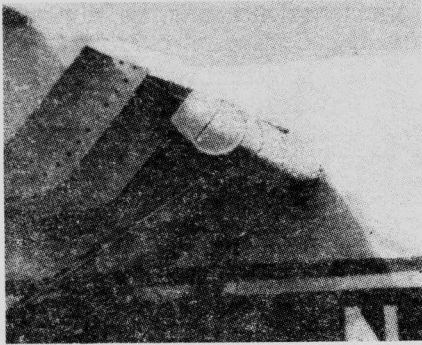


Рис. 15. Экспериментальная система управления циркуляцией на самолете QSRA

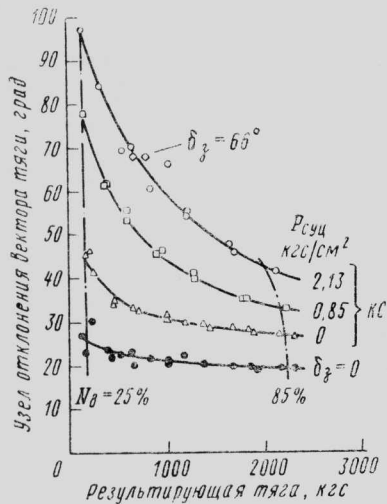


Рис. 16. Отклонение вектора тяги в статических условиях на самолете QSRA с КС ($P_{с\text{уц}}$ — избыточное давление в камере системы управления циркуляцией; N_v — частота вращения вентилятора ТРДД)

тяги более чем на 20° при небольшой тяговооруженности ведет к недопустимому уменьшению горизонтального ускорения.

Следующим этапом исследований были натурные испытания с горячей струей двигателя.

Для натуральных статических испытаний КС в НИЦ им. Эймса был использован эксперименталь-

ный самолет QSRA. Основными задачами испытаний являлись определение возможности отклонения тяги используемого на этом самолете двухконтурного двигателя со смещением потоков и соплом D-образного сечения и сравнение этих результатов с прежними данными для моделей уменьшенного масштаба. Поскольку летные испытания на этом этапе не планировались, выдув воздушной пелены на задней кромке крыла с большим скруглением был организован только за одним ТРДД YF102 (рис. 14 и 15). Для простоты воздух для управления циркуляцией брался не от двигателя, а от аэродромного пневмостартера.

Для визуализации отклоненного потока в зоне задней кромки длиной 1,83 м использовались шелковинки. При подаче воздуха в систему управления циркуляцией шелковинки в зоне под крылом вытягивались почти горизонтально вперед, а вне зоны управления циркуляцией были направлены назад примерно параллельно верхней поверхности закрылка.

На рис. 16 показано изменение угла отклонения вектора тяги в зависимости от величины суммарной тяги при трех значениях давления в системе управления циркуляцией. Приведена также кривая для исходной системы обдува верхней поверхности при нулевом угле отклонения закрылка. При различных уровнях тяги кривизна задней части профиля, обусловленная действием только системы управления циркуляцией без обдува верхней поверхности, приводит к увеличению угла отклонения тяги на $7-20^\circ$. Обдув верхней поверхности позволяет при малых режимах работы двигателя доводить угол отклонения тяги до 97° , при максимальном режиме — до 42° . Результаты эксперимента свидетельствуют о возможности получения требуемой вертикальной силы при взлете и при уходе на второй круг. Как видно из показанных на рис. 17 графиков зависимости между вертикальной и горизонтальной составляющими тяги, за счет изменения давления в системе управления циркуляцией можно в широких пределах регулировать характеристики самолета КВП. Можно, например, обеспечить постоянство вертикальной (подъемной) силы, регулируя угол отклонения тяги путем изменения давления в системе управления циркуляцией. Для изменения горизонтальной и вертикальной сил не требуется ни менять угол атаки, ни отклонять средства механизации крыла.

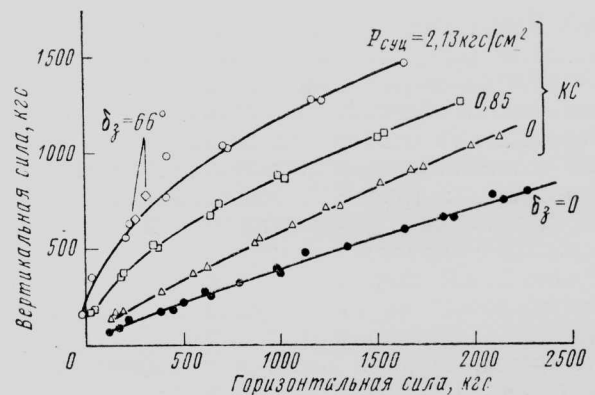


Рис. 17. Составляющие статической тяги на самолете QSRA с КС

Сравнение этих данных с результатами модельного эксперимента на рис. 12 показало, что в натуральных испытаниях угол отклонения получается несколько меньшим. Это, по-видимому, является результатом влияния длины щели СУЦ и генераторов вихрей, а не масштаба и температуры. Часть выхлопной струи не отклонялась, так как находилась за пределами зоны управления циркуляцией, о чем свидетельствуют результаты визуализации с помощью шелковинки. Шелковинки в зоне цилиндрической задней кромки огибают ее, а за ее пределами направлены назад. Если увеличить длину зоны управления циркуляцией и изменить геометрию задней кромки, то углы отклонения вектора тяги возрастут.

Таким образом, испытания в натуральных условиях подтверждают возможность отклонения тяги более чем на 90° без использования средств механизации крыла.

Однако эти испытания проводились в статических условиях и не учитывают влияния набегающего потока. На взлете, когда отклонение вектора тяги ограничивается требованиями обеспечения разгона, СУЦ может быть основным средством изменения подъемной силы. Для полной оценки характеристик системы КС были проведены испытания показанной на рис. 11 модели.

На рис. 18 представлены зависимости $c_y = f(\alpha, c_T, c_\mu)$ для указанной модели вместе с параметрами сопла D-образного сечения. Соответствующие поляры показаны на рис. 19.

При включении СУЦ эффективная кривизна крыла возрастает, что приводит к увеличению подъемной силы и сопротивления. При угле атаки 25° коэффициент подъемной силы крыла без КС равен 1,6. При том же угле атаки и включенной СУЦ ($c_\mu = 0,25$) максимальный коэффициент подъемной силы увеличивается до 3,0.

Обдув верхней поверхности крыла имитированной струей двухконтурного двигателя дополнительно увеличивает подъемную силу. Струя ускоряет

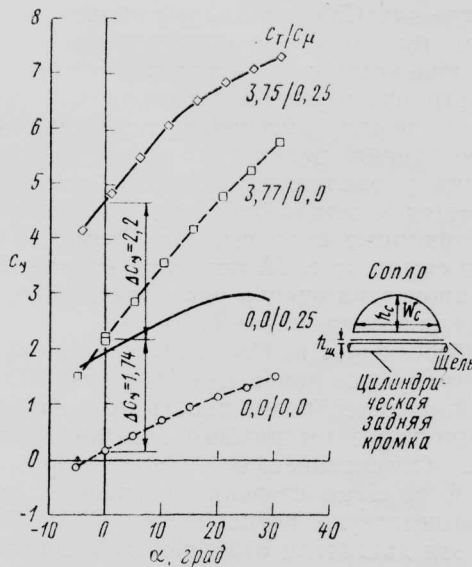


Рис. 18. Зависимости $c_y = f(\alpha, c_T, c_\mu)$ для модели с КС ($h_c = 81,4$ мм; $W_c = 259$ мм; $h_c/h_{щ} = 189,4$)

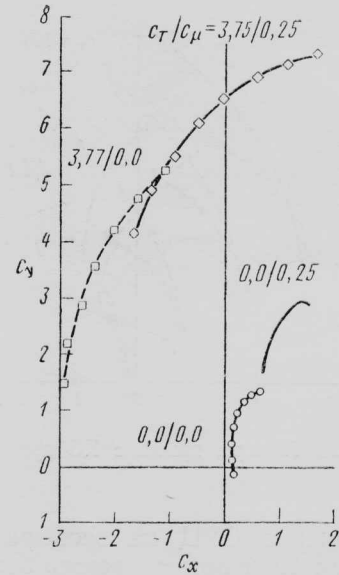


Рис. 19. Типовая поляра крыла с КС

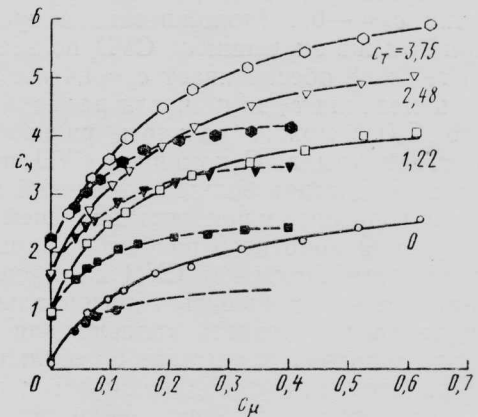


Рис. 20. Зависимости $c_y = f(c_T, c_\mu)$ при $\alpha = 0$

местный поток и предотвращает срыв потока. Некоторое отклонение вектора тяги происходит и при выключенной СУЦ — это обусловлено геометрическими характеристиками крыла и сопла. Увеличение подъемной силы достигается ценой лишь небольшой потери горизонтальной тяги.

Эффект КС при различных углах атаки показывают верхние кривые на рис. 18 и 19. На использованной модели полукрыла малого удлинения был получен коэффициент подъемной силы 6,5; равенство между тягой и полным сопротивлением системы достигалось при $c_T = 3,75$, $c_\mu = 0,25$ и $\alpha = 16,6^\circ$. Следует отметить, что без обдува верхней поверхности при $c_\mu = 0,25$ прирост коэффициента подъемной силы составлял 1,74, а с обдувом ($c_T = 3,75$) достигал 2,2.

Для полной оценки возможностей КС следует провести сравнение подъемной силы и сопротивления при постоянном угле атаки и различных значениях c_T и c_μ . На рис. 20 приведены зависимости $c_y = f(c_\mu, c_T)$ при $\alpha = 0$. Соответствующие поляры помещены на рис. 21. В обоих случаях темные символы соответствуют случаю применения СУЦ только на корневой части крыла, а светлые символы — СУЦ по всему размаху крыла.

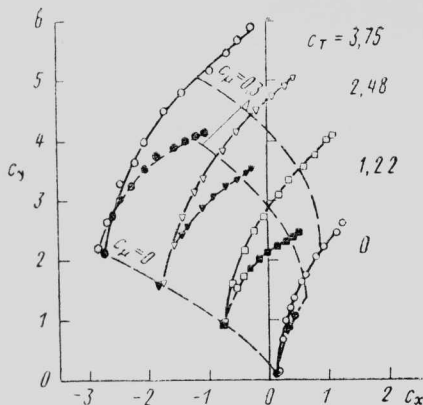


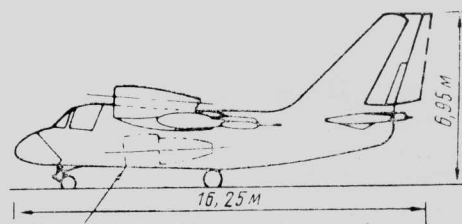
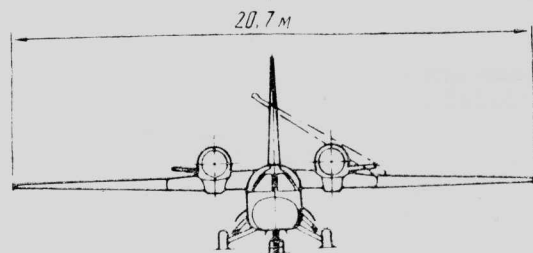
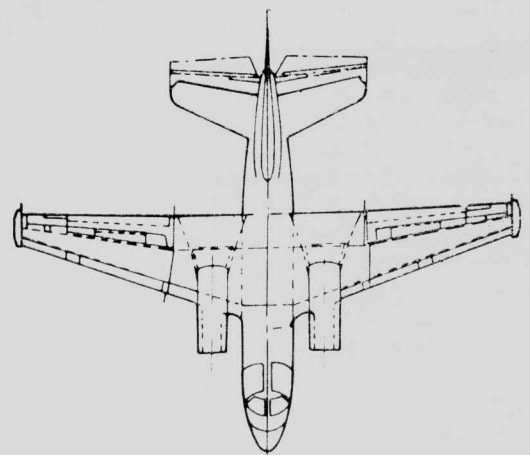
Рис. 21. Поляры крыла с КС при $\alpha=0$

Распространение СУЦ на весь размах крыла при неизменном значении c_D также ведет к увеличению подъемной силы. В случае СУЦ только на корневой части крыла при $c_T=2,48$ коэффициент подъемной силы c_y равен 3,4, а коэффициент сопротивления $c_x=-0,4$ (положительная суммарная тяга). При том же значении c_D СУЦ по всему размаху при $c_T=2,48$ обеспечивает $c_y=4,4$ и $c_x=-0,3$.

Путем изменения c_T и c_D части размаха, обслуживаемого СУЦ, можно получать разнообразные характеристики крыла. С помощью СУЦ по всему размаху можно достичь больших значений подъемной силы и горизонтальной составляющей тяги с целью получения короткого разбега и приемлемой скороподъемности. Применяя СУЦ на корневой части крыла, можно уменьшить горизонтальную составляющую тяги и создать условия для относительно крутого захода на посадку с небольшой скоростью. При этом может поддерживаться высокий уровень тяги двигателей. Тогда, если потребуется прервать заход на посадку для ухода на второй круг, можно, уменьшив c_D на корневой части и увеличив на концевой части крыла, получить большую горизонтальную составляющую тяги для разгона и набора высоты.

На рассматриваемой модели полукрыла малого удлинения применена скругленная задняя кромка с относительной толщиной 7,3%, что соответствует модифицированному крылу с СУЦ на экспериментальном самолете А-6. При использовании такой системы в эксплуатации необходим механизм, обеспечивающий уменьшение толщины крыла у задней кромки для крейсерского полета. На концевой части крыла, не омываемой выхлопной струей двигателя, можно использовать скругление меньшей (1,88%) толщины. Однако прежде нужно подробнее исследовать влияние уменьшения радиуса скругления задней кромки на подъемную силу, обусловленную обдувом верхней поверхности крыла [1].

В течение последних нескольких лет НИЦ им. Тэйлора и фирма Локхид ведут разработку проекта палубного самолета, сочетающего большую грузоподъемность и короткий взлет и посадку. Рассматривается вариант палубного самолета ПЛО Локхид S-3A с КС. Удельная нагрузка на крыло должна составлять 356—415 кгс/м², дистанция самостоятельного взлета с палубы — 120 м. Условия взлета: ветер до 10,3 м/с, температура до 32°.



Расположение двигателей на исходном самолете S3A

Рис. 22. Общий вид самолета S-3 с КС

Палубный дозвуковой самолет S-3A оснащен двумя ТРДД TF34 большой степени двухконтурности, установленными на пилонх под крылом. Основным отличием модифицированного самолета от исходного будут надкрыльные гондолы двигателей и СУЦ вместо прежних механических закрылков. Воздух для СУЦ на задней кромке крыла поступает от двигателей по специальным каналам в крыле. В зоне установки двигателей ликвидируются секции интерцепторов, в конструкцию элеронов вносятся изменения, обеспечивающие возможность выдува воздушной пелены по всему размаху; для обеспечения управляемости при малых скоростях увеличивается площадь оперения и устанавливаются двухшарнирные рули высоты. Схема модифицированного самолета S-3A показана на рис. 22.

Была проведена оценка ряда двигателей для модифицированного самолета (табл. 1).

Для обеспечения необходимых взлетных характеристик требуются двигатели TF-41 и JT8D с большой тягой, дающей возможность достичь скорости отрыва при коротком разбеге без применения катапульты. Обеспечиваемые вентиляторами этих двигателей высокие степени повышения давления также соответствуют потребностям СУЦ. С другой стороны, эти двигатели отличаются высоким удельным расходом топлива, низкой степенью двухконтурности и большим весом. При оценке характеристик самолета S-3 с КС выяснилось, что в случае установки на нем двух двигателей JT8D-15 время

Таблица 1

Характеристики рассмотренных ТРДД

| | TF-41-A2 | JT8D-15 | Варианты TF34 | | |
|------------------------------------|----------|---------|---------------|-------|-------|
| | | | —GE-400 | —UR1 | —UR2 |
| Расчетная тяга, кгс | 6800 | 7030 | 4350 | 4640 | 4910 |
| Расход газа, кгс/с | 115 | 143 | 150 | >152 | — |
| Степень двухконтурности | 0,74 | 1,0 | 6,2 | — | — |
| Степень сжатия вентилятора | 2,5 | 1,9 | 1,5 | — | — |
| Удельный расход топлива, кгс/кгс-ч | 0,67 | 0,63 | 0,359 | 0,366 | 0,368 |
| Сухой вес, кгс | 1500 | 1540 | 670 | 670 | 718 |

патрулирования в воздухе при выполнении операций ПЛО будет значительно меньше, чем у самолета S-3A, хотя короткий взлет и посадка обеспечиваются.

Фирма Джeneral Электрик, выпускающая двигатели TF-34, работает над их вариантами ближней перспективы UR1 и дальней перспективы UR2. Предполагается, что их показатели, не указанные в таблице, будут примерно такие же, как у существующего варианта двигателя. Фирма Локхид при оценке проекта модифицированного самолета S-3A использовала характеристики варианта TF-34 дальней перспективы.

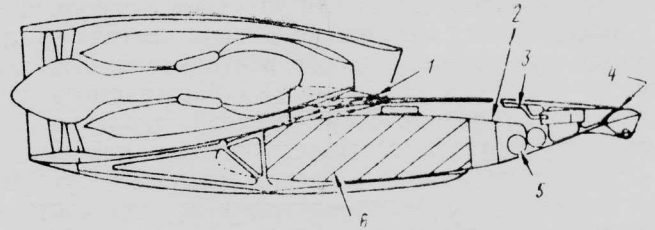
На рис. 23 показано сечение по оси двигателя TF-34, установленного в надкрыльной гондоле. Силовые элементы гондолы крепятся к исходному кессону крыла с топливными баками. Виден канал для подачи воздуха от вентилятора в камеры в хвостовой части крыла. Предусмотрена створка, с помощью которой регулируется отвод воздуха от вентилятора и площадь сопла.

В результате переноса гондол появилась возможность дополнительно разместить под крылом противокорабельные управляемые ракеты «Гарпун» или подвесные топливные баки. Кроме того, надкрыльное размещение двигателей способствует уменьшению инфракрасного излучения, а также снижению уровня шума на местности (это важно для гражданских самолетов).

Как видно из рис. 22, границей между концевой и концевой частями крыла служит ось шарнира, с помощью которого консоль складывается. Радиус скругления задней кромки концевой части крыла составляет 0,9% местной хорды крыла. Из камеры в хвостовой части крыла воздух через щель выводится по касательной к фиксированной поверхности Коанда (рис. 1).

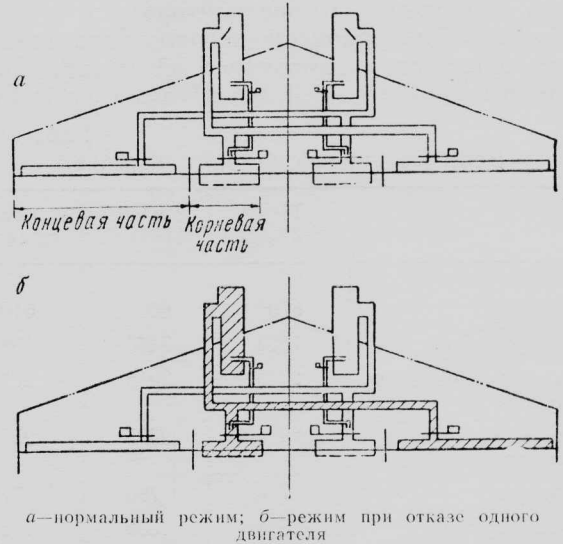
В концевой части, конструкция которой показана на рис. 7 и 23, в зоне задней кромки имеется шарнирно подвешенный щиток с цилиндрической поверхностью, радиус которой равен 5,2% местной хорды. Этот щиток в выпущенном положении служит поверхностью Коанда. Воздушная пелена выдувается по касательной к его цилиндрической поверхности из расположенной перед ним щели.

Результаты выполненных ранее исследований дают основания считать, что при обычных ограничениях и требуемом приросте подъемной силы потребное количество воздуха для СУЦ будет тем меньше, чем больше радиус поверхности Коанда.



1—створка для отвода воздуха; 2—канал для воздуха от вентилятора; 3—воздух от компрессора; 4—щель; 5—поперечный канал к щели на концевой части крыла; 6—кессон крыла исходного самолета

Рис. 23. Гондола двигателя модифицированного самолета S-3A и воздухопроводы для СУЦ на задней кромке



а—нормальный режим; б—режим при отказе одного двигателя

Рис. 24. Схема работы СУЦ

Поэтому для определения оптимальных характеристик крыла с КС необходимо провести параметрическое исследование зависимости между потребным расходом воздуха для СУЦ и размерами и весом простого поворотного щитка или даже фиксированной задней кромки с небольшим радиусом скругления. Выбор между поворотным щитком и фиксированной задней кромкой будет определяться величиной крейсерского лобового сопротивления.

Воздух для СУЦ на элеронах подается через их полые шарнирные оси.

Были рассмотрены два варианта хвостового оперения. В первом варианте сохранено существующее расположение вертикального и горизонтального оперения, но за счет увеличения хорды увеличены их площади. Рули направления и высоты имеют конструкцию с двумя шарнирными осями.

Второй вариант — Т-образное оперение, которое, возможно, позволит ограничить влияние скаса потока вниз при использовании КС. При сохранении исходного угла стреловидности килей перенос стабилизатора на его вершину дополнительно приводит к увеличению его плеча. Однако переход к Т-образному оперению связан с необходимостью значительного изменения конструкции хвостовой части. При создании палубного самолета нужно учитывать и много других факторов. Реальный анализ будет ограничен схемой, показанной на рис. 22.

На рис. 24 представлена система распределения воздуха для СУЦ. При таком перекрестном распре-

делении несбалансированный момент крена в случае отказа одного двигателя получается небольшим.

Воздух для СУЦ на концевых частях крыла берется непосредственно от вентилятора. Из щелей корневых частей крыла выдувается смесь воздуха от вентилятора и компрессора; давление воздуха регулируется соответствующими клапанами.

Можно регулировать расход воздуха в СУЦ левой и правой концевых частей, и за счет соответствующего изменения подъемной силы осуществлять управление по крену. Использование перекрестного распределения воздуха приводит к повышению эффективности управления по крену, так как при уменьшении расхода воздуха на концевой части одной консоли увеличивается расход на другой консоли (при сохранении общего количества воздуха, отбираемого от вентилятора).

В табл. 2 дано сравнение весовых характеристик исходного варианта самолета S-3A и вариантов с двигателями TF-34 UR2 и двигателями JT8D-15.

Таблица 2
Весовые данные самолетов (в кгс)

| | с ТРДД TF 34 UR2 | с ТРДД JT8D-15 | Исходный самолет |
|-------------------------------|------------------|----------------|------------------|
| Конструкция | 6700 | 6650 | 6400 |
| Силовая установка | 1563 | 3480 | 1582 |
| Радиоэлектронное оборудование | 2015 | 2015 | 2015 |
| Другие системы и оборудование | 2475 | 2305 | 2575 |
| Снаряжение | 776 | 786 | 776 |
| Подвесные грузы | 1638 | 1638 | 1638 |
| Топливо | 5960 | 5960 | 5960 |
| Взлетный вес | 21 127 | 22 834 | 20 948 |

При оценке увеличения подъемной силы важное значение придается такому их показателю, как количество потребляемой энергии. В данной работе была сделана попытка разработать методику быстрой оценки потребления энергии.

Степень повышения давления вентилятора двигателя TF-34 равна 1,5; этого достаточно для использования в СУЦ на концевых частях крыла. Однако, как показывают имеющиеся экспериментальные данные, для обеспечения отклонения реактивных струй двигателей требуется большее давление. Подсчитано, что при радиусе поверхности Коанда, равном 5,2% местной хорды крыла, может потребоваться степень повышения давления (с учетом потерь в системе) порядка 2,0. Следовательно, давление воздуха от вентилятора перед использованием в СУЦ корневой части крыла нужно повысить.

Для простоты было решено отбирать воздух от компрессора. Однако на двигателе TF-34, имеющем большую степень двухконтурности, возможности отбора воздуха от компрессора невелики. При отборе даже небольшого количества воздуха тяга двигателя существенно снижается. На рис. 25 показана зависимость тяги двигателя TF-34 от количества воздуха, отбираемого от вентилятора и компрессора. Видно, что при отборе значительного количества воздуха от вентилятора потери тяги невелики.

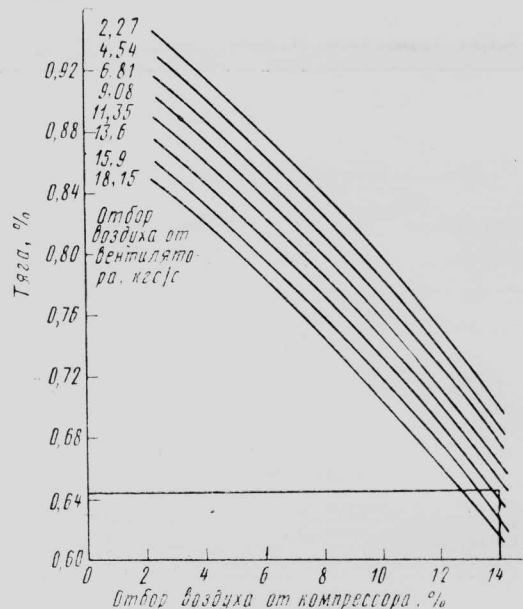


Рис. 25. Влияние отбора воздуха от вентилятора и компрессора на тягу двигателя TF-34

Один из способов получения достаточного количества обдувающего воздуха более высокого давления заключается в смешении воздушных потоков из этих двух источников с помощью электронного устройства, где воздух от компрессора является первичным, а воздух от вентилятора — вторичным. На рис. 26 показаны результирующие уровни давления воздуха при различных соотношениях количеств воздуха, отбираемых от компрессора и вентилятора ТРДД TF-34. В данном случае при расчете c_p берется площадь только корневой части крыла. На рис. 27 приведены параметры работы СУЦ. Для проработки базового варианта коэффициент c_p был принят равным 0,2. Это значение было выбрано на основании представленных на рис. 28 результатов ранее выполненных испытаний КС. На этом типовом графике показана зависимость c_{II} от c_p в случае использования на концевой части модели полукрыла СУЦ, а на корневой части — КС при разных уровнях моделируемой тяги двигателя. Удлинение крыла равно 4, радиус закругления цилиндрической задней кромки составляет 3,6% местной хорды. Значения угла атаки и скоростного напора свободного потока выдерживались постоянными. Приведенные данные показывают, что c_{II} быстро растет с увеличением c_p до 0,2, после чего его рост постепенно замедляется. Поэтому для дальнейших расчетов и было выбрано среднее по размаху значение $c_p = 0,2$.

Используя эту величину, можно определить потребное количество воздуха, отбираемого от двигателя. На рис. 27 для $c_p = 0,2$ (пунктирная линия) при степени повышения давления 1,5 потребный расход воздуха составляет примерно 8 кгс/с. Такое количество воздуха может быть получено непосредственно от вентилятора. Для получения $c_p = 0,2$ для СУЦ корневой части крыла при степени повышения давления 2 требуется примерно 7,25 кгс/с. Этот воздух можно брать от компрессора и от вен-

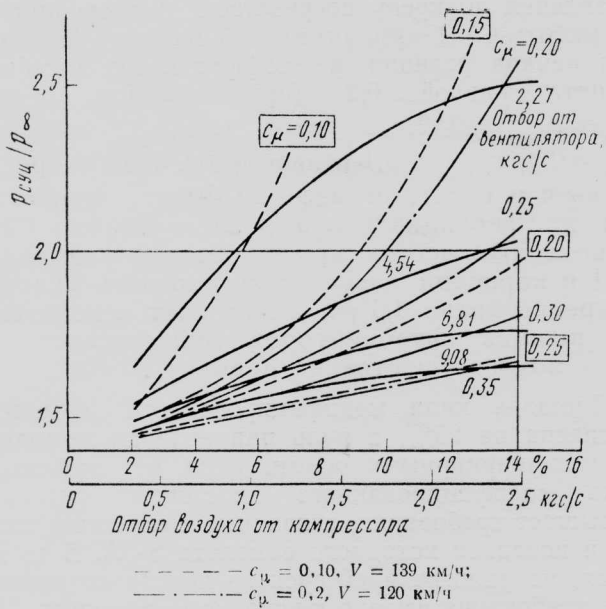


Рис. 26. Подача воздуха для СУЦ. Условие МСА на уровне моря

тилятора. Из рис. 26 при скорости 139 км/ч (пунктирная линия), $c_{\mu} = 0,2$ и степени повышения давления 2 от компрессора требуется отбирать 2,5 кгс/с (14%) от вентилятора — 4,75 кгс/с воздуха. Таким образом, общий расход воздуха, отбираемого от вентилятора, равен 8 кгс/с (для концевой части) + 4,75 кгс/с (для корневой части) = 12,75 кгс/с. Отбор воздуха от компрессора для СУЦ корневой части крыла составляет 2,5 кгс/с (14%). Как видно из рис. 25, при таком отборе воздуха тяга двигателя снижается примерно до 64%.

У исходного самолета S-3A скорость начального набора высоты при весе 21100 кгс с одним работающим двигателем равна 231 км/ч. У самолета S-3 с КС эта величина сохраняется. Иными словами, при скорости, равной или выше этой, самолет с КС с точки зрения управления может рассматриваться как обычный S-3A, хотя при этом следует учитывать увеличенную площадь хвостового оперения. Предполагается, что КС будет использоваться при скоростях 120—139 км/ч. Поэтому основные вопросы в связи с управляемостью на малых скоростях могут быть связаны с диапазоном 120—231 км/ч.

При рассмотрении управляемости по тангажу самолета с системами управления циркуляцией и обдува верхней поверхности крыла нужно учитывать следующие два основных фактора:

увеличенный момент на пикирование при работе СУЦ;

изменение скоса потока вниз при работе КС.

На рис. 29 показано увеличение момента на пикирование (относительно точки 0,25 САХ) при использовании КС. Для решения этой проблемы фирма Локхид провела продувки модели крыла с фюзеляжем длиной 2,74 м с СУЦ на задней кромке и на носке крыла как при наличии предкрылков, так и без них. Результаты эксперимента показаны на рис. 30. Было установлено, что если 25% воздуха СУЦ использовать для выдува на носке крыла, то потеря подъемной силы будет мала, а уменьшение момента на пикирование довольно значитель-

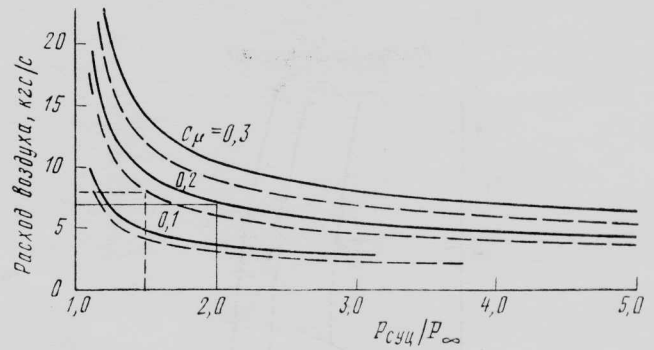


Рис. 27. Расход воздуха для СУЦ на одной консоли крыла ($V = 139$ км/ч)

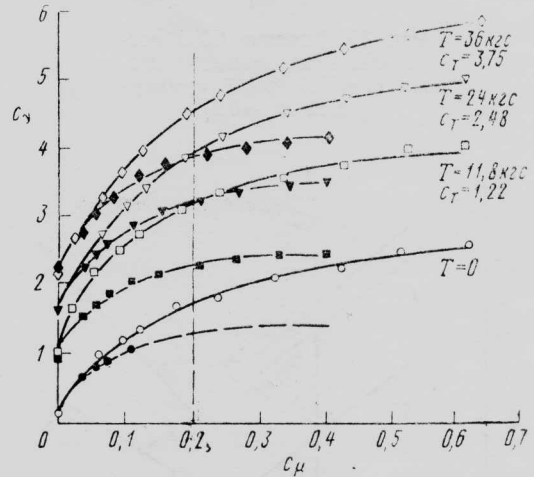


Рис. 28. Результаты испытания модели полукрыла с КС ($\alpha = 0$; $q = 48,8$ кгс/м²)

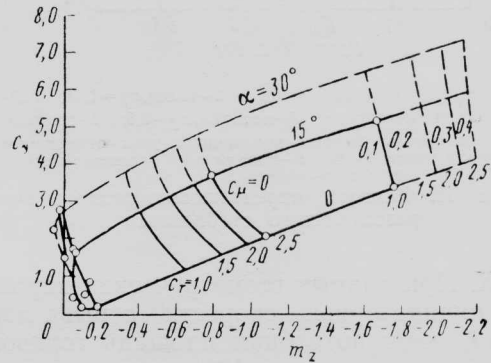


Рис. 29. Изменение момента тангажа на самолете S-3 с КС

но. Еще большего снижения момента на пикирование можно ожидать в случае оптимизации СУЦ на носке крыла.

Критическим условием управляемости по тангажу при малых скоростях является отрыв носового колеса на взлете. На рис. 31 представлено изменение потребной относительной площади стабилизатора показанного на рис. 22 самолета S-3 с КС. Предполагается, что положение ц. т. соответствует

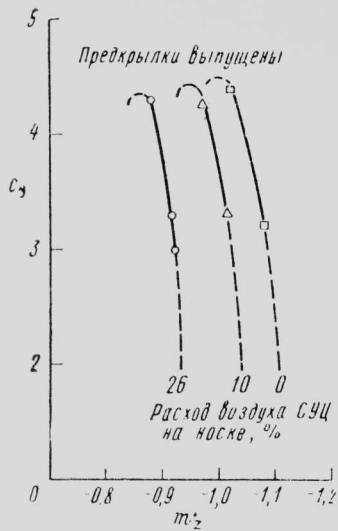
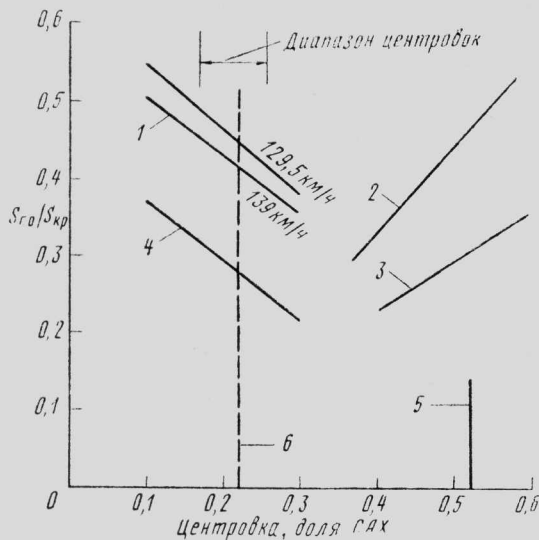


Рис. 30. Влияние СУЦ носка крыла на момент тангажа ($q=97,6 \text{ кгс/м}^2$, суммарный $c_x=0,2$)



1—отрыв носового колеса; 2—взлет, $c_T=1,44$, нейтральная центровка; 3—посадка, $c_T=0,5$; 4—граница сваливания на взлете, предельный угол отклонения стабилизатора -10° ; 5—положение основных стоек шасси; 6—взлетная центровка

Рис. 31. Факторы, определяющие размеры горизонтального стабилизатора

22% САХ. При данных геометрических параметрах шасси и индикаторной скорости отрыва носового колеса 139 км/ч потребная площадь горизонтального оперения составляет 42% расчетной площади крыла. По мере смещения ц. т. назад потребная площадь горизонтального оперения уменьшается. На рис. 32 и 33 дан предварительный анализ характеристик продольной устойчивости на взлете и посадке.

В случае применения КС для управления по крену используется дифференциальное управление циркуляцией. С увеличением скорости полета СУЦ выключают, и для управления по крену используются элероны. На описываемом предварительном этапе проектных исследований действие имеющих нижних интерцепторов при обдуве задней кромки не исследовалось. Продолжаются исследования

управления по крену посредством дифференциальной работы СУЦ до минимальной скорости 120 км/ч. Для начала разница в коэффициентах c_x была принята равной 0,2 (при обычном обдуве $c_{x,лев} = c_{x,прав} = 0,2$, а при дифференциальном $c_{x,лев} = 0,3$, $c_{x,прав} = 0,1$ и наоборот). При скорости 120 км/ч и взлетном весе 20850 кгс только за счет дифференциального режима работы СУЦ на концевых частях крыла без учета влияния СУЦ в корневой части можно создать угловое ускорение крена $0,6 \text{ рад/с}^2$. За счет использования нижних интерцепторов управляемость по крену можно существенно повысить.

Площадь киля модифицированного самолета увеличена на 25%, а руль направления выполнен с двумя шарнирными осями. Ясно, что эффективность модифицированного хвостового оперения превышает требования, связанные с обычным взлетом и посадкой исходного самолета S-3A. В то же время, на режиме крейсерского полета сохраняют силу требования именно к исходному самолету. Поэтому в системе управления необходимо предусмотреть устройство, переключающее режимы управления при переходе от малых к большим скоростям полета и обратно.

С отказом одного двигателя при взлете палубных самолетов с двумя двигателями всегда связаны сложные проблемы. При использовании КС эти проблемы еще более усложняются. В связи с этим выдвигается требование обеспечения движения самолета без крена достаточное для катапультирования летчика время.

Работа СУЦ при отказе одного двигателя показана на рис. 24. Применение перекрестных каналов позволяет почти уравнивать подъемную силу консолей при отказе любого из двух двигателей, поэтому

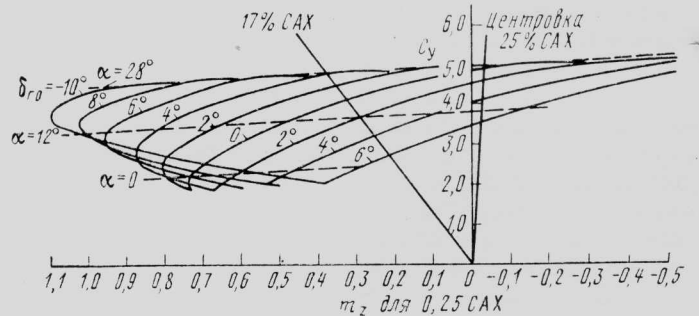


Рис. 32. Характеристики продольной устойчивости при взлете ($V=129,5 \text{ км/ч}$, $c_T=1,44$, $c_x=0,2$, $S_{Г0}/S_{Кр}=0,42$)

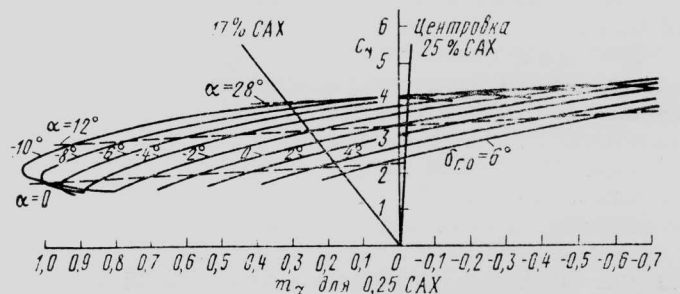
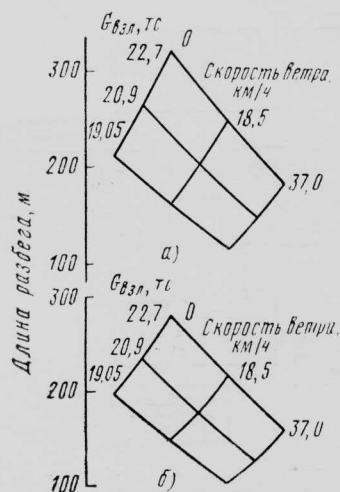


Рис. 33. Характеристики продольной устойчивости на посадке ($V=129,5 \text{ км/ч}$, $c_T=0,5$, $c_x=0,2$, $S_{Г0}/S_{Кр}=0,42$)

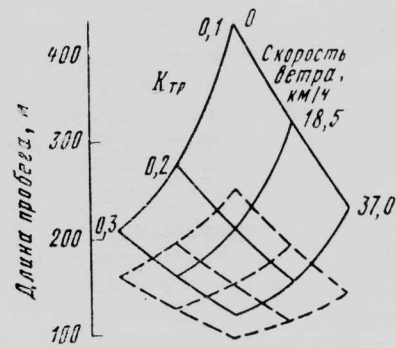
балансировка по крену не является проблемой. Однако при отказе одного двигателя уменьшение общей подъемной силы составляет около 35%, а возникающий момент рыскания на таких малых скоростях двухшарнирным рулем направления компенсировать невозможно. Одним из возможных решений является выпуск верхних и нижних концевых интерцепторов той консоли крыла, где не действует СУЦ на концевой части. Это может компенсировать момент рыскания, но приведет к дальнейшему уменьшению подъемной силы. Вероятно, можно применить перекрестный обдув концевых участков задней кромки воздухом от любого двигателя, чтобы сбалансировать индуктивное сопротивление на обеих консолях крыла и уменьшить момент рыскания при очень небольшой асимметрии по крену. Для дальнейшей отработки возможного решения необходимо тщательно исследовать условия отказа одного двигателя, рассмотрев движение по всем шести степеням свободы.

На рис. 34 показано изменение длины разбега самолета в зависимости от взлетного веса и скорости ветра относительно палубы. Предельный угол тангажа (обусловленный касанием палубы хвостовой частью) равен 14° . При ограничении угла отрыва носового колеса величиной 12° взлетная скорость при весе самолета 19 050 и 22 700 кгс составляет соответственно 130 и 142 км/ч. Расчеты показывают, что самолет S-3 с КС в условиях стандартного дня и скорости ветра 37 км/ч может при взлетном весе 21 100 кгс отрываться от ровной палубы после пробела 128 м. В условиях тропического дня при тех же значениях взлетного веса и скорости ветра длина разбега увеличивается до 149 м. Из расчетов следует также, что при заданной длине разбега 122 м и скорости ветра 37 км/ч при $c_p = 0,2$ этот самолет в условиях стандартного дня сможет взлететь с весом 20 850 кгс, а в условиях тропического дня — с весом 19 500 кгс.

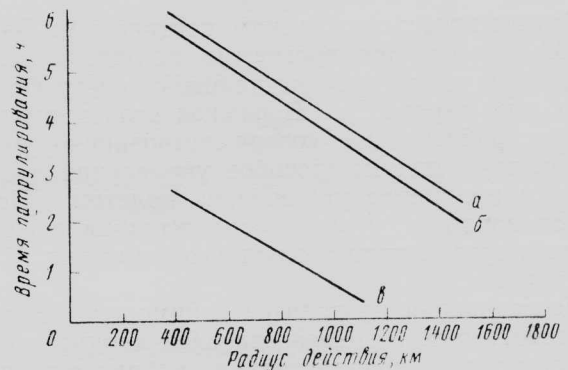
При использовании существующих двигателей TF-34-GE-400 в условиях стандартного дня при ветре 37 км/ч для того же самолета с взлетным весом 19 500 кгс взлетная дистанция составляет



а—условия тропического дня; б—условия стандартного дня
Рис. 34. Взлетные характеристики самолета S-3 с КС и двумя двигателями TF-34-U2 ($c_p = 0,2$, $\alpha = 12^\circ$)



— без реверса тяги; --- с реверсом тяги
Рис. 35. Длина пробега самолета при посадке на горизонтальную палубу (вес 15 700 кгс, условия стандартного дня, скорость касания 129,5 км/ч, свободный пробег 30,5 м, применение воздушных и механических тормозов)



а—исходный самолет S-3A, $G_{взл} = 20,95$ тс, б—самолет S-3A с КС и ТРДД TF-34-U2, $G_{взл} = 21,05$ тс; в—самолет S-3A с КС и ТРДД JT8D-15, $G_{взл} = 22,8$ тс

Рис. 36. Зависимость времени патрулирования в зоне от радиуса действия самолетов ПЛО

119 м против 99 м в случае использования двух двигателей TF-34-U2.

На рис. 35 показана длина пробега самолета в функции скорости ветра и коэффициента трения между пневматиками и палубой, исключающего проскальзывание. Длина тормозного пути при посадке на палубу зависит от таких факторов, как состояние поверхности палубы, погодные условия и волнение моря. На самолете S-3 с КС сохранен крюк для посадки с использованием палубной тормозной установки, а снижение посадочной скорости позволит существенно уменьшить нагрузку на механическую тормозную установку.

Была выполнена предварительная оценка возможности посадки самолета S-3 с КС с тем же планером и шасси, но при увеличенном весе. При условии соблюдения предела по вертикальной скорости 6,3 м/с в симметричной посадочной конфигурации посадочный вес можно увеличить до 20 200 кгс против 17 000 кгс для исходного самолета S-3A. Кроме того, наличие КС даст возможность изменить ограничения на вертикальную скорость снижения и угол захода на посадку и увеличить таким образом посадочный вес до 25 850 кгс (максимальный взлетный вес самолета S-3A).

На рис. 36 дано сравнение зависимостей времени патрулирования в зоне от радиуса действия для

самолета S-3 с КС и двумя двигателями TF-34-U2, исходного самолета S-3A и варианта с двумя двигателями JT8D-15. Вес боевой нагрузки и топлива для всех трех самолетов считался одинаковым. При радиусе действия 740 км самолет S-3 с КС может патрулировать в течение 4,55 ч против 4,85 ч для исходного S-3A. Следовательно, обеспечение возможности короткого взлета и посадки с помощью КС приводит к сокращению времени патрулирования на 0,3 ч. Уменьшение общего времени полета составляет менее 4%. С другой стороны,

КС позволяет увеличить взлетный вес и, следовательно, увеличить запас топлива и продолжительность полета [2].

1. Harris M. J., Nichols J. H., Englar R. J., Huson G. G. Development of the circulation control wing/upper surface blowing powered-lift system for STOL aircraft. ICAS-82-6.5.1.
2. Yang H. S. D., Nichols J. H. Design integration of CCW/USB for a sea-based aircraft. ICAS-82-1.6.1.

Референт В. И. Шубин.

УДК 629.735.33 : 629.7.054

РОЛЬ ПИЛОТА В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ*

Научно-исследовательским центром им. Лэнгли (NASA) проводится программа исследований, направленных на улучшение условий полета самолетов в зоне аэропорта. В рамках этой программы ведутся работы по совершенствованию радиоэлектронных систем, способов управления и индикации и принципов управления полетом. Исследуются вопросы безопасности, влияния погодных условий, организации воздушного движения, экономии топлива.

Исследования проводятся с помощью самолета Боинг 737, на котором за основной кабиной экипажа установлена дополнительная кабина с экспериментальным оборудованием, работа обеспечивается бортовой ЭВМ. Обзор из задней кабины отсутствует, поэтому пилоты в основной кабине могут в случае необходимости взять управление на себя. Управление самолетом из задней кабины осуществляется только по приборам. Команды пилотов передаются на поверхности управления после обработки их в бортовых вычислителях. Блок-схема системы управления экспериментального самолета показана на рис. 1.

Другим средством исследования является пилотажный стенд, представляющий собой копию задней кабины с цифровой нелинейной системой, моделирующей самолет Боинг 737. Исследуемые новые способы управления и индикации введены в программы ЭВМ «Сайбер» 175 и Эдидж G-T-300.

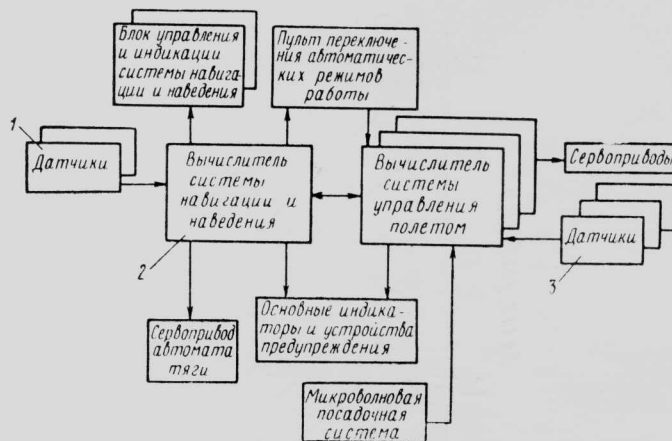
В экспериментальной кабине самолета и на наземном пилотажном стенде предусмотрена реализация различных режимов управления: ручное управление с использованием ЭВМ (изменение углового положения и вектора скорости), управление с помощью автопилота (стабилизация высоты, путевого или траекторного угла) и полностью автоматическое управление (автоматическая посадка или навигация по двум, трем или четырем координатам). Для обеспечения этих режимов управления на приборных досках обоих пилотов установлено по два индикатора на ЭЛТ, один из которых представляет директорный авиагоризонт, второй — навигационный индикатор (рис. 2).

* Steinmeiz G. G., Person L. H. and Morello S. A. Have we overlooked the pilot's role in an automated flight deck?

AIAA Paper N 81-2262.

С помощью указанного экспериментального оборудования проводились разнообразные исследования, связанные, в частности, с использованием микроволновой системы посадки в полностью автоматическом режиме, представлением информации о воздушном движении, оптимизацией полета в целях экономии топлива и изучением влияния человеческих факторов. Большое значение имела работа по совершенствованию способов представления информации на электронных индикаторах для улучшения оценки ситуации пилотом при выполнении захода на посадку в условиях плохой видимости. Основные усилия были направлены на определение объема информации и на представление этой информации в хорошо понятной, согласованной форме.

Исходная форма представления основной информации была определена в рамках программы разработки американского СПС с учетом сложившихся традиций. На экран ЭЛТ выводились значения углов тангажа и крена и указатели, обычно используемые в современных электромеханических директорных авиагоризонтах. Однако электронные



1 — всенаправленный УКВ радиомаяк, дальномерное оборудование, система воздушных сигналов, инерциальная навигационная система; 2 — система навигации и наведения, система генерирования изображений, автомат управления крейсерским полетом, автомат тяги; 3 — скоростные гироскопы, инерциальная навигационная система, система посадки по приборам, система воздушных параметров, радиовысотомер, датчик усилий на штурвале, датчик усилий на колонке

Рис. 1. Схема системы управления самолета-летающей лаборатории Боинг 737-100

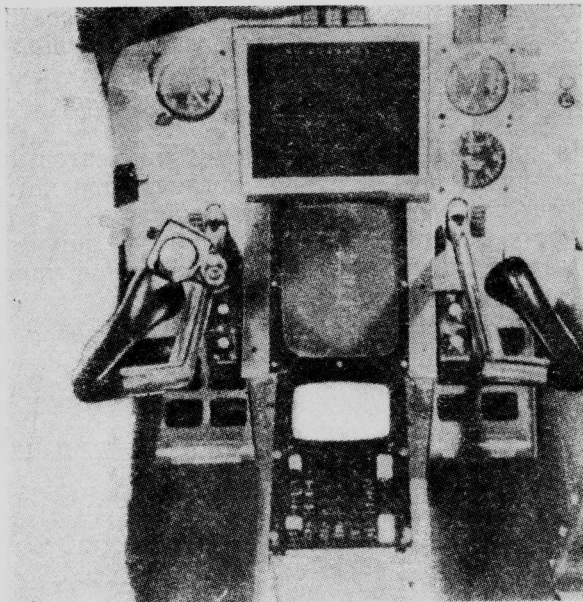
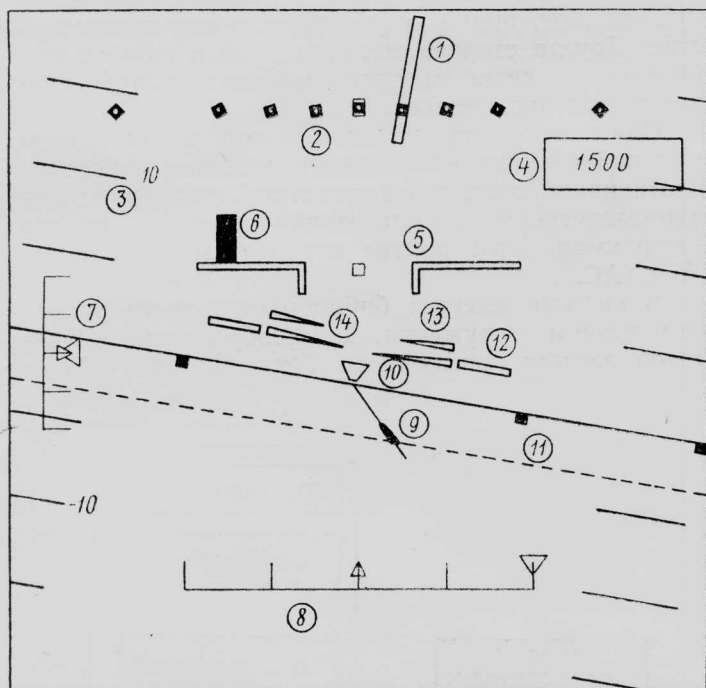


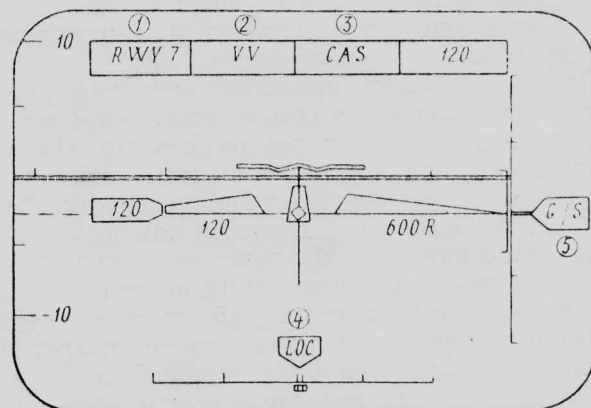
Рис. 2. Расположение основного (вверху) и навигационного индикаторов



1—метка крена; 2—шкала крена; 3—сетка тангажа; 4—показания радиовысотомера; 5—«крылышки»; 6—индикатор ошибки скорости; 7—индикатор ошибки глиссадного угла; 8—индикатор ошибки курса; 9—отметка ВПП; 10—метка путевого угла; 11—линия отсчета угла тангажа; 12—ускорение по траектории; 13—траекторный угол; 14—опорный траекторный угол

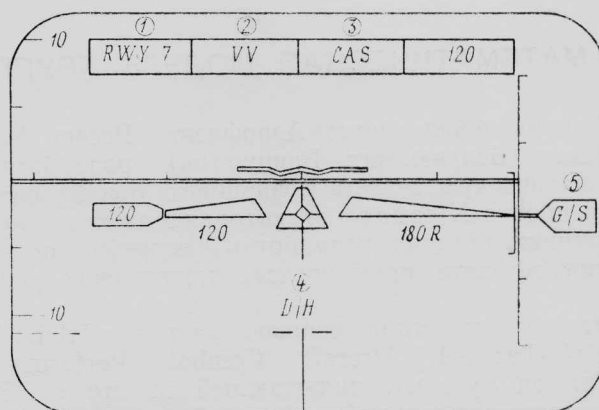
Рис. 3. Усовершенствованная система индикации

средства индикации обеспечивают более широкие возможности. Первым шагом в воссоздании реальной обстановки явилась индикация положения ВПП и направления продольной оси самолета. За этим последовали другие изменения, облегчающие оценку ситуации пилотом. При этом система управления не считалась полностью автоматической — пилот рассматривался как ее неотъемлемая составная часть. В одном из вариантов управления осуществлялось изменение углового положения самолета, в другом — непосредственным изменением



1—ВПП № 7; 2—вектор скорости; 3—земная индикаторная скорость; 4—курсовой радиомаяк; 5—глиссадный радиомаяк

Рис. 4. Формат индикации в режиме посадки по приборам



1—ВПП № 7; 2—вектор скорости; 3—земная индикаторная скорость; 4—высота принятия решения; 5—глиссадный радиомаяк

Рис. 5. Формат индикации в режиме ручной посадки

ориентации вектора скорости. В обоих случаях пилот управлял самолетом через вычислитель, который замыкал контур управления.

В результате испытаний на летающей лаборатории и наземном стенде системы индикации и управления претерпели определенные изменения. В частности, система управления была усовершенствована путем введения обратной связи по скорости изменения траекторного угла. На экран электронного индикатора было выведено значение траекторного угла, заданное бортовым вычислителем. Усовершенствованная форма представления информации показана на рис. 3. Общим результатом этой работы явилось повышение точности выдерживания траектории и снижение рабочей загрузки пилотов.

На следующем этапе было проведено изменение ориентации индицируемой информации. Вместо связанной системы координат была принята скоростная. Как показывают результаты испытаний, пилоты положительно относятся к этому изменению, считая, что оно обеспечивает повышение стабильности информации при наличии турбулентности и более естественное представление обстановки.

Использование результатов этой и других аналогичных работ привело к представлению информации в форме, показанной на рис. 4 и 5. Эта фор-

ма индикации рассчитана глазным образом на использование при управлении путем непосредственного изменения вектора скорости.

При новой форме представления информации вместо «крылышек», изображающих самолет, основную роль стали играть вектор скорости. На экран электронного индикатора выведены заданное и фактическое значения воздушной скорости. Величина ошибки воздушной скорости помещена на отметку ускорения, что облегчает координацию действий, связанных с этими двумя величинами. Для упрощения контроля показаний значение высоты полета индицируется в другом месте экрана. Вертикальная шкала сделана подвижной, а ее центр стал точкой отсчета величин в вертикальной плоскости. При получении уверенного сигнала на этой

шкале автоматически представляется информация глассадной системы, а на горизонтальной шкале — информация курсового радиомаяка. Боковое отклонение индицируется под горизонтальной шкалой.

На заранее заданной высоте индикатор переключается на режим ручной посадки, при котором наиболее важная информация индицируется в нижней части экрана (углы отклонения закрылков, угол атаки, сигналы прохождения пунктов маршрута), а общие сведения — в самом верху.

В ходе предварительных испытаний новая форма представления информации получила положительную оценку.

Референт В. И. Шубин.

УДК 518.9

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГРУППОВОГО БЛИЖНЕГО ВОЗДУШНОГО БОЯ*

Американская фирма Аэрофизикс Ресерч Корпорейшн (Бельвю, шт. Вашингтон) разработала математическую модель воздушного боя M самолетов против N самолетов, которая может служить на ранних стадиях разработки истребителя для оценки эффекта применяемых технических решений.

Эта модель стала основой системы MULTAC (Multiple-Tactical Aircraft Combat Performance Evaluation System), включающей вместе с ЭВМ соответствующее периферийное оборудование. Схема системы MULTAC представлена на рис. 1.

С помощью метода Рунге—Кутты 4-го порядка одновременно рассчитываются траектории до 20 самолетов, участвующих в воздушном бою. Управляющими параметрами являются углы атаки, углы крена и уровни тяги самолетов. Законы управления вырабатываются программой тактики боя, которая обеспечивает выбор цели, расчет управляющих параметров, вычисление вероятности P_k поражения одним выстрелом и определение благоприятных условий для ведения огня.

Поражение самолетов определяется случайной функцией, соответствующей вероятности P_k . Воздушный бой многократно моделируется по методу Монте-Карло для получения среднего результата и разброса конечных показателей. Предусмотрен альтернативный вариант — расчет вероятности обоюдных потерь путем однократного моделирования боя. Точное решение задачи воздушного боя нескольких самолетов в рассматриваемой постановке с помощью методов теории дифференциальных игр не представляется возможным из-за огромного объема вычислений.

Другой метод состоит в априорном задании законов управления одного из противников и нахождения оптимальной ответной реакции другого противника. Этот метод представляется более подходящим, поскольку он в определенной степени отражает выработку «оптимальной» тактики в воздуш-

ных операциях, когда одна из сторон выбирает тактику боя, приводящую к временному превосходству. Другая сторона методом проб и ошибок вырабатывает свою тактику, нейтрализующую преимущество противника.

Один из основных методов определения оптимальной реакции на заданные действия одного из противников состоит в параметризации управления и последующем использовании методов поиска экстремума. Этот подход используется в системе MULTAC.

В системе имеется библиотека характеристик самолетов и вооружения. Для отображения результатов расчета воздушного боя « M против N » и

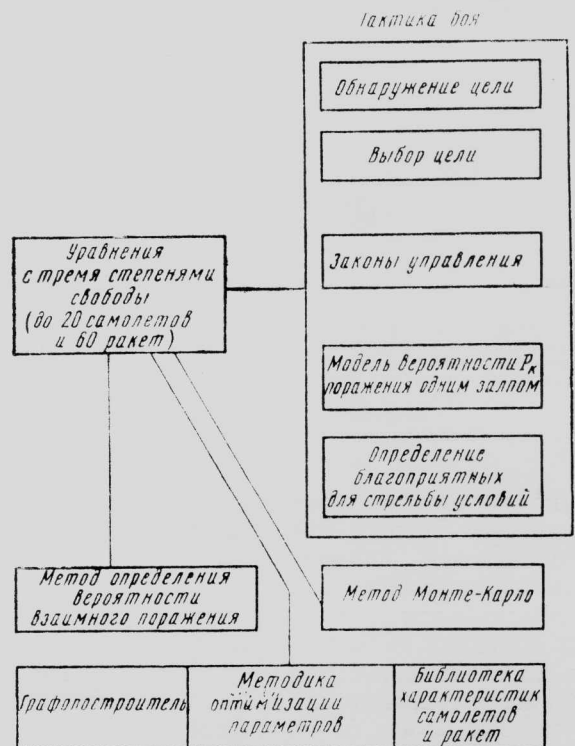


Рис. 1. Схема системы MULTAC

* Hague D. E. Multiple-tactical aircraft combat performance evaluation system.

Journal of Aircraft, 1981, v. 18, VII, N 7, p. 513—520.

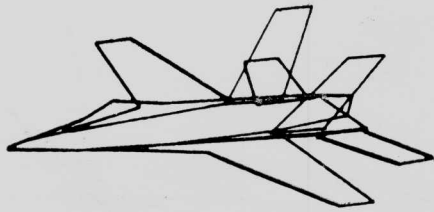


Рис. 2. Изображение самолета F-18, полученное с помощью графопостроителя

упрощения анализа многочисленных пересекающихся траекторий предусмотрена современная графопостроительная аппаратура.

В системе MULTAC используются сферическая невращающаяся модель Земли, позволяющая учитывать условия работы наземных РЛС, изменяющиеся по высоте сила тяжести и плотность воздуха (до высоты $\sim 19,7$ км в соответствии со стандартной атмосферой США 1962 г.).

Характеристики самолета представлены внешней геометрией, аэродинамическими параметрами, силой тяги и расходом топлива. На рис. 2 показано типичное изображение самолета на графопостроителе системы MULTAC.

Для аппроксимации основных аэродинамических коэффициентов используются полиномы четвертого порядка

$$c_y(x; M) = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4;$$

$$c_x(c_y; M) = b_0 + b_1 c_y + b_2 c_y^2 + b_3 c_y^3 + b_4 c_y^4,$$

обеспечивающие достаточную точность.

Аналогичные формулы используются для представления тяги и расхода топлива на заданной высоте:

$$T(M; h) = c_0 + c_1 M + c_2 M^2 + c_3 M^3 + c_4 M^4;$$

$$\dot{G}_T(M; h) = d_0 + d_1 M + d_2 M^2 + d_3 M^3 + d_4 M^4.$$

Значения для промежуточных высот определяются с помощью интерполяции.

Дополнительные характеристики самолета, необходимые при анализе воздушного боя, включают в себя зоны видимости из кабины, параметры РЛС, состав вооружения, вероятности поражения одним выстрелом, ограничения на перегрузку, вес топлива.

Уравнения движения описывают движение 20 самолетов как точек с тремя степенями свободы:

$$\{x_{ij}(t)\} = \{f(x_{ij}(t), \alpha_{kj}(t), t)\}, \quad i = 1, 2, \dots, 7;$$

$$j = 1, 2, \dots, N; \quad k = 1, 2, 3$$

Здесь N — число самолетов, индекс i определяет номер фазовой переменной, j — номер самолета.

Переменные с номерами $(1, j)$, $(2, j)$ и $(3, j)$ определяют положение j -го самолета в трехмерном пространстве, с номерами $(4, j)$, $(5, j)$ и $(6, j)$ — его составляющие скорости и переменная с номером $(7, j)$ — вес этого самолета.

Составляющими вектора управления $a_{nj}(t)$ являются угол атаки, угол крена и степень дросселирования соответственно. При учете управления вектором тяги угол отклонения тяги также является составляющей вектора управления. Все составляющие вектора управления подчиняются неравенству M

$$\left\{ \left| \frac{da}{dt} \right| \leq R \right\},$$

где R — вектор ограничения скорости управления.

Траектории 20 моделируемых самолетов определяются путем интегрирования системы из 140 нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка при действии 60 основных составляющих вектора управления.

Уравнения движения интегрируются по времени при начальных условиях.

$$\{x_{ij}(0)\} = \{x_{0ij}\}.$$

Компоненты вектора управления определяются в зависимости от взаимного расположения самолетов и тактики ведения боя.

Тактика воздушного боя включает в себя алгоритмы наведения на цель, расчета требуемого управления и P_h и логические зависимости, определяющие порядок ведения огня.

Задача наведения на цель заключается в определении поведения ряда самолетов в течение воздушного боя. Обычно решение основывается на относительном расположении данного самолета и всех других самолетов, представляющих для него опасность. Если самолеты одной стороны координируют свои действия в бою, то выбор цели в процессе решения задачи производится с учетом положения своих самолетов.

Решение задачи наведения на цель в значительной степени основано на состоянии самолетов в пространстве ракурса цели — угловое рассогласование. Ракурс цели (φ) — это угол между вектором, направленным по линии визирования, и вектором скорости самолета противника. Угловое рассогласование ($\Delta\psi$) — это угол между вектором скорости атакующего самолета и линией визирования цели. Угловое рассогласование является управляющим параметром.

Система координат $\varphi - \Delta\psi$ схематически представлена на рис. 3.

Самолет маневрирует таким образом, чтобы его противник перемещался в пространстве $\psi - \Delta\varphi$ (рис. 3) от диагонали к началу координат. Качество позиции можно измерять расстоянием d от диагонали до точки в пространстве $\psi - \Delta\varphi$. Противник, естественно, стремится переместить бой в зону выше диагонали.

В каждый момент времени с помощью алгоритма наведения на цель вычисляются расстояния точек, соответствующих каждому из противников, до диагонали (с плюсом — для зоны под диагональю, с минусом — над диагональю). На основе этих данных принимается решение: либо атаковать наиболее уязвимого противника, либо уходить от противника, находящегося в более выгодном положении. Таким образом, наиболее приоритетный

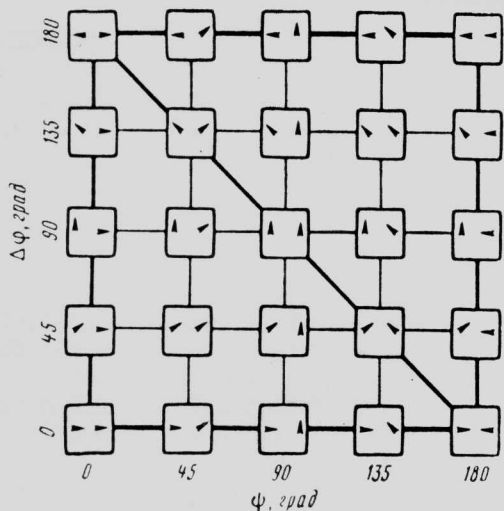
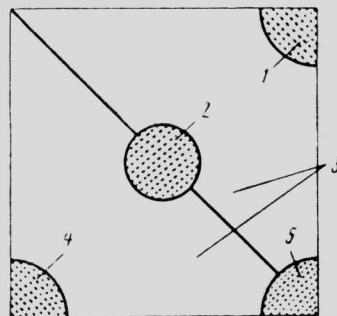
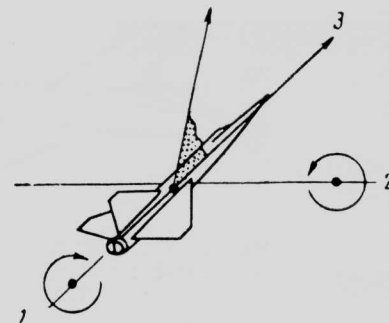


Рис. 3. Взаимная угловая ориентация ведущих бой самолетов (правый самолет — противник)



1—уход от атаки ближайшего противника в задней полусфере; 2—полет на параллельных курсах; 3—атаки ближайшего противника при лучшем угловом положении; 4—атака ближайшего противника в его задней полусфере; 5—лобовая атака ближайшего противника

Рис. 4. Первая фаза выбора цели



1—управление по крену для получения максимального ускорения вдоль вектора наведения; 2—управление по тангажу для получения максимального ускорения вдоль вектора наведения; 3—управление тягой

Рис. 5. Основной вектор наведения и параметры управления

противник определяется как результат исследования функций

$$d^{(+)} = \max [d_i]; i = 1, 2, \dots, N_0,$$

где N_0 — число наблюдаемых самолетов противника, или

$$d^{(-)} = \min [d_i]; i = 1, 2, \dots, N_0.$$

В простейшем случае решение можно принимать на основе функции

$$\Phi = \text{sgn} [d^{(+)} + d^{(-)}].$$

В общем случае момент перехода от атаки к обороне и обратно может определяться по изменению знака функции

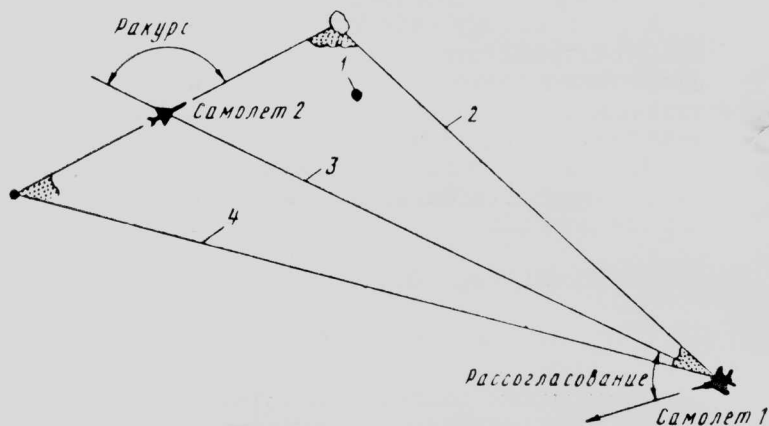
$$\Phi = \text{sgn} \left([d^{(+)}, d^{(-)}] \begin{bmatrix} w_{11} & w_{12} \\ w_{21} & w_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d^{(+)} \\ d^{(-)} \end{bmatrix} \right).$$

Более сложные алгоритмы наведения на цель учитывают также и другие относительные положения противников. На рис. 4 показаны некоторые благоприятные для наведения на цель положения, которые можно ввести в рассмотрение.

В областях 5 и 6 для оценки ситуации используется функция Φ .

Законы управления в бою используются для вычисления переменных управления. На формирование управления в системе MULTAC основное влияние оказывает положение самолета противника в пространстве $\psi - \Delta\phi$.

Для каждого относительного положения атакующего самолета и цели формируется вектор наведения (рис. 5). Самолет разворачивается по крену для совмещения этого вектора с продольной осью самолета и одновременно изменяет угол тангажа для получения максимального ускорения вдоль этого вектора при соблюдении ограничений



1—плоскость наведения; 2—наведение с упреждением; 3—наведение по линии визирования; 4—наведение с отставанием

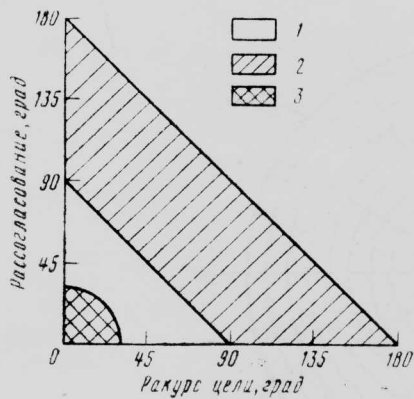
Рис. 6. Выбор вектора наведения

на угол атаки, перегрузку и удельную избыточную мощность.

В системе MULTAC могут применяться различные способы определения вектора наведения. Этот вектор находится в плоскости, содержащей самолет и вектор скорости цели (рис. 6). В простейшем случае линия визирования, соединяющая два самолета, может служить вектором наведения. Может быть задан вектор наведения с упреждением. В системе MULTAC вектор с упреждением совпадает с направлением пуска ракеты, которая поразит цель, если она продолжит полет без ускорения. Может быть выбран вектор наведения с отставанием, если преследующий самолет стремится занять положение для атаки в задней полусфере самолета противника. Параметр ϵ , изменяющийся в диапазоне $(+1, -1)$, позволяет охватить все варианты вектора наведения, изменяющиеся при моделировании.

Для обеспечения атаки вдогон может использоваться последовательность векторов наведения (рис. 7).

Модели вероятности поражения одной ракетой (ВПОР) используются для определения выгодности условий применения оружия. Эти модели учитывают условия пуска ракет, время полета ракеты и



1—наведение по линии визирования; 2—наведение с отставанием; 3—наведение с упреждением
Рис. 7. Закон наведения для атаки в задней полусфере

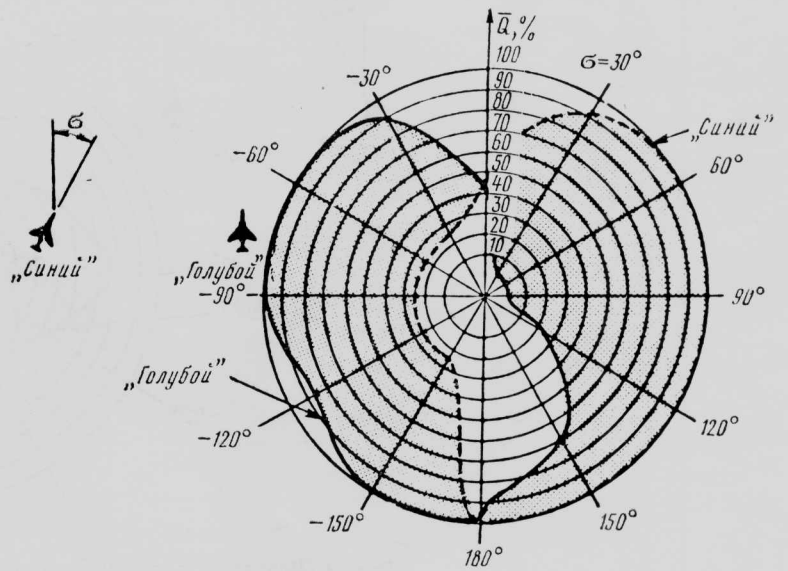


Рис. 8. Вероятность выживания в бою один на один (самолеты с равноценными характеристиками)

вероятность поражения цели. Условия применения оружия в основном зависят от диапазона дальностей пуска ракет, допустимого отклонения линии пуска от линии визирования цели и ракурса цели при пуске ракеты.

Вероятность поражения цели обычно является заданной функцией ракурса цели в момент пуска ракеты. Эта вероятность определяется вероятностью удачного запуска ракеты и ее схода с направляющих, захвата цели и ее удержание головкой наведения, срабатывания взрывателя и разрушающей способностью боевой части ракеты. Допускаются одиночные пуски и быстрые последовательные пуски ракет. Обычно в течение боя возможность ведения огня реализуется довольно часто, однако число ракет на борту ограничено, поэтому введен некоторый интервал времени между последовательным применением оружия. Результаты боя зависят от выбранной тактики ведения огня обеими сторонами и могут быть получены в виде стандартных игровых матриц.

Проведенные исследования показали, что близкой к оптимальной оказалась тактика ведения огня, когда обе стороны ведут стрельбу одиночными ракетами в первых N_w благоприятных для стрельбы ситуациях, причем N_w равно числу ракет на борту самолета. Преимущество реализации первых благоприятных для стрельбы моментов, даже если они не дают самой высокой вероятности поражения цели P_k , объясняется тем, что такая тактика уменьшает вероятность последующего удачного применения оружия, самолетом противника.

В реальном воздушном бою самолет, подвергшийся атаке, либо погибает, либо продолжает бой в соответствии с вероятностью P_k . Моделировать уменьшение сил ведущих бой сторон можно следующим образом. При каждой из благоприятных для ведения огня ситуаций вероятность выживания самолета определяется законом

$$Q_i = \begin{cases} 0; & M_i \leq P_{ki} \\ 1; & M_i > P_{ki}, \end{cases}$$

где Q_i — вероятность выживания самолета — цели при i -м пуске ракеты; P_{ki} — вероятность пора-

жения i -й ракетой и M_i — случайное число, равновероятное для интервала $[0; 1]$. Таким образом, по мере интегрирования уравнений движения некоторые самолеты в соответствии с выбранным законом «сбиваются» и исключаются из дальнейшего моделирования.

Следует заметить, что в реальном воздушном бою или при моделировании боя с использованием такого подхода результат боя есть случайный исход, зависящий от стохастической природы оружия. Когда в воздушном бою участвуют M самолетов против N , существует $(M+1)(N+1)$ возможных исходов боя, когда у одной стороны может остаться невредимыми $(0, 1 \dots M)$ самолетов, а у другой $(0, 1 \dots N)$ самолетов. По-видимому, ни один из этих $(M+1)(N+1)$ дискретных исходов боя не дает реалистичной оценки среднего значения вероятности выживания самолетов — участников боя. Этот факт иллюстрирует рис. 8, где представлены результаты 100-кратного моделирования воздушного боя четырех самолетов против четырех с указанием частоты различных случаев выживания самолета. Например, число случаев выживания трех самолетов «синих» и двух самолетов «голубых» составляет 7%. Наиболее часто повторяется ситуация, когда выживают два самолета «синих» и один самолет «голубых» (18%). Суммированием строк матрицы получается частота выживания одного, двух, трех самолетов «синих» или гибели всех. Суммирование столбцов дает соответствующие частоты для сил «голубых». Среднюю вероятность выживания самолетов каждой из сторон можно вычислить путем суммирования общего числа уцелевших самолетов и деления этой суммы на общее число самолето-вылетов:

$$\bar{Q}_c = \frac{\sum_{i=1}^{N_c} (if_i)}{100 N_c} \quad \text{и} \quad \bar{Q}_r = \frac{\sum_{j=1}^{N_r} (jf_j)}{100 N_r} .$$

Здесь \bar{Q}_c и \bar{Q}_r — средние вероятности выживания сил «синих» и «голубых»; f_i и f_j — частоты вы-

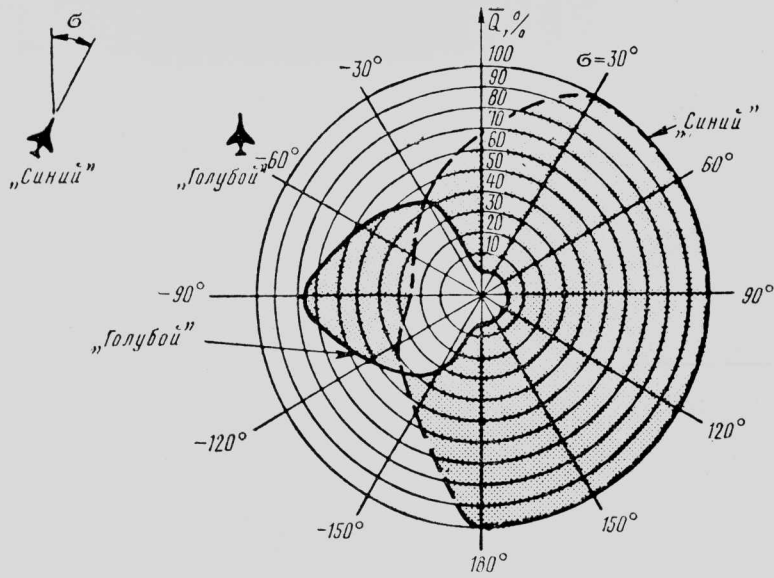


Рис. 9. Вероятность выживания в бою один на один (техническое превосходство «синего» самолета)

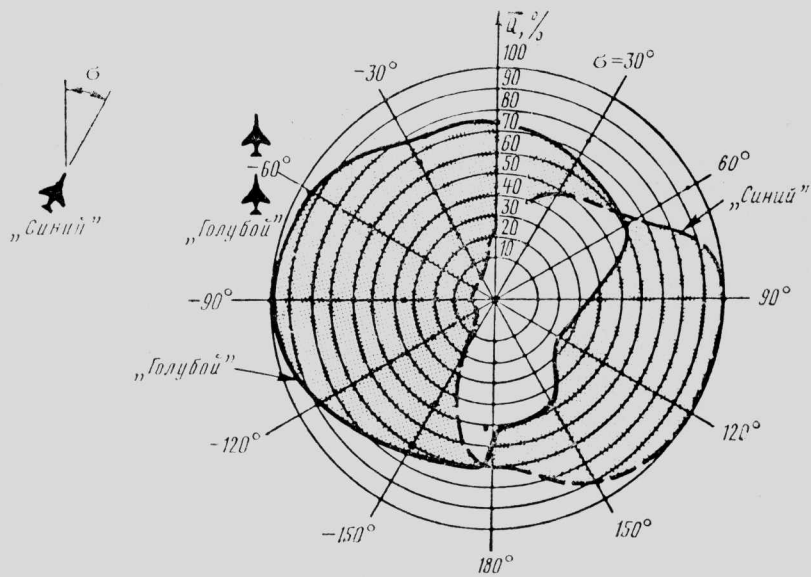


Рис. 10. Вероятность выживания в бою одного против двух (техническое превосходство «синего» самолета)

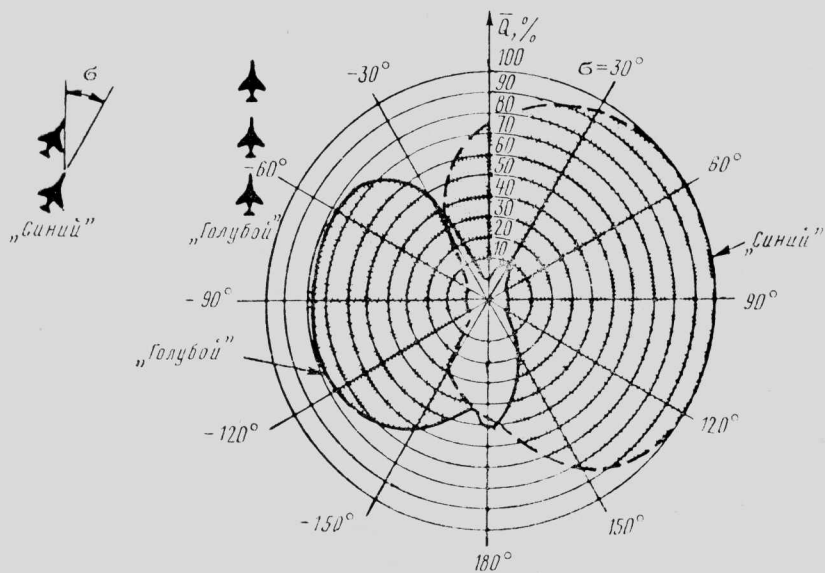


Рис. 11. Вероятность выживания в бою двух против трех (техническое превосходство «синего» самолета)

живания i -го самолета „синих“ и j -го самолета „голубых“; N_c и N_r — число самолето-вылетов „синих“ и „голубых“ соответственно. Для случая, соответствующего таблице, $\bar{Q}_c = 55,25\%$ и $\bar{Q}_r = 39,5\%$, что отражает существенное преимущество самолетов „синих“.

Таблица

Матрица результатов моделирования воздушных боев четыре на четыре*

| | Число уцелевших самолетов „голубых“ | | | | | | Σ |
|----------|-------------------------------------|----|----|----|---|----|----------|
| | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | | |
| | Число уцелевших самолетов „синих“ | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | |
| 0 | 0 | 2 | 1 | 0 | 0 | 3 | |
| 1 | 3 | 7 | 5 | 3 | 1 | 19 | |
| 2 | 4 | 18 | 14 | 6 | 2 | 44 | |
| 3 | 0 | 11 | 7 | 4 | 0 | 22 | |
| 4 | 0 | 10 | 1 | 1 | 0 | 12 | |
| Σ | 7 | 48 | 28 | 14 | 3 | | |

Эти результаты можно выразить в виде отношения числа сбитых самолетов «голубых» к числу потерянных самолетов «синих»:

$$x = \left(\frac{1 - \bar{Q}_r}{1 - \bar{Q}_c} \right) = 1,352.$$

Разброс результатов в таблице обусловлен исключительно стохастической природой поражающей способности оружия. В исследовании рассматривались всеракурсные ракеты со средним значением $P_k = 0,3$. Характеристики самолетов «синих» соответствовали характеристике самолета F-4E «Фантом», но несущие способности крыла считались на 25% выше при всех углах атаки. Очевидно, что наблюдаемый разброс препятствует получению достоверного среднего значения результата боя на основании одной реализации. Вместо исключения «сбитых» (в соответствии с законом Q_i) самолетов из дальнейшего моделирования можно сохранять все самолеты до конца боя, но изменять их вероятности выживания. Такой метод позволяет получить средние вероятности выживания при однократном моделировании боя. Пусть в некоторый момент боя два самолета имеют вероятности вы-

живания $Q_i(t)$ и $Q_j(t)$ и в этот момент i -й самолет стреляет по j -му. В этом случае приращение вероятности поражения самолета-цели запишется в виде

$$\Delta P_{ij}(t) = Q_i(t) Q_j(t) S_{ij}(t),$$

где $S_{ij}(t)$ — рассмотренная ранее вероятность поражения одной ракетой P_k . В некоторый следующий момент времени

$$\begin{aligned} Q_j(t + \Delta t) &= Q_j(t) - \Delta P_{ij}(t) = \\ &= Q_j(t) [1 - Q_i(t) S_{ij}(t)]. \end{aligned}$$

Эти два управления, описывающие вероятности взаимного поражения, необходимо интегрировать вместе с уравнениями движения. Таким образом, совместное интегрирование уравнений дает приближенную оценку среднего значения исхода многочисленных воздушных боев.

Ниже приведены результаты моделирования серии воздушных боев между самолетами F-4E «голубых» и самолетами «синих» (такими же или модернизированными — с увеличенной на 25% подъемной силой при всех углах атаки без увеличения лобового сопротивления). Подробно исследовались следующие соотношения сил воздушного боя: один «синий» самолет против одного «голубого» самолета; один «синий» против двух «голубых» и два «синих» против трех «голубых» самолетов. В начале боя самолеты «синих» и «голубых» разделены расстоянием 7,4 км, все самолеты летят на высоте 6100 м при числе $M = 0,9$. Результаты моделирования представлены на рис. 9—11.

Анализ результатов показывает, что техническое превосходство дает значительный эффект в случае равенства силы или незначительного численного превосходства противника. Однако существует предел численного превосходства противника, которые еще можно нейтрализовать техническим превосходством количественно меньших сил. В рассмотренных примерах 25%-ное приращение подъемной силы без увеличения сопротивления способно обеспечить победу при численном превосходстве противника 3:2, но не при 2:1.

Референт И. Г. Хвостова

«ТИ», ЦАГИ, 1984, № 10, 1—30

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

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. Д. Морозова

| | | | | |
|-------------------------|------------------------------|---|-------------------|-------------------------|
| Сдано в набор 26.04.84. | Подписано в печать 13.06.84. | Формат бумаги 60×90 ¹ / ₈ . | Типографская № 1. | Литературная гарнитура. |
| Высокая печать. | Бум. л. 2,0. | Усл. печ. л. 4,0. | Уч.-изд. л. 3,8. | Тираж 2872 экз. |
| | | | | Цена 75 к. |

Типография ЦАГИ. Зак. 1976.

