



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Экспериментальные программы подготовки техники перспективного истребителя в США	1
Учебно-тренировочная авиация за рубежом	6
Перечень обзоров и рефератов, опубликованных в „ТИ“ за 1984 г.	28

УДК 629.735.33 : 623.746.3(73)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОГРАММЫ ПОДГОТОВКИ ТЕХНИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ В США

За рубежом, особенно в США, проводятся широкие исследования и подготовительные работы, направленные на создание перспективных истребителей 1990-х годов. В 1970-х годах были испытаны модифицированный истребитель F-4 (1972 г.) и самолет YF-16 CCV (1976—1977 гг.), снабженные активными системами управления. В настоящее время ведется изготовление экспериментальных самолетов X-29, предполагается постройка демонстрационного истребителя КВП и экспериментального самолета STD, выполняются программы экспериментальных истребителей IFFC/«Файрфлай» III F-15B, AFTI/F-16 и AFTI/F-111, которые рассмотрены ниже.

ПРОГРАММА САМОЛЕТА IFFC/«Файрфлай» III F-15B

Основной особенностью концепции этой программы является объединение сигналов, поступающих в систему управления полетом от летчика и ЭВМ, которая устраняет неизбежные ошибки при пилотировании. Сигналы вычисляются на основе информации, поступающей от бортовой РЛС или от находящейся в контейнере оптико-электронной системы слежения Мартин-Марнетта «Атлс» II. Задача состоит в повышении выживаемости самолета путем достижения большей точности поражения цели с первого захода и обеспечения возможности маневрирования при выполнении атаки. Эту задачу предполагалось решить для бомбометания, огня из пушки по наземным целям и ведения воздушного боя [1].

В начале 1983 г. закончился первый этап испытаний демонстрационного самолета IFFC/«Файрфлай» III F-15B. Программа модификации самолета была проведена в соответствии с контрактами стоимостью 14 и 7 млн. долл., выданными соответственно лабораторией динамики полета ВВС фирме Макдоннелл-Дуглас и лабораторией радиоэлектронного оборудования ВВС фирме Джeneral Электрик. Фирма Макдоннелл-Дуглас обеспечила сопряжение системы управления полетом с системой управления огнем, модифицировала исходную систему улучшения управляемости CAS самолета F-15 для приема сигналов устройства сопряжения

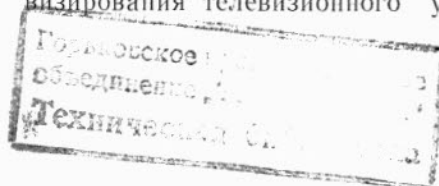
и регулирования отклонения поверхностей управления в зависимости от выбранных режимов доставки оружия, а также объединила все системы. Фирма Джeneral Электрик разработала систему «Файрфлай» III, которая состоит из подвешного контейнера с оптико-электронной системой обнаружения и слежения Мартин-Марнетта «Атлс» II, средств обработки данных для получения информации о цели и системы управления огнем директорного типа. При испытаниях происходили частые отказы системы «Атлс» II, и большинство оценочных полетов выполнялось без этой системы.

Объединенная система управления полетом и огнем IFFC — Integrated Flight and Fire Control (рис. 1) может автоматически отклонять поверхности управления, обеспечивая, например, изменение нормальной перегрузки в диапазоне от -1 до $+6$ в режиме атаки воздушной цели с применением пушки (результатирующая перегрузка, с учетом созданной летчиком вручную, не превышает максимальную эксплуатационную) и в диапазоне от -1 до $+2$ в режиме бомбометания [2, 3].

Помимо системы CAS нужно было модифицировать бортовую центральную ЭВМ и коллиматорный индикатор и добавить шесть новых блоков: контейнер с системой «Атлс» II и индикаторы для отображения ее данных, приборное оборудование и пульт управления системы IFFC, пульт управления системы «Файрфлай» III и блок устройства сопряжения (CIU).

Блок CIU состоит из центрального процессора с емкостью памяти 32К слов и терминала мультиплексной шины и содержит математическое обеспечение как системы IFFC, так и системы «Файрфлай» III. Бортовая центральная ЭВМ обслуживает вторую информационную шину, которая была дополнительно установлена на самолете; один из ее модулей модифицирован для приема из блока CIU символьной информации для отображения на коллиматорном индикаторе. Эта информация объединяется с существующей символьной информацией и передается в процессор сигналов для воспроизведения на коллиматорном индикаторе.

До захвата воздушной или наземной цели линия визирования телевизионного устройства слежения



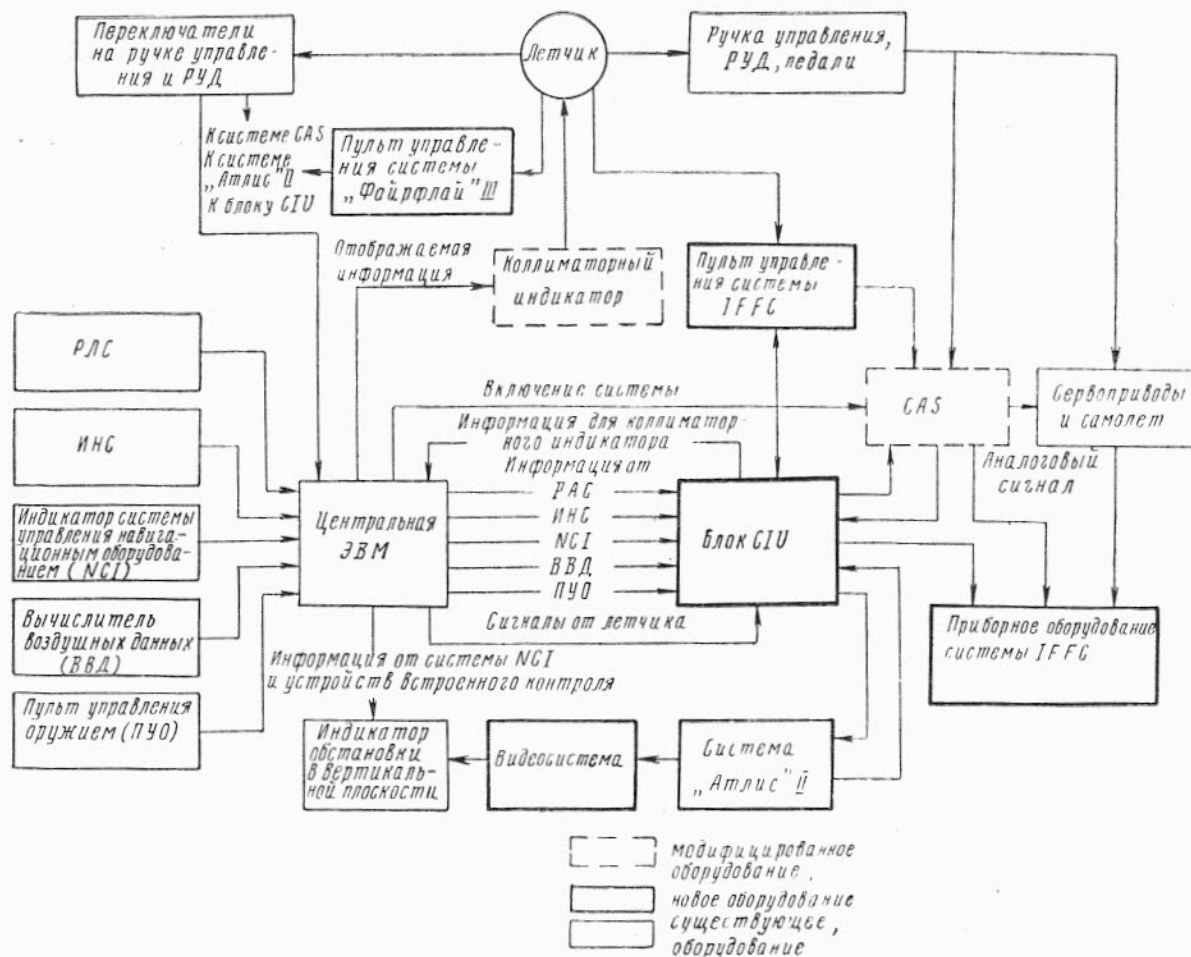


Рис. 1. Структура объединенной системы управления полетом и огнем, установленной на самолете F-15B

системы «Атлас» II может быть ориентирована вручную летчиком, а также автоматически РЛС или инерциальной навигационной системой. После захвата цели работа устройства слежения осуществляется с использованием выдаваемой блоком СИУ информации о состоянии самого самолета и цели. Для обеспечения слежения телевизионная камера имеет несколько режимов работы при различной контрастности и режим зональной корреляции. Система несколько модифицирована, так как слежение за воздушными целями не было предусмотрено при ее создании.

Хотя поверхности управления самолета IFFC/«Файрфлай» III F-15B такие же, как у исходного самолета F-15, он может совершать полет в течение некоторого времени в режиме раздельного управления, при котором ориентация фюзеляжа может слегка изменяться в горизонтальной и вертикальной плоскостях без изменения вектора скорости. Это дает возможность, например, осуществлять заход по криволинейной траектории с перегрузкой 2 для атаки наземной цели с применением пушки и нацеливать фюзеляж по курсу в течение 2—3 с, сохраняя неизменным вектор скорости и одновременно держа пушку направленной на цель.

Аналогичным образом режим бомбометания, обеспечиваемый объединенной системой управления полетом и огнем IFFC, позволяет атаковать цель при выполнении самолетом разворота во время пи-

кирования, крутого кабрирования или в горизонтальной плоскости. Как и при атаке с применением пушки, летчик должен управлять самолетом в следующей последовательности: вначале с помощью автоматической системы управления или вручную ввести самолет в форсированный разворот с креном и затем осуществлять управление на конечном участке атаки. В системе учитываются три параметра: дальность сбрасывания, величина перегрузки и угол крена; при выборе одного из этих параметров как входного параметра систем расчет двух других параметров и выдача соответствующих команд осуществляется с помощью ЭВМ. Летчику на коллиматорный индикатор выводится следующая информация: серия линий прицеливания, отметка от целеуказателя и командные ориентиры открытия стрельбы по цели, сбрасывания бомб, кабрирования и ухода от цели в зависимости от вида атаки. Летчик вводит грубые команды управления, которые корректируются блоком СИУ.

По данным фирмы Макдоннелл-Дуглас, во время испытаний на авиабазе Эдвардс, проводившихся в конце 1982 г., была продемонстрирована большая точность бомбометания при выполнении маневров с перегрузкой 3,5. На протяжении всех испытаний точность попадания при сбрасывании бомб на дальностях 1200—5200 м соответствовала точности, достигаемой при выполнении самолетом F-15 атаки без крена.

Подтверждением эффективности систем, примененных на самолете IFFC/«Файрфлай» III F-15B, является выполненный самолетом в августе 1982 г. перехват воздушной мишени PQM-102 «Дельта Дэггер» с ракурса 130° , т. е. при сближении с целью спереди—сбоку (рис. 2).

Мишень летела со скоростью 778 км/ч при развороте вправо с перегрузкой 4, а самолет F-15 — со скоростью 740 км/ч при развороте также вправо с перегрузкой 3,3. Объединенная система управления полетом и огнем IFFC была включена на расстоянии 3000 м, летчик открыл огонь на расстоянии 1770 м от мишени и прекратил его через 2 с на расстоянии 1160 м. Был выпущен 171 снаряд, из них 30 поразили цель. При выполнении перехвата система «Атланс» II не использовалась, данные о цели выдавала РЛС.

В предшествующих испытаниях без применения боевых снарядов самолет F-15 осуществлял перехваты пилотируемого самолета F-106, маневрировавшего при перегрузке 3—4 на ракурсах от 80° до 180° . По сообщению лаборатории динамики полета, результаты были следующие: ракурс 90° — 12 «попаданий», зарегистрированных ЭВМ, 100° — 35 «попаданий», 120° — 13 «попаданий» и 160° — 5 «попаданий» [1].

На самолете установлена бортовая система моделирования OSS (Onboard Simulation System), которая обеспечивает имитацию целей и процесса применения оружия [3]. Осуществлялось моделирование воздушного боя с применением пушки, причем летчики, «пилотировавшие» модифицированный самолет F-15, каждый воздушный бой проводили три раза: первый раз с применением обычного оптического прицела с вычислителем упреждения, второй — с применением радиолокационного прицела и третий — с использованием объединенной системы управления полетом и огнем (система управления полетом сопряжена с радиолокационным прицелом). В первом случае среднее число «попаданий» в самолет противника составило 0—2, во втором случае 24—44, в третьем — 50—70 [2].

Хотя система IFFC с наибольшей эффективностью может быть применена на вновь разрабатываемом самолете, около 80% ее математического обеспечения носит, как считается, общий характер, и поэтому варианты системы с несколько меньшими возможностями могут быть приспособлены для установки на целом ряде существующих самолетов. Например, хотя ВМС США официально не участ-

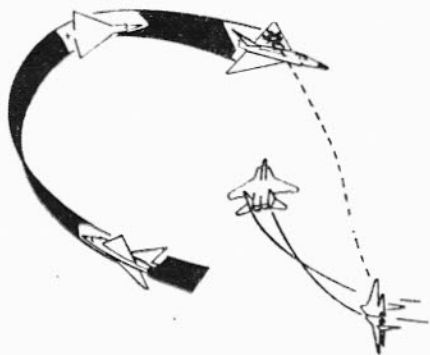


Рис. 2. Схема перехвата самолетом IFFC/F-15B маневрирующей воздушной мишени PQM-102

вуют в программе системы IFFC, они, как сообщается, заинтересованы в использовании этой системы на самолетах F/A-18 «Хорнит», F-14 «Томкэт» и A-7 «Корсар» II. Система маневрирования при атаке, разработанная на основе системы IFFC, может быть установлена на самолете F-15E [1].

В начале 1983 г. самолет F-15 с системой IFFC был оборудован цифровой системой управления полетом FCS. Испытания модифицированного самолета начались в мае 1983 г. в Сент-Луисе (шт. Иллинойс) и были продолжены в июне того же года на авиабазе ВВС Эдвардс (шт. Калифорния). Система FCS, разработанная фирмами Лир Сиглер и Макдоннелл-Дуглас, объединена с системами регулирования силовой установки, управления огнем и навигационной системой самолета. Такое объединение позволит, как ожидается, значительно улучшить характеристики самолета без существенных изменений конструкции планера и двигателей. Так, например, объединение системы FCS с системой регулирования двигателей может увеличить тягу более чем на 10%, что приведет к улучшению разгонных характеристик самолета и увеличению угловых скоростей разворота во время ведения воздушного боя.

Язык высокого уровня «Паскаль», разработанный специалистами фирмы Макдоннелл-Дуглас и впервые примененный для системы управления полетом самолета, значительно снизит стоимость программирования и обеспечит, как предполагается, большую гибкость и экономичность системы FCS [4].

ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО САМОЛЕТА AFTI/F-16

Самолет AFTI/F-16 (рис. 3) модифицирован из истребителя F-16 по программе AFTI (комплексная программа изучения техники усовершенствованного истребителя) и предназначен для испытаний технических усовершенствований, которые должны повысить боевую эффективность истребителей и их живучесть. Он имеет усовершенствованное радиоэлектронное оборудование, новые поверхности управления (передние вертикальные управляющие поверхности, модифицированные маневренные закрылки). Основной отличительной особенностью самолета является использование триплексной многорежимной цифровой системы управления полетом DFCS фирмы Бендикс.

Летные испытания самолета AFTI/F-16 начались в июле 1982 г. [5]. Первый этап испытаний, рассчитанный на выполнение 125 полетов и предусматривавший прежде всего оценку системы DFCS, завершился в июле 1983 г. [6]. В испытаниях участвовала группа летчиков, включавшая представителей ВВС

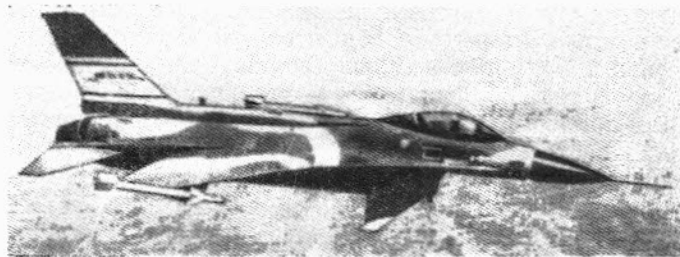


Рис. 3. Экспериментальный самолет AFTI/F-16

(два летчика), NASA (два) и корпуса морской пехоты (один).

В результате применения системы DFCS и передних управляющих поверхностей обеспечено раздельное управление траекторией полета и ориентацией самолета. В пределах небольшого диапазона возможны: нацеливание фюзеляжа по тангажу и курсу без изменения траекторного движения; искривление траектории полета без изменения ориентации фюзеляжа; развороты без крена и подъем или снижение самолета без изменения угла атаки. Каждый из режимов включается с помощью одного переключателя на боковой ручке управления.

Кроме того, имеются четыре режима обычного (нераздельного) управления с разными законами. Эти режимы соответствуют четырем различным этапам полета при выполнении боевых задач: нормальный полет (взлет и посадка, крейсерский полет, заправка топливом в полете, полет строем); ведение воздушного боя и атаки наземных целей с применением пушки; бомбометание. Эти режимы включаются с помощью переключателей, расположенных на пульте под коллиматорным индикатором и служащих также для соответствующего управления им, ЭВМ системы управления огнем, устройством выбора подвешенного оружия, многорежимными индикаторами и РЛС. Таким образом, существует всего восемь различных режимов управления (обычных и раздельных). Для выполнения маневров в вертикальной плоскости на режиме раздельного управления осуществляется отклонение закрылков и стабилизатора, производимое с помощью поворотной рукоятки, установленной дополнительно на РУД. При маневрировании в горизонтальной плоскости осуществляется отклонение передних управляющих поверхностей, флаперонов и руля направления с помощью ножных педалей. Передние управляющие поверхности могут использоваться в качестве воздушных тормозов [1]. Система DFCS включает три процессора Бендикс 930, каждый из которых имеет быстродействие 500 тыс. операций в секунду и объем памяти 32К слов. Процессоры работают в режиме непрерывного голосования со сдвигом по времени в несколько миллисекунд для предотвращения отказа системы управления в случае поражения молнией или воздействия электромагнитного импульса от ядерного взрыва*.

На первом этапе испытаний была также выполнена оценка речевой системы предупреждения и управления. Система предназначена для использования при высоких перегрузках и уровне шума в кабине до 110 дБ и имеет словарь команд из 256 слов. Она подготавливается к работе следующим образом. Перед полетом в блок передачи данных устанавливается кассета с записью речевых команд, наговоренных летчиком, который должен выполнять полет. Из блока передачи данных эти команды вводятся в память ЭВМ системы и играют в дальнейшем роль речевых «шаблонов» для устройства распознавания речи. Во время начальных испытаний, проводившихся с декабря 1982 г. и предусматривавших оценку устройства распознавания, система речевого управления работала в режиме дублирования; речевая команда, «понятая» устройством распознавания, отображалась на коллиматорном

индикаторе. При речевой системе управления в качестве главной сигналы, подтверждающие выполнение команды, должны отображаться на многофункциональном дисплее.

Исследования системы, проведенные к июлю 1983 г., включали проверку выполнения более 1100 речевых команд. Считается, что была в основном доказана возможность речевого управления бортовыми системами на самолете. В одной из серий испытаний установленное устройство обеспечило распознавание 90% команд, была продемонстрирована возможность распознавания команд при выполнении самолетом маневра с пятикратной перегрузкой. В течение первых шести месяцев проводились испытания речевой системы с ЭВМ фирмы Лир Сиглер. В дальнейшем намечалось установить ЭВМ фирмы ИТТ.

Исследования будут продолжены в 1984—1985 ф. г. Согласно предварительным результатам речевые командные системы повысят эффективность выполнения всепогодных и ночных ударных операций на одноместном самолете. Речевые командные системы будут, возможно, выполнять следующие функции: управление датчиками, в том числе бортовыми РЛС, ИК системами переднего обзора и лазерными системами; управление полетом и огнем; управление оборонительными системами, включая управление сбросом дипольных отражателей и ложных целей. Специалисты лаборатории динамики полета считают, что речевая система управления будет использоваться только на критических этапах выполняемого задания, отличающихся наибольшей загрузкой летчика, например при полете на малой высоте и ведении воздушного боя [7, 8].

Проводилась оценка режимов раздельного управления полетом самолета в операциях воздух—воздух и воздух—поверхность [6]. Анализ этих оценок позволит, как предполагается, определить необходимую степень автоматизации управления при выполнении самолетом различных заданий [9]. Все летчики-испытатели сходятся во мнении, что хотя работа систем соответствовала расчетным оценкам, пилотирование реального самолета отличается от «полетов» на пилотажном стенде.

После завершения первого этапа испытаний полеты самолета AFTI/F-16 предполагалось прекратить на пять месяцев для установки на нем автоматической системы маневрирования при атаке AMAS (Automated Manoeuvring Attack System), оценочные испытания которой предусматривают 150 полетов на втором этапе программы, рассчитанном на 13 месяцев. Система AMAS является развитием объединенной системы управления полетом и огнем (IFFC), и в ней будут использованы результаты, полученные в ходе испытаний самолета IFFC/«Файрфлай» III F-15B. Применение на самолете AFTI/F-16 передних управляющих поверхностей и закрылков для непосредственного управления подъемной силой обеспечивает самолету F-16 значительно большие возможности в осуществлении раздельного управления по сравнению с самолетом IFFC/F-15B — поперечные перегрузки могут достигать, например, 2 и более в сравнении с ~0,75 для самолета F-15. Летчик также может выбрать либо режим с частичным сохранением ручного управления, либо полностью автоматический режим.

* Подробнее см. «ТИ» № 9, 16, 1983 г.

Система AMAS состоит из пяти компонентов, включающих ЭВМ системы управления огнем Делко D³, которая, выполняя до 500 тыс. операций в секунду и имея объем памяти 64К слов, почти вдвое превосходит по скорости вычислений и объему памяти ЭВМ, установленную на исходном самолете F-16.

Основным датчиком является ИК система переднего обзора фирмы Вестингауз, размещенная в контейнере, почти конформно установленном в правой корневой части крыла. Увеличение лобового сопротивления при установке этого контейнера составляет лишь 2—4% в сравнении с расчетным увеличением сопротивления на 12—20% при установке контейнеров с системой «Лантири» под воздухозаборником. В контейнере фирмы Вестингауз будет размещаться также лазерное устройство «Пейв Спайк», обеспечивающее измерение дальности до наземных целей и обнаружение воздушных целей. Первоначально точность РЛС считалась недостаточной для ее использования в системе IFFC, однако после успешного применения на самолете F-15 РЛС будет устанавливаться и на самолете AFTI/F-16. Нашлемный прицел фирмы Ханиуэлл будет использоваться для обнаружения целей; он испытывался на самолете в январе 1983 г.

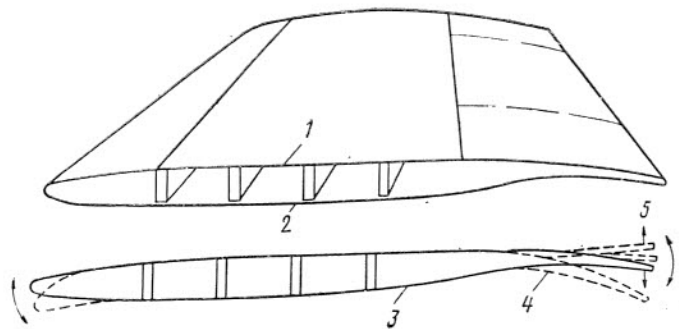
Летчики-испытатели считают систему обхода наземных препятствий и следования рельефу местности необходимой на самолете, однако финансовые ограничения позволяют иметь лишь радиолокационный высотомер фирмы Ханиуэлл, работающий совместно с автопилотом. У высотомера тем не менее должна быть специальная конструкция, чтобы обеспечить маневрирование на малых высотах, связанное с выполнением атаки с применением системы AMAS, поэтому он стабилизирован по крену и использует шесть антенн, установленных радиально на фюзеляже. Кабина экипажа оснащена широкоугольным коллиматорным индикатором фирмы Маркони с мгновенным полем зрения 15°×20° и двумя многофункциональными индикаторами на ЭЛТ с размерами экрана 10×10 см, кнопки управления которыми размещены по периферии экранов.

Другим автоматическим устройством, которое будет испытано на самолете AFTI/F-16 как часть системы AMAS, является стандартная комплексная система взрывателя SAIF (Standard Avionics Integrated Fuzing), разработанная лабораторией вооружения ВВС США. Она автоматически ставит взрыватели суббоеприпасов кассетного оружия в боевое положение лишь за несколько миллисекунд до его сбрасывания с целью обеспечения оптимального разброса суббоеприпасов. Эта система будет испытана с контейнером весом 450 кг, снаряженным противотанковым кассетным оружием WAAM (Wide-Area Anti-armour Munitions) [1]. Предусматривались испытания при выполнении самолетом операций воздух — воздух и воздух — поверхность с применением пушки калибром 20 мм и учебных бомб, а также с имитацией стрельбы из пушки калибром 30 мм [7].

ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО САМОЛЕТА AFTI/F-111 С АДАПТИВНЫМ КРЫЛОМ

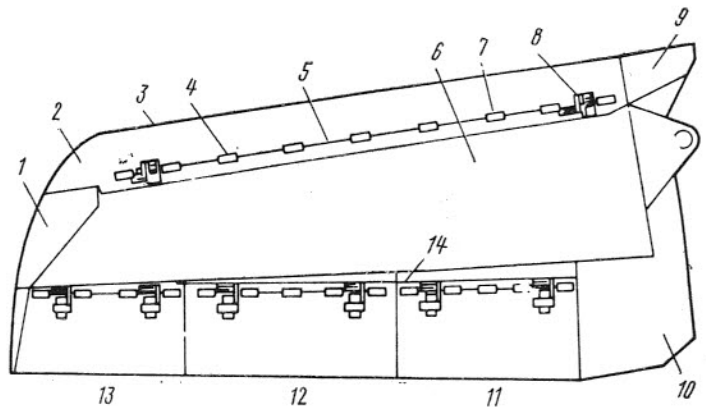
Программа AFTI предусматривает также проведение испытаний экспериментального самолета AFTI/F-111, модифицированного из эксперимен-

тального самолета TACT/F-111 (программа техники трансзвукового самолета) и имеющего адаптивное крыло, кривизна профиля которого изменяется без нарушения гладкости его контура (рис. 4), что позволяет снизить аэродинамическое сопротивление на различных режимах полета. Адаптивное крыло имеет одноsegmentный носок и трехsegmentную хвостовую часть, отклонение которых осуществляется с помощью гидравлического привода (рис. 5). Законцовка крыла состоит из неподвижной части и подвижных носка и хвостовой части (рис. 6), выполненных с использованием эластомерных материалов. С целью ограничить перетекание воздуха в полостях отклоняемых частей крыла применены уплотнительные устройства со стеклопластиковыми элементами, имеющими тефлоновое покрытие. В связи с изменением объема полостей при изменении кривизны крыла обеспечена их вентиляция.



1—сверхкритический профиль; 2—кессон крыла самолета TACT/F-111; 3—модифицированная конструкция; 4—положение для увеличения подъемной силы; 5—отклонение для активного управления нагрузками на крыле

Рис. 4. Адаптивное крыло самолета AFTI/F-111

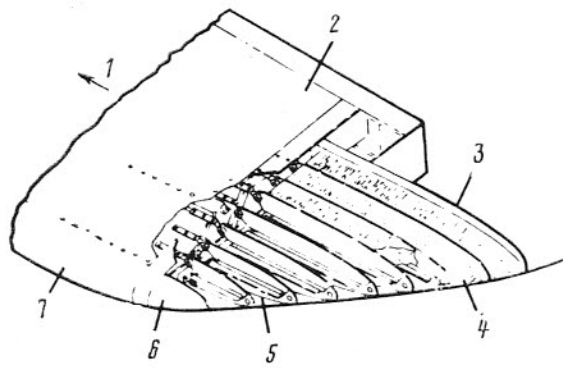


1—неподвижная часть законцовки крыла; 2—отклоняемый носок законцовки; 3—отклоняемый носок крыла; 4—кривошипный механизм отклонения носка; 5—вал привода и соединительные муфты; 6—кессон крыла; 7—элементы привода отклонения носка; 8—силовое устройство привода; 9—неподвижная часть носка; 10—неподвижная секция хвостовой части крыла; 11, 12, 13—соответственно внутренний, средний и внешний отклоняемые сегменты хвостовой части крыла; 14—вспомогательный лонжерон

Рис. 5. Схема адаптивного крыла

Все новые компоненты крыла самолета AFTI/F-111 рассчитаны на максимальную перегрузку 7,33, коэффициент безопасности 1,75. Минимальный ресурс всех новых компонентов составляет 1000 ч. Расчетная скорость отклонения носка равна 10 град/с, хвостовой части — превышает 40 град/с*.

* Подробнее см. «ТИ» № 14, 1981 г.



1—крыло; 2—верхняя гибкая обшивка отклоняемого носка крыла; 3—неподвижная часть законцовки; 4—слой эластомера между подкрепляющими элементами; 5—подкрепляющие элементы, выполненные в виде «ножниц»; 6—неподвижная часть носка; 7—носик крыла
Рис. 6. Схема отклонения носка законцовки крыла

Управление изменением кривизны крыла осуществляется с помощью цифровой электродистанционной системы с двухканальной схемой резервирования. В случае отказа этой системы поперечное управление самолетом должно обеспечиваться отдельной аналоговой электродистанционной системой [10].

В апреле 1983 г. фирма Боинг поставила в НИИ им. Драйдена (NASA) левую консоль адаптивного крыла, которую планировалось установить на экспериментальном самолете AFTI/F-111 в июне того же года. Правую консоль адаптивного крыла намечалось поставить в июле, полные функциональные испытания крыла с использованием электронной системы управления предполагалось начать осенью 1983 г.

Во время наземных испытаний левая консоль крыла будет оборудована тензодатчиками для оценки нагрузок в элементах привода, обеспечивающего изменение кривизны профиля, правая консоль имеет отверстия для забора воздуха с целью оценки распределения давления по крылу. Крыло должно быть оборудовано акселерометрами для проведения флаттерных испытаний.

В течение первых четырех месяцев летных испытаний (12—16 полетов) предполагается провести флаттерные испытания, определить действующие на крыло и самолет нагрузки, оценить устойчивость и управляемость самолета [11]. Оборудование, которое будет использоваться на первом этапе испытаний самолета, позволит осуществить ручное уп-

равление отклонением носка и хвостовой части крыла, поперечное управление самолетом с помощью отклонения среднего и внешнего сегментов, а также обеспечит установку подвижных частей крыла во взлетное и посадочное положения.

В дальнейшем предполагается установить дополнительное оборудование, которое обеспечит автоматическое управление адаптивным крылом [10]. Предусмотрены четыре режима управления изменением кривизны крыла:

крейсерский — автоматическая оптимизация профиля для получения максимальной скорости при данных условиях крейсерского полета;

улучшение характеристик маневра — обеспечение максимального аэродинамического качества самолета для данных условий маневрирования (скорость полета, высота, нормальная перегрузка);

уменьшение маневренных нагрузок — снижение изгибающего момента крыла при выполнении маневра;

улучшение быстродействия управления или парирование порывов ветра — улучшение реакции самолета на отклонение стабилизатора при продольном управлении и уменьшение перегрузок при полете на малых высотах.

Согласно существующим планам испытания продлятся около двух лет [11].

Считается, что хотя исследования самолета F-111 с адаптивным крылом и являются составной частью программы AFTI, реализация адаптивного изменения кривизны крыла, по крайней мере в ближайшем будущем, представит большую трудность в случае ее применения к крылу относительно тонкого профиля сверхзвукового истребителя [1].

1. Future fighters of the US air force. International Defense Review, 1983, v. 16, N 2, p. 165—174.
2. Aviation Week Space Technology, 1983, v. 118, 11/IV, N 15, p. 47.
3. Rees W. H. Integrated flight and fire control for the USAF. International Defense Review, 1983, v. 16, N 6, p. 805—808.
4. Interavia Air Letter, 1983, 28/VI, N 10285, p. 6.
5. Interavia Air Letter, 1982, 19/VII, N 10045, p. 7.
6. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 8/VIII, N 6, p. 13.
7. Flight International, 1983, v. 123, 19/III, N 3854, p. 722.
8. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 20/II, N 8, p. 82—83.
9. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 30/V, N 22, p. 274.
10. Automotive Engineering, 1982, v. 90, I, N 1, p. 66.
11. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 6/VI, N 23, p. 103.

Референт М. А. Левин.

УДК 629.735.33 : 623.746.7

УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНАЯ АВИАЦИЯ ЗА РУБЕЖОМ

В последнее время многие зарубежные авиационно-строительные фирмы уделяют значительное внимание вопросам разработки, производства и сбыта военных учебно-тренировочных самолетов (УТС). Это вызвано тем, что в вооруженных силах различных стран в настоящее время стоит на вооружении большое количество устаревших военных УТС, срок эксплуатации которых заканчивается [1].

По оценкам, в середине 1981 г. в ~130 капиталистических и развивающихся странах насчитывалось приблизительно 8000 военных УТС, из которых ~4000 самолетов с ПД и ТВД предназначались для начальной и основной подготовки летчиков и ~4000 самолетов с ТРД использовались для основной и повышенной подготовки [2]. Из общего числа военных УТС из-за выработки ресурса подлежат замене несколько тысяч самолетов [1].

В настоящее время около 20 стран располагают авиационной промышленностью, способной разрабатывать и выпускать собственные УТС с ТРД и более 30 стран способны создавать собственные УТС с ПД и ТВД [2]. Разработка относительно простых УТС, как правило, не требует больших затрат, и они имеют невысокие закупочные цены. Ряд стран рассматривает программы разработок новых УТС как важный шаг на пути развития своей авиационной промышленности. К началу 1983 г. в различных странах осуществлялась разработка или постройка ~50 различных типов УТС.

Принятие страной решения о разработке собственного УТС или его закупке за рубежом зависит от многих факторов, среди которых число УТС, которое может быть продано на внутреннем рынке, возможность экспортных поставок, политика в области занятости, желание других стран участвовать в программе разработки самолета.

ВВС лишь развитых государств могут себе позволить иметь самолет, предназначенный исключительно для обучения летчиков. Поэтому УТС, который фирма планирует поставить в менее развитые страны, должен быть пригоден для непосредственной поддержки наземных войск.

В настоящее время рынок УТС поделен, в основном, между самолетами с одним ТВД, оборудованными подкрыльными узлами подвески (например, Пилатус PC-7, Бич Т-34С, Эмбраер «Тукано»), и легкими учебно-боевыми самолетами с ТРД (например, CASA C-101, Аэрмакки MB.339, Дассо-Бреге — Дорнье «Альфа Джет», ВАе «Хоук»).

Основными требованиями, которые предъявляются к УТС, являются низкая стоимость эксплуатации, простота техобслуживания, использование новой технологии при проектировании самолета и его систем. Кроме того, УТС должен иметь двигатели с низким удельным расходом топлива и обеспечивать возможность быстрого повторного вылета.

В таблице приводятся требования к бортовому оборудованию и вооружению УТС нового поколения.

Появление реактивных боевых самолетов потребовало изменения программ обучения летчиков. Вначале для подготовки летчиков использовались двухместные варианты боевых реактивных самолетов. Позднее, когда ВВС крупных стран приняли новые программы подготовки летчиков реактивных боевых самолетов, были разработаны двухместные УТС (Фуга «Мажистер», «Джет Провост», Цессна Т-37, Аэрмакки MB.326), которые использовались для начальной и основной подготовки, а боевые двухместные самолеты стали использоваться для повышенной подготовки.

Современные реактивные самолеты («Торнадо», «Мираж» 2000, американские истребители) не намного сложнее в управлении и боевом применении, чем самолеты, разработанные в начале 1960-х годов. Устанавливаемые на современных боевых самолетах электродистанционные системы управления, в состав которых входит ЭВМ, облегчили пилотирование. Поэтому при создании УТС следующего поколения не обязательно обеспечивать очень высокие летные характеристики. Перед разработчиками современных УТС стоит задача усовершенствования бортового радиоэлектронного оборудо-

вания и приборов в кабине летчика, повышения эффективности управления и обеспечения заданной устойчивости самолета, чтобы максимально упростить переход с тренировочного самолета на боевой, установки на самолете хотя бы одной пушки и нескольких узлов подвески, чтобы обеспечить возможность выполнения задач непосредственной поддержки наземных войск.

Рост цен на топливо, бюджетные ограничения, положение в экономике и другие факторы влияют на выбор УТС и программу обучения в целом. Стоимость подготовки военного летчика остается достаточно высокой. Так, по данным ВВС Англии, в 1981 г. стоимость подготовки одного летчика составила 1,14 млн. долл. Причем в эту сумму вошла стоимость подготовки летчиков, которые были отчислены на различных этапах обучения [1]. Поэтому ВВС всех стран стремятся создать такую систему подготовки военных летчиков, которая позволила бы снизить расходы на обучение и имела бы эффективные методы отбора летчиков и программы тренировок, а также предусматривала бы использование определенных типов УТС.

В центрах по отбору летчиков ВВС Франции (CSAA — Centre de Selection de l'Armee de l'Air) и Англии (OASC — Officer and Aircrew Selection Centre) в среднем лишь один из пяти кандидатов успешно проходит тестирование и допускается к тренировкам. В ВВС Англии после завершения основного этапа наземных тренировок отсеивается ~16% кандидатов.

В настоящее время ВВС некоторых стран уже имеют в эксплуатации УТС второго поколения. Так, ВВС Франции и Бельгии используют для подготовки летчиков самолет Дассо-Бреге—Дорнье «Альфа Джет», ВВС Англии и ряда других стран — ВАе «Хоук», ВВС Италии — Аэрмакки MB.339, ВВС Франции планируют применять на стадии основной подготовки самолет Аэропасьяль «Эпсилон», который в 1984 г. отчасти заменит самолеты Фуга «Мажистер».

Характеристики таких самолетов, как «Альфа Джет», «Хоук» и MB.339, позволяют использовать их для основной, повышенной, а также для начальной летной подготовки, однако общая стоимость обучения летчиков на этих самолетах в объеме 250—300 летных часов довольно высока. С эконо-мической точки зрения целесообразно часть обучения производить на более простых самолетах с ПД, ТВД или ТРД.

По данным итальянской фирмы Аэрмакки, стоимость одного учебного летного часа на самолете Пилатус PC-7 или Бичкрафт Т-34С составляет 40% стоимости учебного летного часа на самолетах CASA C-101 и Аэрмакки MB.339 и ~25% — на самолетах «Альфа Джет» или «Хоук».

Использование тренажеров позволяет снизить затраты на обучение летчиков. В ВВС Англии на основной стадии подготовки курсанты проходят 27 ч практических занятий на тренажерах, однако до этого они должны налетать по меньшей мере 20 ч на УТС.

В ВМС США на начальной стадии подготовки на самолете Т-34 (объемом 66 ч) и на основной стадии подготовки на самолете Т-2С (100 ч) курсанты параллельно обучаются в течение 64 ч на тренажерах. На стадии повышенной подготовки

Требования к оборудованию и вооружению УТС нового поколения

	ВВС Франции	ВВС Англии	ВВС США	ВВС Италии	ВВС Австралии	ВМС США
Оборудование связи и опознавания	Для связи в дециметровом и метровом диапазонах; система опознавания	Дублированное для связи в дециметровом диапазоне; дублированная система опознавания с резервным ответчиком	Для связи в дециметровом диапазоне; дублированная система опознавания	Для связи в дециметровом и метровом диапазонах; дублированная система опознавания с резервным ответчиком	Дублированное для связи в дециметровом диапазоне; дублированная система опознавания с резервным ответчиком	Для связи в дециметровом и метровом диапазонах; система опознавания
Навигационное оборудование	Система TACAN, автоматический радиокompас	Система TACAN; все-направленный радиокompас; система посадки по приборам	Система TACAN; оборудование для зональной навигации, система посадки по приборам	Система TACAN; оборудование для зональной навигации, радиокompас, оборудование для посадки в дециметровом и метровом диапазонах	Система TACAN; автоматический радиокompас, оборудование для посадки в дециметровом и метровом диапазонах	Система TACAN, автокомпас, оборудование для посадки в дециметровом и метровом диапазонах, оборудование для зональной навигации (несобязательно)
Пилотажные приборы	—	Приборы с интеграторами	Командно-пилотажный прибор, датчик угла атаки, приборы с интеграторами	Командно-пилотажный прибор, датчик угла атаки, высокоточные приборы с интеграторами	Высокоточные приборы с интеграторами (допускаемая ошибка 1 град/ч)	Командно-пилотажный прибор
Противообледенительные системы	—	—	Противообледенительные системы лобового остекления и воздухоборников двигателя	Противообледенительные системы лобового остекления и воздухоборников двигателя	Противообледенительные системы двигателей	—
Вооружение	Пушка калибром 20 мм, боевое оружие	Пулемет калибром 7,62 мм, учебное оружие	—	Пушки калибром 30 мм, боевое и учебное оружие	Пулемет калибром 7,62 мм, контейнер с учебным оружием	Пулемет калибром 7,62 мм, учебное оружие

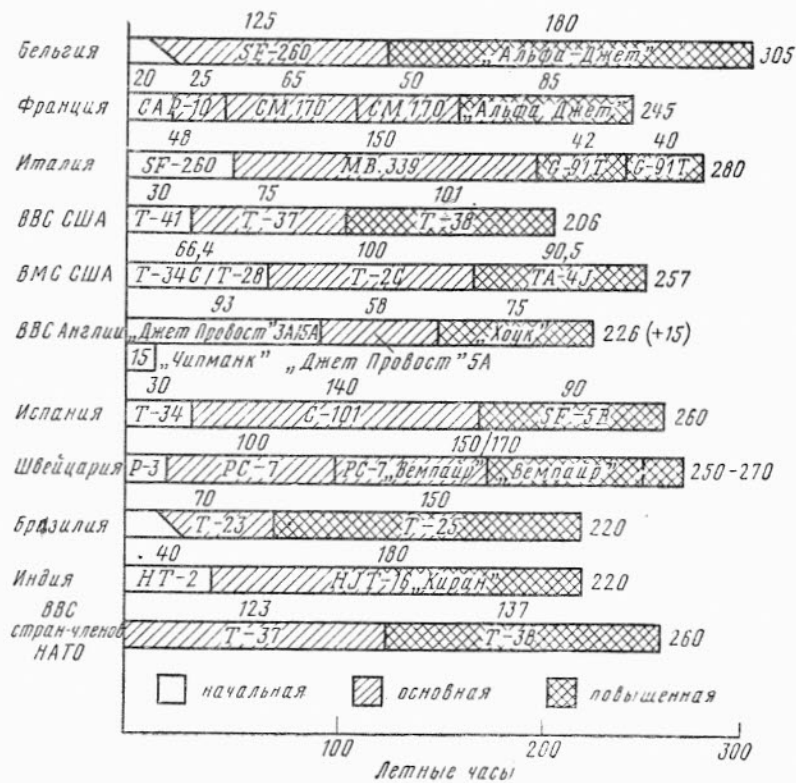


Рис. 1. Длительность (в летных часах) программ обучения военных летчиков ВВС некоторых стран и типы используемых самолетов

тренажеры используются в сочетании с новыми УТС, что значительно снижает объем полетов и стоимость программы. По данным ВВС Франции, использование тренажера самолета «Альфа Джет» с шестью степенями свободы снизит необходимое количество летных часов на 11%.

Курсанты ВВС Англии до полетов на самолете «Хоук» проходят подготовку на изготовленном фирмой Ридиффьюжи тренажере этого самолета. Общее время подготовки на данном тренажере составляет 20 ч.

На рис. 1 представлены объемы программ обучения летчиков ВВС некоторых стран и типы используемых самолетов.

В большинстве ВВС после завершения основного этапа наземных тренировок курсанты, как правило, должны налетать от 10 до 30 ч на однодвигательных УТС, которые обычно имеются в распоряжении летных клубов; иногда эти тренировочные полеты являются частью начальной летной подготовки. В ВВС Франции для этой цели используется УТС Мюдри САР 10, а в ВВС ФРГ — УТС Пьяджо Р-149D*.

Ожидается, что ВВС большинства стран на начальной стадии обучения будут использовать простой самолет с ПД и ТВД, а на основной стадии (продолжительностью ~90 ч) — самолет с ТВД, например такой, как Бичкрафт Т-34С, Пилатус РС-7, или простой экономичный реактивный самолет.

На основном этапе подготовки курсанты совершают полеты в любое время суток и приобретают знания по навигации, пилотированию и полетам в боевом порядке.

* Повышенную подготовку летчики ВВС и ВМС ФРГ проходят в США. Прим. ред.

На этапе повышенной летной подготовки курсанты совершают полеты на таких самолетах, как «Альфа Джет», «Хоук», МВ.339, ТА-4J, Т-38, после чего они получают удостоверение военного летчика.

ВИНТОВЫЕ УТС

Аэропаяль «Эпсилон» (Франция), рис. 2, 3. Основные требования при разработке этого самолета состояли в достижении высоких маневренных характеристик и снижении эксплуатационных расходов. Разработка самолета началась в 1979 г. в соответствии с выпущенными ВВС Франции требованиями к винтовому УТС.

Первый полет первого опытного самолета состоялся в декабре 1979 г., второго — в июле 1980 г. Программа летных испытаний УТС «Эпсилон» закончилась в середине 1982 г. В начале 1982 г. была одобрена программа серийного производства 150 самолетов «Эпсилон» для ВВС Франции с темпом производства 30 самолетов в год. Первый серийный самолет был построен в июне 1983 г., поставки ВВС начались в конце июля 1983 г.

Самолет «Эпсилон» имеет низкорасположенное крыло и цельнометаллический фюзеляж, изготовленный из легких сплавов. Рули высоты и направления покрыты полиэфирной тканью. Кресла инструктора и курсанта расположены тандемом, причем в целях обеспечения лучшего обзора кресло курсанта расположено на 0,7 м выше кресла инструктора. В целях облегчения перехода курсанта на боевой самолет оборудование кабины почти полностью имитирует кабину реактивных военных самолетов (рис. 4).



Рис. 2. Самолет Аэропасьяль «Эпсилон» в полете

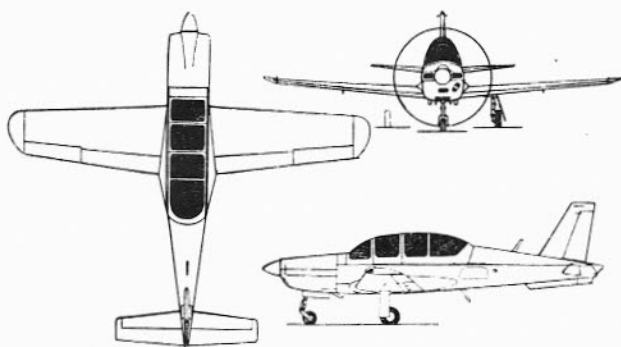


Рис. 3. Схема самолета «Эпсилон»

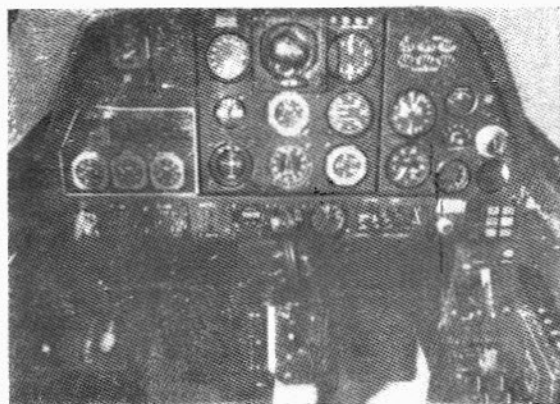


Рис. 4. Оборудование кабины УТС «Эпсилон»

Характеристика самолета «Эпсилон» [3, 4]

Размах крыла	7,92 м
Длина самолета	7,59 "
Высота самолета	2,66 "
Площадь крыла	9 м ²
Силовая установка	ПД Авко Лайкоминг AE10-540-L1B5D мощностью 300 л. с.
Максимальный взлетный вес	1250 кгс
Вес пустого	930 "
Запас топлива во внутренних крыльевых баках	210 л
Непревышаемая скорость	520 км/ч
Максимальная скорость на уровне моря	380 "
Крейсерская скорость	360 "
Скорость сваливания (с выпущенными закрылками)	115 "
Скороподъемность	9,4 м/с
Практический потолок	7010 м
Длина разбега	410 "
Взлетная дистанция (высота препятствия 15 м)	640 "
Длина пробега	240 "
Продолжительность полета	3 ч 45 мин
Допустимые перегрузки	от +6,7 до -3,35

На Парижской авиационно-космической выставке в 1983 г. демонстрировался боевой вариант самолета «Эпсилон», оснащенный четырьмя подкрыльными узлами подвески, рассчитанными на боевую нагрузку общим весом 300 кгс. Самолет «Эпсилон», оснащенный двумя контейнерами с пулеметами калибром 7,62 мм, способен осуществлять барражирование в течение 30 мин на малой высоте на расстоянии 315 км от базы.

Пилатус PC-7 «Турбо Трейнер» (Швейцария), рис. 5, 6. Первый полет первый серийный самолет PC-7 «Турбо Трейнер», предназначенный для основной подготовки и переучивания военных летчиков, а также для выполнения фигур высшего пилотажа, совершил в 1978 г. [3]. На конец 1983 г. фирма Пилатус имела заказы более чем на 340 самолетов PC-7 от 15 стран, среди которых: Ангола, Австрия, Боливия, Мексика, Швейцария, Ирак, Бирма и т. д. Темп производства самолетов PC-7 достиг шести в месяц. Ожидалось, что к концу 1983 г. фирма поставит заказчикам более 290 самолетов PC-7 [3, 5, 6].

Самолет Пилатус PC-7 «Турбо Трейнер» имеет цельнометаллическую конструкцию с низкорасположенным крылом. Кресла инструктора и курсанта расположены тандемом. Система управления дублированная [3]. Оборудование кабины самолета PC-7 подобно оборудованию кабины боевого самолета. Кабина негерметизированная и не оборудована катапультными креслами. Шесть подкрыльных узлов подвески рассчитаны на размещение максимальной боевой нагрузки 1040 кгс. На двух внутренних узлах возможна установка внешних топливных баков. В сентябре 1983 г. планировались де-



Рис. 5. Самолет Пилатус PC-7 «Турбо Трейнер» ВМС Чили

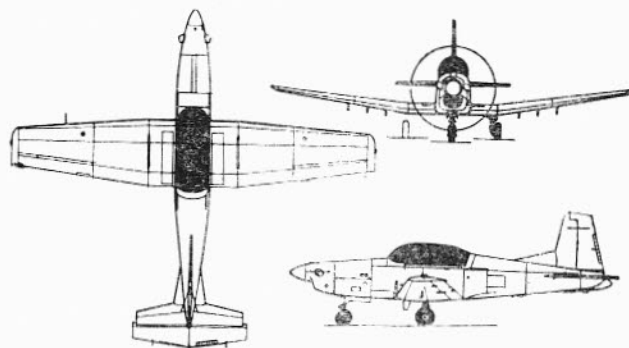


Рис. 6. Схема самолета PC-7 «Турбо Трейнер»

монстрационные полеты УТС РС-7 в США [7]. Возможна закупка самолетов РС-7 Англией, Канадой и Саудовской Аравией [6].

Характеристика самолета РС-7 „Турбо Трейнер“ [3]

Размах крыла	10,4 м
Длина самолета	9,77 „
Высота самолета	3,21 „
Площадь крыла	16,6 м ²
Силовая установка	ТВД Pratt-Уит-ни РТ6А-25А мощностью 550 л. с.
Максимальный взлетный вес	2700 кгс
Максимальный посадочный вес	2565 „
Вес пустого	1270 „
Запас топлива:	
два крыльевых бака	474 л
два подкрыльных сбрасываемых топливных бака	152 или 240 л
Максимальная скорость	500 км/ч
Крейсерская скорость	305 „
Скороподъемность у земли	6 м/с
Практический потолок	7925 м
Длина разбега	780 „
Длина пробега	505 „
Перегоночная дальность	2630 км
Продолжительность полета	~ 4 ч
Допустимые перегрузки	от +4,5 до -2,25

Эмбраер ЕМВ-312 «Тукано» (Бразилия), рис. 7, 8. Разработка УТС ЕМВ-312, предназначенного для основной подготовки летчиков ВВС Бразилии, началась в 1978 г. Первый полет первого опытного самолета состоялся в августе 1980 г. ВВС Бразилии заказали 118 самолетов, получивших обозначение Т-27, и зарезервировали заказ еще на 50 самолетов. Фирма также имеет заказы на 120 самолетов от Египта и других арабских стран.

Поставки самолетов Т-27 ВВС Бразилии планировалось начать в сентябре 1983 г. с темпом поста-

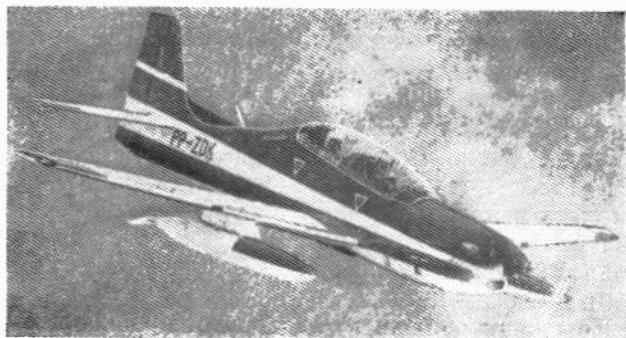


Рис. 7. Самолет Эмбраер ЕМВ-312 «Тукано»

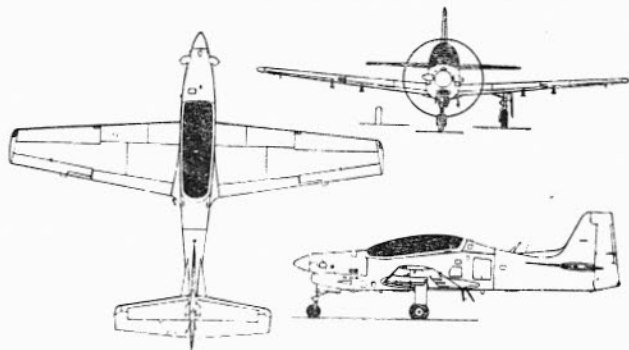


Рис. 8. Схема самолета ЕМВ-212 «Тукано»

вок четыре самолета в месяц и к январю 1984 г. предполагалось поставить 60 самолетов [3, 8].

С сентября 1983 г. ВВС Англии рассматривают вопрос о закупке самолета ЕМВ-312 «Тукано» в качестве УТС для начальной подготовки летчиков. Цена самолета ~1,1 млн. долл. (в ценах 1983 г.) [8, 9].

Самолет ЕМВ-312 имеет низкорасположенное крыло, кресла инструктора и курсанта расположены тандемом. Самолет обладает высокой маневренностью, может эксплуатироваться с небольшими неподготовленными ВПП.

Характеристика самолета ЕМВ-312 „Тукано“ [3, 8]

Размах крыла	11,14 м
Длина самолета	9,86 „
Высота самолета	3,40 „
Площадь крыла	19,40 м ²
Силовая установка	ТВД Pratt-Уит-ни РТ6А-25С мощностью 750 л. с.
Максимальный взлетный вес:	
без подвесных грузов	2550 кгс
с подвесными грузами	3175 „
Вес пустого самолета	1830 „
Запас топлива	695 л
Непревышаемая скорость	540 км/ч*
Максимальная крейсерская скорость на высоте 2440 м	~ 550 „
Максимальная скороподъемность на уровне моря	11,3 м/с
Длина разбега	374 м
Длина пробега	290 „
Максимальная эксплуатационная высота полета	9145 „
Допустимые перегрузки	от +4,4 до -2,2
Максимальная перегоночная дальность (с резервом топлива на 30 мин полета)	2055 км

* Летные характеристики приводятся для взлетного веса 2550 кгс. Прим. ред.

Самолет «Тукано» имеет четыре подкрыльных узла подвески, каждый из которых рассчитан на боевую нагрузку 250 кгс. Вооружение самолета может состоять из двух контейнеров с пулеметами MS-10-21/22-10А (боезапас по 500 патронов), четырех бомб Mk.76, четырех бомб Mk.81 или четырех пусковых установок с НУР LM-37/7А или LM-70/7 (по 7 НУР в каждой) [3].

Валмет L-70 «Милтрейнер» (Финляндия), рис. 9. Разработка двухместного УТС L-70, предназначенного для замены в ВВС Финляндии самолетов SAAB 91 «Сафир», началась в 1973 г.

Первый полет первого опытного самолета L-70 состоялся в июле 1975 г. В январе 1977 г. ВВС за-



Рис. 9. Самолет Валмет L-70 «Милтрейнер»

казали 30 самолетов L-70; первый полет первого серийного самолета состоялся в декабре 1979 г. К концу 1982 г. поставки были завершены.

Самолет L-70 предназначен для начальной летной подготовки, отработки полетов ночью и по приборам, разведки и связи. Кроме того, он может использоваться для поисково-спасательных операций, доставки грузов, испытания вооружения, буксировки мишеней, в сельском хозяйстве и т. д.

Министерство обороны Финляндии предъявило к самолету L-70 ряд специфических требований, среди которых обеспечение ресурса более 8000 летных часов. В конструкции УТС L-70 использованы алюминиевые сплавы и детали из нержавеющей стали.

Кресла инструктора и курсанта расположены рядом (учебно-тренировочный вариант самолета), система управления дублированная. В задней части кабины предусмотрено место для установки двух дополнительных кресел и размещения дополнительного груза. В санитарном варианте предусмотрена перевозка одного раненого и санитаря. Кабина оборудована системой кондиционирования.

Характеристика УТС L-70 „Милтрейнер“ [3]

Размах крыла	9,63 м
Длина самолета	7,50 "
Высота самолета	3,31 "
Площадь крыла	14 м ²
Силовая установка	ПД Авко Лайкоминг АЕ10-360-А1В6 мощностью 200 л. с.
Максимальный взлетный вес	1250 кгс
Вес пустого самолета	767 "
Запас топлива	170 л
Максимальная скорость на уровне моря	235 км/ч
Скороподъемность на уровне моря	5,7 м/с
Практический потолок	5000 м
Длина разбега	230 "
Длина пробега	175 "
Переголочная дальность	950 км
Максимальная продолжительность полета	6 ч 12 мин

УТС L-70 имеет четыре подкрыльных узла подвески, на которых может устанавливаться боевая нагрузка максимальным весом 300 кгс. Варианты вооружения УТС L-70: четыре бомбы калибром 50 кгс; две бомбы калибром 100 кгс и два контейнера с осветительными бомбами; четыре контейнера с восемью НУР калибром 37 мм или шестью НУР калибром 68 мм; два контейнера со спаренными пулеметами калибром 7,62 мм или 5,56 мм с боезапасом 1000 патронов, контейнеры с фото- и разведывательным оборудованием.

Фирма Валмет разрабатывает многоцелевой УТС для начальной и основной подготовки L-80 TP

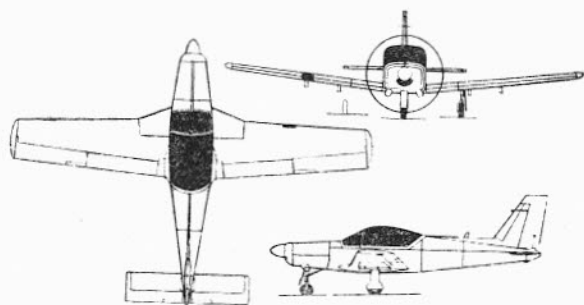


Рис. 10. Схема самолета L-80TP

(рис. 10), на котором будет установлен ТВД Аллисон 250-B17D мощностью 350 л. с. Запас топлива самолета L-80 TP будет 300 л.

SIAI-Маркетти SF.260M (Италия), рис. 11, 12. УТС SF.260M, разработанный на основе гражданского самолета SF.260A, совершил первый полет в октябре 1970 г.

В середине 1981 г. фирма SIAI-Маркетти имела заказы более чем на 800 самолетов SF.260 всех

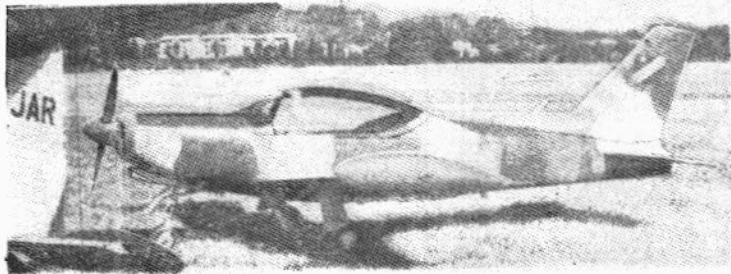


Рис. 11. Самолет SIAI-Маркетти SF-260M ВВС Запра

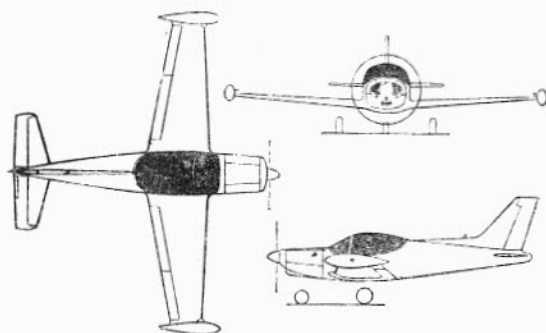


Рис. 12. Схема самолета SIAI-Маркетти SF-260M

модификаций, включая самолет SF.260W (см. ниже), из которых более 700 были построены.

В середине 1983 г. фирма имела заказы на самолет SF.260M от ВВС Италии, Бельгии, Боливии, Бурунди, Ливии, Замбии и т. д.

В 1983 г. темп производства составлял четыре самолета в месяц. Самолет SF.260M может использоваться для основной летной подготовки, для обучения полетам в ночное время, полетам по приборам и в боевом порядке.

Кресла курсанта и инструктора расположены рядом, имеется третье кресло, расположенное сзади посередине; система управления дублированная. В задней части кабины предусмотрено место для багажа.

Характеристика УТС SF.260M [3]

Размах крыла (с топливными баками на концах)	8,35 м
Длина самолета	7,10 "
Высота самолета	2,41 "
Площадь крыла	10,10 м ²
Силовая установка	ПД Авко Лайкоминг 0-540 мощностью 260 л. с.
Максимальный взлетный вес	1200 кгс
Вес пустого	815 "
Запас топлива во внутренних баках	243 л
Максимальная скорость на уровне моря	333 км/ч
Скороподъемность на уровне моря	7,6 м/с
Практический потолок	4665 м

Длина разбега	385 м
Длина пробега	345 "
Перегоночная дальность	1650 км
Допустимые перегрузки	от +6 до -3

Фирма SIAI-Маркетти разработала на основе самолета SF.260M учебно-боевой вариант SF.260W, который может использоваться для поддержки наземных войск, управления войсками на переднем крае, разведки и связи.

На самолете SF.260W могут быть установлены два или четыре стандартных пилона НАТО, на которых размещается боевая нагрузка максимальным весом 300 кгс (в варианте с одним летчиком).

Варианты вооружения самолета SF.260W включают один или два контейнера с одним или двумя пулеметами калибром 7,62 мм с боеприпасом 500 патронов; два контейнера AL-8-70 с восемью НУР калибром 70 мм в каждом; две пусковые установки LAU-32 по семь НУР калибром 70 мм; две пусковые установки AL-8-68 по восемь НУР калибром 68 мм; две бомбы SAMP EU 32 калибром 125 кгс или две осколочные бомбы EU 13 калибром 120 кгс. На подкрыльных пилонах могут также устанавливаться контейнеры с разведывательным оборудованием или два внешних топливных бака емкостью по 80 л.

Летные характеристики учебно-боевого самолета SF.260W [3]

Максимальный взлетный вес	1300 кгс
Максимальная скорость на уровне моря	305 км/ч
Максимальная скороподъемность	6,35 м/с
Практический потолок	4480 м
Взлетная дистанция (высота препятствия 15 м)	825 "
Посадочная дистанция (высота препятствия 15 м)	645 "
Боевой радиус (взлетный вес 1160 кгс, общее полетное время 6 ч 25 мин; патрулирование в зоне наблюдения 5 ч 35 мин; резервный запас топлива 20 кгс)	92 км

Фирма SIAI-Маркетти разработала двухместный УТС SF.260TP (рис. 13), оснащенный ТВД Аллисон 250-B17C мощностью 350 л. с. Первый полет состоялся в июле 1980 г.

Конструкция самолета SF.260TP практически такая же, как у предшествующих вариантов.

Фюзеляж удлинен на 0,3 м, изготовлен в основном из легких сплавов с использованием нержавеющей стали и стеклопластика.

Кресла инструктора и курсанта расположены рядом, сзади может устанавливаться дополнительное кресло; система управления дублированная.

Боевой вариант самолета SF.260TP имеет от двух до четырех узлов подвески вооружения весом до 300 кгс. Может использоваться для выполнения различных задач: нанесения ударов с малых высот, разведки, связи и т. д.



Рис. 13. Самолет SIAI-Маркетти SF-260TP

Характеристика самолета SF.260TP [3]

Максимальный взлетный вес:	
в тренировочном варианте	1200 кгс
в боевом варианте	1300 "
Вес пустого	750 "
Максимальный запас топлива во внутренних баках	183 "
Максимальная скорость на высоте 3050 м	420 км/ч
Скороподъемность на уровне моря	11 м/с
Практический потолок	8535 м
Длина разбега	300 "
Длина пробега	310 "
Перегоночная дальность с резервом топлива на 30 мин полета	950 км

Мюдри CAP-10B (Франция), рис. 14. Самолет CAP-10B может использоваться как УТС для начальной подготовки и для выполнения фигур высшего пилотажа. Первый полет первого опытного

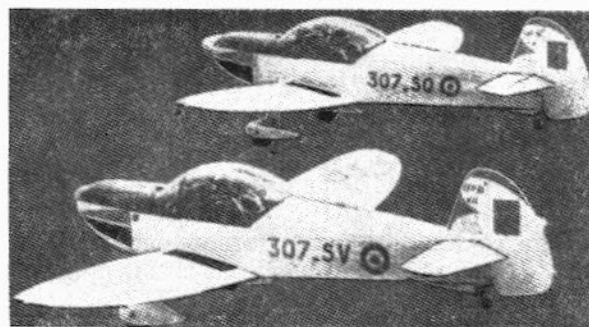


Рис. 14. Самолет Мюдри CAP-10B в полете

самолета CAP-10 состоялся в августе 1968 г. Вариант CAP-10B по сравнению с исходным вариантом имеет подфюзеляжный киль и увеличенный руль направления.

К маю 1983 г. было поставлено 186 самолетов CAP-10 и CAP-10B 19 странам, включая 56 самолетов для ВВС и шесть самолетов для ВМС Франции.

В конструкции самолета CAP-10B использованы древесина, фанера, покрытия из полиэфира. Стойки шасси сделаны из легкого сплава, капот двигателя — из слонстого пластика.

Кресла инструктора и курсанта расположены рядом, за креслами имеется место для перевозки небольших грузов.

Характеристика УТС CAP-10B [3]

Размах крыла	8,06 м
Длина самолета	7,16 "
Высота самолета	2,55 "
Площадь крыла	10,85 м ²
Силовая установка	ПД Авко Лайкоминг АЕ10-360-B2F мощностью 180 л. с.
Максимальный взлетный вес	830 кгс
Вес пустого	540 "
Максимальный запас топлива	75 л
Максимальная скорость на уровне моря	270 км/ч
Скороподъемность	6 м/с
Практический потолок	5000 м
Длина разбега	350 "
Длина пробега	360 "
Перегоночная дальность с максимальным запасом топлива	1200 км
Допустимые перегрузки	от +6 до -4,5

В начале 1981 г. фирма Мюдри объявила о разработке двухместного УТС CAP-X (рис. 15), ос-

нащенного новым ПД МВ-4-80 мощностью 80 л. с. Опытный самолет совершил первый полет в сентябре 1982 г. После завершения первого этапа летных испытаний на самолете был установлен ПД фирмы Авко Лайкоминг мощностью 80 л. с., с

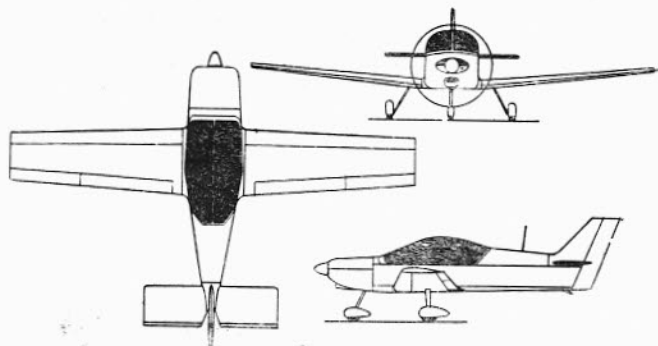


Рис. 15. Схема самолета Мюдри CAP-X

которым он совершил первый полет 4 мая 1983 г. Самолет CAP-X с ПД фирмы Авко Лайкоминг получил обозначение CAP-X «Супер». В будущем возможно серийное производство именно этого варианта. В конструкции самолета использованы композиционные материалы.

При разработке самолета предъявлялись требования низкой начальной закупочной стоимости, простоты техобслуживания, обеспечения расхода топлива 17—18 л/ч.

Характеристика самолета CAP-X [3]

Размах крыла	8 м
Длина самолета	5,9 "
Высота самолета	2,05 "
Площадь крыла	9 м ²
Максимальный взлетный вес	530 кгс
Вес пустого	340 "
Запас топлива	55 "
Непревышаемая скорость	290 км/ч
Максимальная крейсерская скорость на высоте 1500 м	190 "
Перегоночная дальность с максимальным запасом топлива	740 км
Допустимые перегрузки	от +4,4 до -1,8

Бичкрафт Т-34 (США). Разработка первого самолета семейства двухместных УТС Т-34 началась в начале 1950-х годов. В 1953 г. ВВС США выбрали самолет Бичкрафт 45 для начальной подготовки летчиков, самолет получил обозначение Т-34А «Ментор». На нем был установлен ПД Континентал 0-470-13 мощностью 225 л. с.; всего ВВС закупили 450 самолетов Т-34А.

В 1954 г. ВМС США приняли решение закупить самолет для начальной подготовки летчиков, который получил обозначение Т-34В; для ВМС было построено 423 самолета Т-34В (рис. 16).

В 1973 г. фирма Бичкрафт получила от ВМС США контракт на НИОКР по модификации двух самолетов Т-34В для оценки возможности их использования на стадиях повышенной подготовки летчиков. Главной целью модификации было предоставление летчикам возможности обучаться с первого полета на УТС с ТВД. Первый опытный самолет УТ-34С (обозначение модифицированного самолета ТТ-34В) с ТВД РТ6А-25 и усовершенство-

ванным бортовым радиоэлектронным оборудованием совершил первый полет в сентябре 1973 г.

Поставки УТС Т-34С (рис. 17) ВМС США по контракту стоимостью 89,5 млн. долл. начались в ноябре 1977 г. и закончились в июне 1981 г.; всего



Рис. 16. Самолет Бичкрафт Т-34В

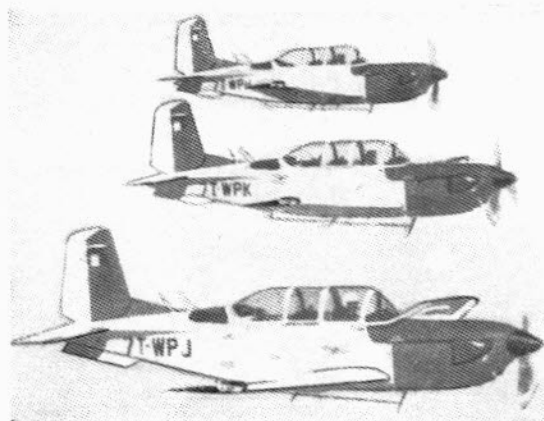


Рис. 17. Самолет Бичкрафт Т-34С

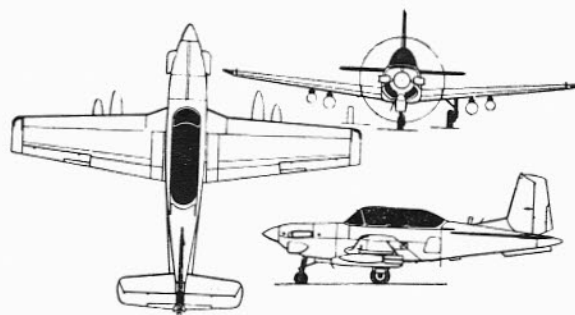


Рис. 18. Схема самолета Бичкрафт Т-34С-1

было поставлено 184 самолета Т-34С. В мае 1982 г. было объявлено о заключении нового контракта с фирмой Бичкрафт на закупку ВМС дополнительно 120 самолетов Т-34С в период с июня 1983 г. по август 1985 г.

Подготовка летчиков ВМС на самолетах Т-34С ведется с ноября 1977 г.

В августе 1982 г. налет всех самолетов Т-34С, состоящих на вооружении в ВМС, составил 500 000 ч.

Фирма Бичкрафт разработала учебно-боевой самолет Т-34С-1 (рис. 18), который, помимо использования на основной стадии подготовки летчиков, может применяться в качестве передового поста

наведения авиации и для отработки атак по наземным целям.

В конструкции фюзеляжа самолетов Т-34С и Т-34С-1 использованы легкие сплавы; кресла инструктора и курсанта расположены тандемом [3]. На самолете Т-34С-1 имеется четыре подкрыльных узла подвески, на которых может быть установлена боевая нагрузка максимальным весом 545 кгс. Вооружение, которое может быть размещено на держателях МА-4, включает пусковые установки LAU-32 и LAU-59 с НУР, бомбы Mk.81, контейнеры AF/B37K-1 с учебными или осветительными бомбами, зажигательные бомбы BLU-10/B, противотанковые УР AGM-22А и т. д.

Характеристика УТС Т-34С [3]

Размах крыла	10,16 м
Длина самолета	8,75 "
Высота самолета	2,92 "
Площадь крыла	16,69 м ²
Силовая установка	ТВД Pratt-Уитни РТ6А-25 мощностью 715 л. с.
Максимальный взлетный вес	1950 кгс
Вес пустого	1342 "
Запас топлива во внутренних баках	490 л
Непревышаемая скорость	520 км/ч
Максимальная крейсерская скорость на высоте 5180 м	400 "
Скороподъемность на уровне моря	7,5 м/с
Практический потолок	9145 м
Длина разбега	350 "
Длина пробега	230 "
Перегоночная дальность с максимальным запасом топлива:	
при полете со скоростью 335 км/ч на высоте 305 м	790 км
при полете со скоростью 375 км/ч на высоте 3050 м	970 "
при полете со скоростью 330 км/ч на высоте 6100 м	1310 "
Допустимые перегрузки	от +6 до -3

Характеристика учебно-боевого самолета Т-34С-1 [3] *

Максимальный взлетный и посадочный вес	2495 кгс
Вес пустого	1360 "
Максимальная скорость горизонтального полета (взлетный вес 2495 кгс)	380 км/ч
Скороподъемность (взлетный вес 2495 кгс)	7,3 м/с
Типичный боевой радиус действия:	
при выполнении задач передового поста наведения авиации (взлетный вес 2340 кгс, запас топлива максимальный, патрулирование в зоне цели в течение 2 ч 36 мин, резервный запас топлива на 20 мин полета плюс дополнительный 5%-ный запас топлива)	185 км
при выполнении задач по атаке наземных целей (взлетный вес 2430 кгс, резервный запас топлива на 20 мин полета плюс 5%-ный запас топлива)	555 "

* Приводятся расчетные летные характеристики для варианта самолета с ТВД мощностью 550 л. с.

RFB «Фентрейнер» 600 (ФРГ), рис. 19, 20. В 1970 г. на Ганноверской авиационно-космической выставке фирма RFB впервые демонстрировала модель двухместного УТС с воздушным винтом в кольцевом канале.

В 1975 г. министерство обороны ФРГ выдало фирме RFB контракт на постройку двух опытных самолетов «Фентрейнер» для оценки возможности замены УТС Пьяджо Р-149D, которые используют

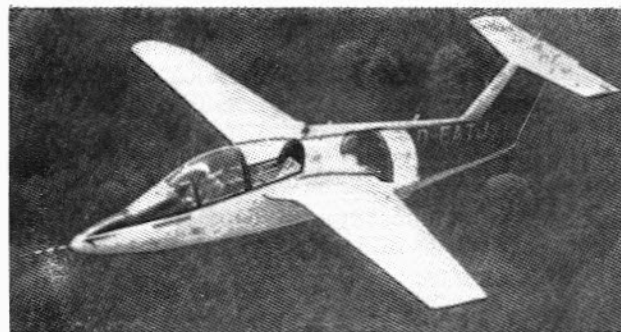


Рис. 19. Самолет RFB «Фентрейнер» 600

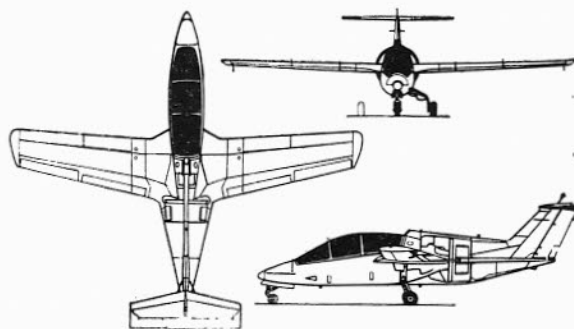


Рис. 20. Схема самолета RFB «Фентрейнер»

ся в ВВС для начальной подготовки летчиков. Первый опытный самолет, на котором были установлены воздушный винт с поворотными лопастями и два роторных двигателя Ванкеля мощностью по 150 л. с., совершил первый полет в октябре 1977 г. Второй опытный самолет совершил первый полет в мае 1978 г., на нем был установлен ТВД Аллисон 250-С20В мощностью 420 л. с.

В 1978 г., после того как в катастрофе был потерян второй опытный самолет, на первом опытном самолете был установлен двигатель Аллисон 250-С20В и самолет получил обозначение «Фентрейнер» 400, а в 1980 г. двигатель Аллисон 250-С20В был заменен более мощным ТВД Аллисон 250-С30В мощностью 600 л. с., и самолет получил обозначение «Фентрейнер» 600.

За исключением силовой установки самолеты «Фентрейнер» 400 и 600 практически идентичны.

Специалисты фирмы RFB считают, что всего может быть продано 200 самолетов «Фентрейнер».

В конкурсе ВВС ФРГ на замену УТС Пьяджо Р-149D кроме самолета «Фентрейнер» участвовали УТС РС-7 и Т-34С. Несмотря на то, что УТС «Фентрейнер» победил в конкурсе, из-за экономических соображений его закупка ВВС была отложена. Ожидается, что в случае закупки УТС «Фентрейнер» будет изменена программа подготовки летчиков ВВС ФРГ. Использование УТС «Фентрейнер» на этапах начальной и основной подготовки вместо реактивных УТС Т-37 и Т-38 позволит значительно сократить стоимость подготовки летчиков. По расчетам, эксплуатационные расходы УТС «Фентрейнер» составляют ~200 долл./ч (эксплуатационные расходы дешевых реактивных УТС составляют ~1400 долл./ч).

Передняя и центральная части фюзеляжа, а также хвостовое оперение УТС «Фентрейнер» изготовлены с применением легких сплавов. Обшивка фюзеляжа состоит из отдельных секций, изготовленных из стеклопластика, которые при техобслуживании снимаются.

Расположение воздушного винта в кольцевом канале улучшает обтекание носовой части фюзеляжа и крыла, хвостовая часть фюзеляжа имеет сечение крестообразной формы и крепится к центральной части фюзеляжа в трех точках.

Кресла курсанта и инструктора расположены тандемом. Самолет имеет четыре подкрыльных узла подвески и может использоваться для обучения применению оружия и в качестве легкого ударного самолета [3, 10].

Характеристика самолета «Фентрейнер» 600 [3]

Размах крыла	17 м
Длина самолета (включая носовую штангу)	9,23 "
Высота самолета	3 "
Площадь крыла	13,9 м ²
Максимальный взлетный вес	2300 (1580)* кгс
Максимальный посадочный вес	2000 "
Вес пустого	1060 (940) "
Запас топлива:	
во внутренних баках	340 (340) "
во внутренних и подвесных баках	640 "
Максимальная скорость горизонтального полета на высоте 5485 м	430 км/ч**
Крейсерская скорость на высоте 3050 м	370 (325) км/ч
Скороподъемность на уровне моря	16 (10,2) м/с
Практический потолок	7620 (100) м
Длина разбега	200 (230) "
Длина пробега	270 (250) "
Перегоночная дальность с максимальным запасом топлива во внутренних баках при полете с крейсерской скоростью на высоте 3050 м	1390 (1760) км
Продолжительность полета	4 ч 48 мин (6 ч 18 мин)
Допустимые перегрузки (при выполнении фигур высшего пилотажа)	от +6 до -3

* В скобках приводятся характеристики самолета «Фентрейнер» 400.

** Летные характеристики даны для взлетных весов 1450 («Фентрейнер» 600) и 1350 кгс («Фентрейнер» 400). *Прим. ред.*

NDN-1T «Турбо Файркрэкер» (Англия), рис. 21. Самолет разработан фирмой NDN Эркафт на собственные средства; стоимость программы к сентябрю 1983 г. составила 5 млн. ф. ст. Самолет примет участие в конкурсе для замены учебно-тренировочного самолета «Джет Провост», эксплуатируемого в настоящее время ВВС (см. разд. УТС с ТРД и ТРДД). Самолет NDN-1T оснащен одним ТВД Пратт-Уитни РТ6А-25С мощностью 750 л. с.

Первый полет состоялся в сентябре 1983 г. На сентябрь 1983 г. ВВС заказали семь самолетов, первые поставки планировалось завершить до кон-



Рис. 21. Самолет NDN-1T «Турбо Файркрэкер»

ца 1983 г. [11]. По оценкам фирмы NDN, количество проданных УТС «Турбо Файркрэкер» может составить до 20% общего числа самолетов, необходимых для замены 4500 устаревших УТС различных стран [12]. Цена самолета NDN-1T ~500 тыс. ф. ст.

УТС NDN-1T имеет катапультируемые кресла, расположенные тандемом (заднее кресло приподнято относительно переднего), обеспечивающие покидание кабины на нулевой высоте при нулевой скорости, и характеристики управляемости, близкие к характеристикам боевых реактивных самолетов. Самолет также имеет узлы подвески вооружения и может использоваться как легкий ударный самолет.

Характеристика самолета NDN-1T «Турбо Файркрэкер» [11]

Вес пустого оборудованного самолета	1065 кгс
Максимальный взлетный вес	1542 "
Максимальная скорость горизонтального полета	420 км/ч
Скорость сваливания с выпущенными закрылками	113 "
Максимальная скороподъемность	2,7 м/с
Радиус действия (без резервного остатка топлива)	925 км

Новый УТС для ВВС Австралии (рис. 22). Фирма Австралийен Эркафт Консорциум (ААС) построила макет нового учебно-тренировочного самолета для основной подготовки военных летчиков. Первый из двух опытных самолетов будет построен

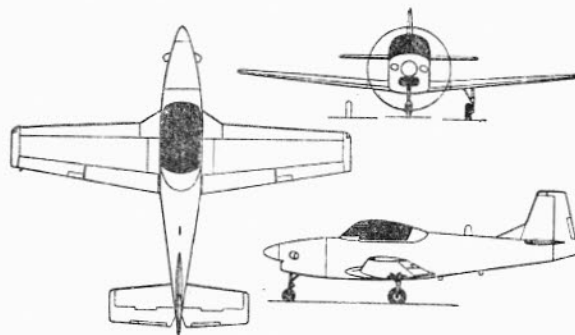


Рис. 22. Схема учебно-тренировочного самолета, разрабатываемого фирмой ААС для основной подготовки военных летчиков

к декабрю 1984 г. и его летные испытания начнутся в феврале 1985 г. Поставки 69 серийных самолетов начнутся в октябре 1987 г. и завершатся в августе 1990 г.

Самолет будет оснащен одним ТВД Пратт-Уитни РТ6А-25С мощностью 750 л. с. [13].

Расчетные характеристики самолета фирмы ААС [13]

Размах крыла	11 м
Длина самолета	10,10 "
Максимальная скорость полета	704 км/ч
Вес пустого самолета	1396 кгс
Максимальный взлетный вес:	
тренировочный вариант	2000 "
многоцелевой вариант	2600 "

УТС с ТРД

ВАе 1182 «Хоук» (Англия), рис. 23, 24. Разработка проекта реактивного двухместного УТС «Хоук», который является основным учебно-боевым

самолетом ВВС Англии, началась в 1971 г., первый полет серийного самолета состоялся в 1975 г.

Самолет «Хоук» используется для основной и повышенной подготовки летчиков, а также в качестве легкого ударного самолета.

ВВС Англии имеют на вооружении 175 самолетов «Хоук». На экспорт планируется поставить 126 самолетов. Из них Финляндия заказала 50 самолетов (поставки начались в 1980 г., причем сборка 46 самолетов осуществляется финской фирмой Валмет); Индонезия — 20 (поставки начались в 1980 г.); Кения — 12; Зимбабве — 8; Дюбан — 8; Абу Даби — 16.

Самолет «Хоук» имеет низкорасположенное крыло; закрылки и руль направления имеют слоистую конструкцию с сотовым наполнителем; расчетный ресурс планера 6000 ч. В нижней части фюзеляжа за крылом расположен воздушный тормоз площадью 0,53 м². На самолете установлены катапультируемые кресла Мартин-Бейкер Mk.10B, обеспечивающие покидание самолета на стоянке. При катапультировании фонарь кабины разрушается с помощью пиротехнического детонирующего шнура MDC.

На самолетах «Хоук», которые состоят на вооружении ВВС Англии, установлен один бесфорсажный ТРДД Роллс-Ройс Турбомека «Адур» Mk.151 с тягой 2360 кгс. На первых поставленных на экспорт самолетах «Хоук» установлены ТРДД «Адур» Mk.851 с тягой 2425 кгс, на самолетах, предназначенных для Зимбабве, Дюбан и Абу Даби, установлены ТРДД «Адур» Mk.861 с тягой ~2590 кгс.

Гидравлическая система самолета дублирована; рабочее давление 210 кгс/см². Она предназначена для управления закрылками, воздушным тормозом, шасси и автоматом торможения.

Самолеты «Хоук» ВВС Англии оснащены радионавигационной системой TACAN, радиообору-

дованием КВ и УКВ диапазонов, системой посадки по приборам фирмы Коссор и другим оборудованием.

Характеристика самолета «Хоук» [3]

Размах крыла	9,39 м
Длина самолета (без носовой штанги)	11,17 "
Высота самолета	4 "
Площадь крыла	16,7 м ²
Максимальный взлетный вес	7750 кгс
Вес пустого самолета	3650 "
Максимальная скорость горизонтального полета	1038 км/ч
Максимальное число М (при пикировании)	1,2
Практический потолок	15 240 м
Максимальная скороподъемность на уровне моря	47 м/с
Длина разбега	550 м
Длина пробега	490 "
Боевой радиус действия:	
с боевой нагрузкой 2540 кгс	556 км
с боевой нагрузкой 1360 кгс	1038 "
Перегоночная дальность с подвесными баками	
2×455 л	3090 "
Продолжительность полета	~ 4 ч

Самолет «Хоук» может иметь пять узлов подвески; на центральном подфюзеляжном пилоне устанавливается контейнер с пушкой «Аден» калибром 30 мм и контейнер с боезапасом, на двух внутренних и двух внешних подкрыльных пилонах может быть размещено оружие весом по 454 кгс. Общий вес подвешиваемого вооружения в варианте для проведения операций по наземным целям 2567 кгс. Была продемонстрирована возможность установки на внешних узлах подвески вооружения весом 3084 кгс.

Типичное вооружение самолета «Хоук» ВВС Англии в тренировочном варианте включает два контейнера Матра 155 (в каждом по 18 НУР калибром 70 мм) или восемь учебных бомб на двух бомбодержателях; нормальный вес нагрузки в этом варианте 680 кгс. В будущем на модифицированных самолетах «Хоук» возможна установка УР класса воздух — воздух AIM-9L «Сайдундер».

В 1982 г. с целью увеличения числа экспортных поставок фирма BAe объявила о разработке ударного самолета «Хоук» 100. На этом самолете будет установлена усовершенствованная цифровая навигационно-прицельная система с лазерным дальномером (по желанию заказчика), улучшенная система управления вооружением, которая осуществляет выбор оружия и информирует летчика о наличии вооружения. Органы управления основными системами самолета «Хоук» 100 будут располагаться на ручке управления и РУД, в передней и задней кабине будут установлены цветные многоцелевые дисплеи.

Максимальный вес боевой нагрузки будет увеличен до 3265 кгс, длина разбега будет уменьшена на 20%, а пробега — на 15%, подвеска двух топливных баков емкостью по 864 л позволит увеличить перегоночную дальность на 50%; боевой радиус действия с двумя бомбами калибром 454 кгс при полете по профилю большая — малая — большая высота составит 1222 км (или 509 км с семью бомбами калибром 454 кгс).

При выполнении задач воздушного патрулирования самолет «Хоук» 100 будет осуществлять патрулирование в течение 3,5 ч на дальности 260 км от базы; его вооружение будет включать УР типа «Сайдундер» и пушку калибром 30 мм.



Рис. 23. Самолет BAe «Хоук»

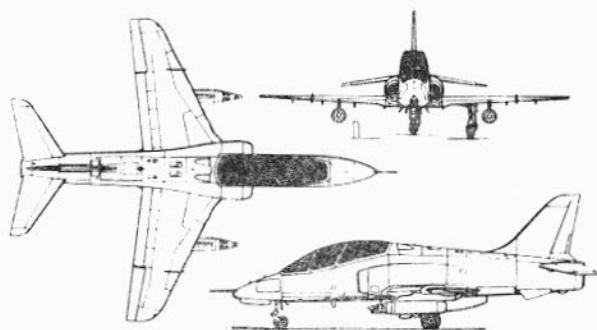


Рис. 24. Схема самолета BAe «Хоук»

Фирма ВАе изучает возможность создания одноместных самолетов «Хоук» 200-60 на основе экспортного варианта самолета с ТРДД «Адур» Mk.861 и «Хоук» 200-100 на основе разрабатываемого самолета «Хоук» 100. Самолет «Хоук» 200 будет иметь новую переднюю часть фюзеляжа, в которой предполагается разместить усовершенствованное радиоэлектронное оборудование и вооружение (в частности, в передней части фюзеляжа предполагается установить РЛС Ферранти «Блю Фокс»). С целью увеличения объема передней части фюзеляжа передняя стойка шасси будет смещена назад.

Самолет «Хоук» 200 будет оснащаться двумя встроенными пушками «Аден» калибром 25 мм или 30 мм, в качестве альтернативного варианта рассматривается возможность установки пушек IWKА «Маузер» калибром 27 мм или DEFA 552 или 553 калибром 30 мм.

Самолет «Хоук» 200-60 будет иметь простую навигационно-прицельную систему, предназначенную для действия в дневное время, самолет «Хоук» 200-100 будет оснащен коллиматорным индикатором Смит Индастриз 263 SUE/1 и инерциальной навигационной системой Зингер Керфот SKN 2416.

Фирма Смит Индастриз поставит для самолета «Хоук» 200-100 датчик воздушных данных 101 FAD/1 и многоцелевой четырехцветный дисплей 709 SUM/1, предназначенный в основном для управления по тангажу и навигации.

Одноместный самолет «Хоук» с четырьмя бомбами калибром 450 кгс будет иметь радиус действия 1055 км (или 250 км с семью бомбами калибром 450 кгс). При установке на подфюзеляжном вилоне контейнера с разведывательным оборудованием и полете на малой высоте с УР класса воздух — воздух радиус действия составит 665 км. Самолет «Хоук» 200-100 сможет оснащаться ИК системой переднего обзора или лазерным дальнометром и УР класса воздух — поверхность.

При выполнении задач морского патрулирования одноместный самолет «Хоук», оснащенный РЛС «Блю Фокс», УР «Си Игл» и «Сайдуиндер», а также двумя подвесными баками емкостью по 860 л будет иметь радиус действия более 1290 км.

Самолет «Хоук» 200-100, возможно, будет оснащен встроенной системой для разбрасывания дипольных отражателей и ИК трассеров [3, 14].

Дассо-Бреге—Дорнье «Альфа Джет» (Франция, ФРГ), рис. 25. Основной учебно-боевой самолет ВВС Франции и ФРГ. Разработка проекта началась в 1972 г. Первый полет первого опытного самолета состоялся в 1973 г., первого серийного — в 1977 г. На середину 1983 г. имелись заказы на 500 самолетов «Альфа Джет» от ВВС Франции (175, все поставлены), ФРГ (175, все поставлены), Бельгии, Египта, Нигерии и т. д.

В число этих самолетов входит 15 самолетов «Альфа Джет» NGEA с усовершенствованной прицельно-навигационной системой, заказанные Египтом, и шесть самолетов того же типа, заказанные Камеруном.

Разрабатывается вариант самолета «Альфа Джет» с системой непосредственного управления боковой аэродинамической силой (НУБС) в виде раскрывающихся щитков, установленных в задней части подкрыльных пилонов. (Описание самолета

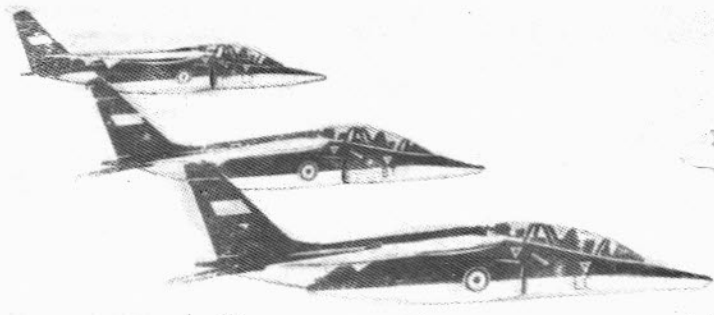


Рис. 25. Учебно-боевой самолет ВВС Франции Дассо-Бреге—Дорнье «Альфа Джет»

«Альфа Джет» NGEA с системой НУБС опубликовано в «ТИ» № 24, 1982 г.).

На середину 1983 г. заказчикам было поставлено более 450 самолетов [3]. Самолет «Альфа Джет» используется для основной и повышенной летной подготовки и как легкий штурмовик.

Характеристика самолета «Альфа Джет» [3]

Размах крыла	9,11 м
Длина самолета	12,29 "
Высота самолета	4,19 "
Площадь крыла	17,5 м ²
Силовая установка	2ТРДД Турбомека «Ларзак» 01-С5
Статическая тяга	2×1350 кгс
Максимальный взлетный вес	8000
Вес пустого (боевого/тренировочного)	3515,3345 "
Запас топлива:	
во внутренних баках	1520—1655 кгс
в подвесных баках	до 1440 "
Максимальное число М на высоте 10 000 м	0,85
Максимальная скорость на уровне моря	1000 км/ч
Скороподъемность на уровне моря	57 м/с
Практический потолок	14630 м
Радиус действия при полете на большой высоте с 15%-ным резервным запасом топлива (тренировочный вариант):	
с максимальным запасом топлива во внутренних баках	1230 км
с подвесными топливными баками	1450 "
Боевой радиус действия при выполнении задач непосредственной поддержки наземных войск (воздушный бой на номинальном режиме работы двигателя в течение 5 мин, запас топлива для двух заходов на посадку и кратковременного полета с максимальной скоростью на 100 км):	
с пушкой в подфюзеляжном контейнере и боевой нагрузкой на подкрыльных пилонах	555 км
с пушкой в подфюзеляжном контейнере, боевой нагрузкой на подкрыльных пилонах и подвесными топливными баками	955 "
Перегоночная дальность с запасом топлива во внутренних баках и четырьмя подвесными топливными баками емкостью по 450 л	> 4000 км
Продолжительность полета (с запасом топлива во внутренних баках):	
на малой высоте	2 ч 30 мин
на большой высоте	3 ч 30 мин
Максимальные расчетные (разрушающие) перегрузки	+12; -6,4

Вооружение включает пушку «Дефа» калибром 30 мм или «Маузер» калибром 27 мм в подфюзеляжном контейнере (150 снарядов), 18 НУР (68 мм), бомбы калибром до 400 кгс. Число узлов

подвески пять. Максимальный вес боевой нагрузки 2500 кгс [3].

Изучается модифицированный вариант самолета «Альфа Джет» с целью расширения выполняемых им боевых задач. На новом варианте предполагается установить многорежимную РЛС AN/APG-67 (разработанную для применения на самолете Нортроп F-20 «Тайгершарк»), УР класса воздух — воздух AIM-9L «Сайдуиндер» (на концах крыла), УР класса воздух — поверхность AGM-65B «Мейврик» и бомбы «Белуга». В дальнейшем возможна установка на самолете УР класса воздух — воздух ASRAAM и противотанкового оружия WASP [16].

CASA C-101 «Авиоджет» (Испания), рис. 26, 27. Разработка УТС CASA C-101 началась в 1975 г. после получения контракта от ВВС страны на разработку нового реактивного УТС для основной и повышенной подготовки летчиков. Первый полет опытного самолета состоялся в 1977 г. Серийное производство ведется с 1978 г. В разработке самолета принимали участие фирмы MBV (ФРГ) и Нортроп (США).

УТС C-101 может также использоваться как легкий ударный самолет, разведчик, для обучения применению самолетного вооружения, для ведения РЭБ и аэрофотосъемки.

ВВС Испании заказали 88 УТС CASA C-101EB (обозначение самолетов, предназначенных для ВВС Испании), из которых на сентябрь 1983 г. были поставлены 75; возможна закупка ВВС 120 самолетов C-101EB.

На экспорт самолет C-101 поставляется в варианте с усовершенствованным ТРДД Гаррет TFE731-3 с тягой 1700 кгс.

Фирма CASA предлагает модифицированный легкий ударный самолет C-101, на котором пред-

полагается устанавливать более мощный двигатель и усовершенствованное бортовое оборудование [3]. Цена самолета C-101 2,8 млн. долл. [17].

Характеристика самолета CASA C-101 «Авиоджет» [3]

Размах крыла	10,6 м
Длина самолета	12,50 "
Высота самолета	4,25 "
Площадь крыла	20 м ²
Силовая установка	ТРДД Гаррет TFE731-2
Статическая тяга	1×1590 кгс
Взлетный вес (УТС/легкий ударный самолет)	4850/5600 "
Вес пустого	3450 "
Максимальный запас топлива	1930 "
Максимальная скорость:	
на уровне моря	690 км/ч
на высоте 7620 м	800 "
Скороподъемность на уровне моря	19,2 м/с
Практический потолок	12200 м
Длина разбега	630 "
Длина пробега	480 "
Типичный боевой радиус:	
при выполнении задач по изоляции поля боя (полет по профилю малая — малая — большая высота, атака цели в течение 3 мин, 30 мин резервный запас топлива; вооружение — четыре бомбы калибром 250 кгс, пушка калибром 30 мм)	380 км
при выполнении задач по непосредственной поддержке наземных войск (барражирование над полем боя в течение 50 мин, атака цели в течение 8 мин, 30 мин резервный запас топлива; вооружение — четыре пусковые установки по 19 ПУР калибром 67 мм, пушка калибром 30 мм)	~ 280 "
Перегоночная дальность (с запасом топлива на 30 мин полета)	3700 "
Максимальная продолжительность полета	7 ч

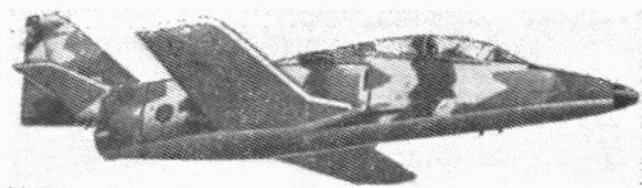


Рис. 26. Самолет CASA C-101 «Авиоджет»

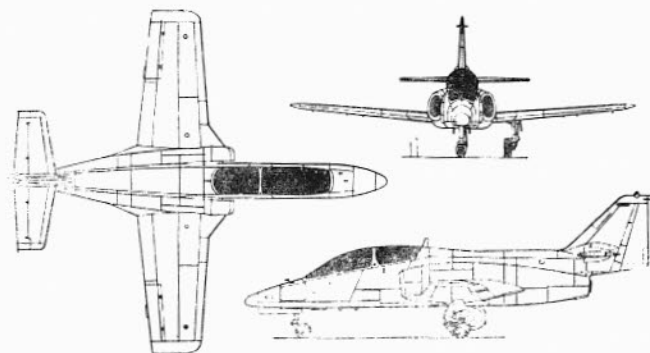


Рис. 27. Схема самолета CASA C-101 «Авиоджет»

Кресла инструктора и курсанта расположены тандемом, заднее кресло приподнято на 0,33 м относительно переднего. Система управления дублированная.

В варианте легкого ударного самолета обычно имеет на вооружении одну пушку калибром 30 мм или два пулемета калибром 12,7 мм, четыре контейнера LAU-10, шесть контейнеров LAU-68, шесть бомб BR-250, четыре бомбы BR-375, две бомбы BR-500, четыре напалмовых бака BLU-27 или четыре контейнера SUU-25 с осветительными бомбами [3, 18].

SIAI-Маркетти S-211 (Италия), рис. 28, 29. Впервые модель УТС основной подготовки и легкого боевого самолета S-211 была представлена на авиационно-космической выставке в Париже в 1977 г. Первый полет первого опытного самолета состоялся в апреле 1981 г. Фирма SIAI-Маркетти



Рис. 28. Самолет SIAI-Маркетти S-211

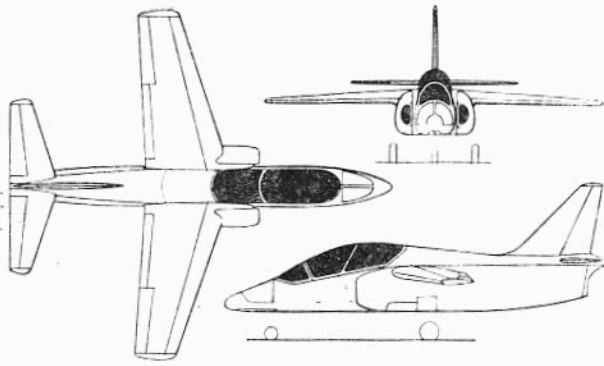


Рис. 29. Схема самолета SIAI-Маркетти S-211

предполагает использовать самолет S-211 для основной подготовки военных летчиков [3]. Стоимость самолета ~2 млн. долл. [17].

В конструкции фюзеляжа использован стеклопластик. Кресла инструктора и курсанта расположены тандемом, заднее кресло инструктора приподнято на 0,28 м относительно переднего.

Характеристика самолета S-211 [3]

Размах крыла	8,43 м
Длина самолета	9,31 "
Высота самолета	3,80 "
Площадь крыла	12,6 м ²
Силовая установка	ТРДД Pratt-Уитни JT15D-4
Статическая тяга	1135 кгс
Максимальный взлетный вес:	
в учебно-тренировочном варианте	2500 "
в боевом варианте	3100 "
Вес пустого	1615 "
Максимальный запас топлива	1130 "
Максимальная крейсерская скорость горизонтального полета на высоте 7620 м	667 км/ч
Максимальная скороподъемность на уровне моря	21,3 м/с
Практический потолок	12200 м
Длина разбега	400 "
Длина пробега	370 "
Типичный боевой радиус действия с четырьмя пусковыми установками НУР при взлетном весе 3000 кгс:	
при полете по профилю большая—малая—большая высота со скоростью 491 км/ч, продолжительность полета 2 ч 50 мин, резервный запас топлива 60 кгс	560 км
при полете по профилю малая—малая—малая высота со скоростью 463 км/ч, продолжительность полета 1 ч 5 мин, резервный запас топлива 60 кгс	230 "
Перегоночная дальность при взлетном весе 3000 кгс с максимальным запасом топлива при полете со скоростью 500 км/ч на высоте 9145 м; резервный запас топлива 90 кгс	2480 "
Продолжительность полета	3,5 ч

Самолет S-211 имеет четыре узла подвески вооружения, может нести до 600 кгс боевой нагрузки. В состав вооружения обычно входят: четыре контейнера с пулеметами калибром 12,7 мм или два контейнера с пушками калибром 20 мм; четыре ракетные установки (с ракетами AL-18-50, Матра F2, LAU-32 или AL-6-80) или две установки с ракетами Матра 155 или SNORA RWK-020; четыре бомбы весом до 150 кгс, или две бомбы (два напалмовых бака) весом до 300 кгс [3].

Аэрмакки MB.339A (Италия), рис. 30, 31. Учебно-тренировочный и легкий ударный самолет. Первый полет опытного самолета состоялся в августе 1976 г. Первый полет первого серийного самолета — в июле 1978 г. ВВС Италии заказали в августе 1979 г. 100 самолетов. К середине 1982 г. было поставлено более 50. Десять самолетов MB.339A были поставлены ВМС Аргентины, 16 — ВВС Перу. В начале 1983 г. ВВС Малайзии поставлены первые три самолета из 12 заказанных [3, 19].

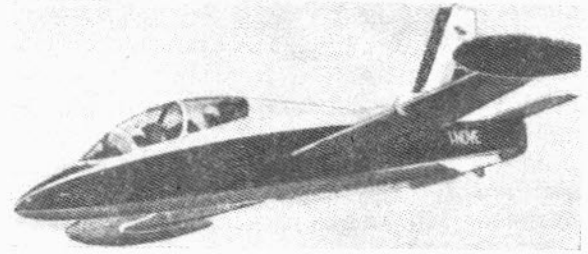


Рис. 30. Самолет Аэрмакки MB.339A

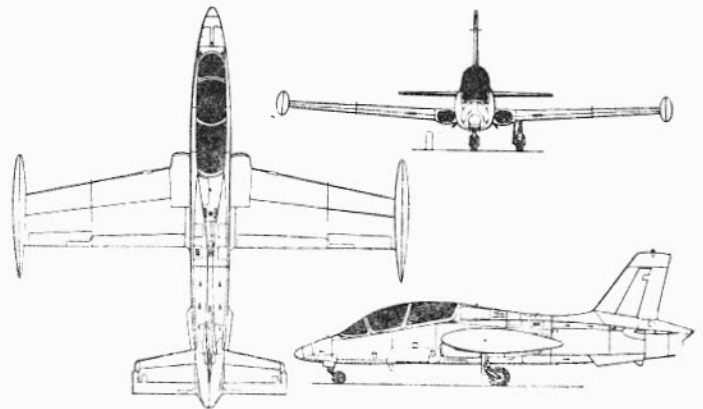


Рис. 31. Схема самолета Аэрмакки MB.339A

В конструкции самолета использованы легкие алюминиевые сплавы и нержавеющая сталь. В задней нижней части фюзеляжа установлены два дополнительных киля. Катапультируемые кресла инструктора и курсанта, обеспечивающие покидание самолета при стоянке на земле, расположены тандемом. Заднее кресло на 0,33 м приподнято относительно переднего. Имеется два зеркала заднего обзора.

На шести узлах подвески самолет MB.339A может нести до 1815 кгс боевой нагрузки.

Характеристика самолета MB.339A [3]

Размах крыла (с топливными баками на концах)	10,85 м
Длина самолета	10,97 "
Высота самолета	3,99 "
Площадь крыла	19,3 м ²
Силовая установка	ТРД Роллс-Ройс "Вайпер" Mk.632-43
Статическая тяга	1816 кгс
Максимальный взлетный вес	5895 "
Вес пустого	3125 "
Запас топлива:	
во внутренних баках	1413 л
в подвесных баках	2×325 л

Максимальная скорость горизонтального полета:	
на уровне моря	900 км/ч
на высоте 9150 м	820 "
Максимальная скороподъемность на уровне моря	33,5 м/с
Практический потолок	14630 м
Длина разбега на уровне моря (при максимальном взлетном весе)	915 "
Длина пробега	415 "
Радиус действия при максимальном взлетном весе 5895 кгс и при полете по профилю большая—малая—большая высота	593 км
Перегоночная дальность с подвесными топливными баками и 10%-ным резервным запасом топлива	2110 "
Максимальная продолжительность полета	3 ч 45 мин

Фирма Аэрмакки разработала на собственные средства на основе учебно-боевого самолета MB.339A одноместный легкий самолет MB.339К «Велтро» 2, оптимизированный для непосредственной поддержки наземных войск и боевой подготовки летчиков. Первый опытный самолет совершил первый полет в мае 1980 г.

Фюзеляж (за исключением передней части) такой же, как у самолета MB.339A. С весны 1983 г. проводятся испытания самолета MB.339К с ТРД Роллс-Ройс «Вайпер» Mk.680 со статической тягой 2020 кгс.

Характеристика самолета MB.339К [3]

Размах крыла (с топливными баками на концах)	11 м
Длина самолета	10,79 "
Максимальный взлетный вес	6150 кгс
Вес пустого	3205 "
Запас топлива	2050 л
Максимальная скорость горизонтального полета на уровне моря	907 км/ч
Максимальная скороподъемность на уровне моря	33,2 м/с
Практический потолок	13860 м
Длина разбега при максимальном взлетном весе	910 "
Длина пробега	440 "
Боевой радиус действия с боевой нагрузкой 1088 кгс: профиль полета малая—малая—малая высота	370 км
профиль полета большая—малая—большая высота	610 "
Допустимая перегрузка	от +8 до -4

Гольфстрим Аэроспейс «Перегрин» (США), рис. 32. В 1979 г. фирма Гольфстрим Аэроспейс объявила о разработке на основе административного самолета «Хастлер» 500 двухместного УТС для начальной и основной подготовки военных летчиков.

Первый полет первого опытного самолета состоялся в мае 1981 г.

В конструкции самолета применены легкие сплавы. Воздухозаборник расположен над фюзеляжем перед хвостовым оперением, законцовки крыла загнуты вниз. Кресла инструктора и курсанта



Рис. 32. Самолет Гольфстрим Аэроспейс «Перегрин»

расположены тандемом.

На первом опытном самолете был установлен ТРДД Pratt-Уитни JT 15D-4; на серийном самолете возможна установка одного ТРДД Pratt-Уитни JT 15D-5 с тягой 1362 кгс или двух ТРДД Уильямс Эррисерч WR 44-2 с тягой по 681 кгс.

Характеристика самолета «Перегрин» [3]

Размах крыла	10,97 м
Длина самолета	13,77 "
Высота самолета	4,02 "
Силовая установка	ТРДД Pratt-Уитни JT15D-4
Статическая тяга	1135 кгс
Максимальный взлетный вес	3266 "
Взлетный и посадочный вес в боевом варианте	2870 "
Максимальный вес топлива	868 "
Максимальная скорость горизонтального полета на высоте 10 060 м	715 км/ч*
Максимальная крейсерская скорость на высоте 12 200 м	663 "
Скороподъемность на уровне моря	19,5 м/с
Практический потолок	12650 м
Боевой радиус при полете со средней скоростью 543 км/ч	1643 км
Длина разбега	321 "
Длина пробега	363 "

* Летные характеристики приводятся для максимального взлетного веса.

Микротурбо «Микроджет» 200В (Франция), рис. 33. При разработке самолета большое внимание уделялось уменьшению стоимости производства

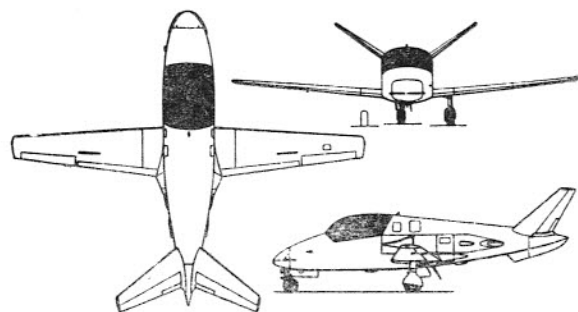


Рис. 33. Схема самолета Микротурбо «Микроджет» 200В

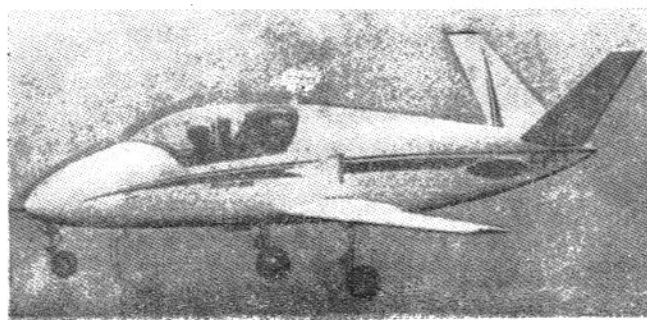


Рис. 34. Самолет Микротурбо «Микроджет» 200

и эксплуатации самолета, а также обеспечению характеристик управления, как у истребителей.

Опытный самолет «Микроджет» 200 (рис. 34) совершил первый полет в июне 1980 г., к марту 1982 г. он налетал 212 ч в 230 полетах. Окончание

постройки первого серийного самолета планировалось на весну 1984 г.

Самолет «Микроджет» 200В может использоваться для повышения квалификации летчиков ударных самолетов при выполнении ими полетов по приборам и в боевом порядке, фигур высшего пилотажа и отработки тактики ударных операций.

Большинство узлов и элементов конструкции самолета будет изготавливаться фирмой Марманд Авнасон, а сборку, испытания и поставку будет осуществлять фирма Микротурбо [19].

На самолете установлены два ТРД TRS 18 с тягой по ~130 кгс и V-образное хвостовое оперение. Воздухозаборники невыступающие, расположены по обе стороны фюзеляжа над крылом. В конструкции фюзеляжа использованы легкие сплавы, крыло и оперение сделаны из стеклопластика. Кресла инструктора и курсанта расположены рядом, правое кресло инструктора смещено назад относительно кресла курсанта. Это позволило установить в кабине только один комплект приборов, хотя органы управления остались спаренными.

Характеристика самолета «Микроджет» 200В [19]

Размах крыла	7,56 м
Длина самолета	6,55 "
Высота самолета	2,27 "
Площадь крыла	6,12 м ²
Максимальный взлетный вес	1150 кгс
Вес пустого	650 "
Максимальный запас топлива (во внутренних баках)	400 "
Непревышаемая скорость	555 км/ч
Максимальная крейсерская скорость на высоте 5500 м	463 "
Максимальная скороподъемность на уровне моря	10,6 м/с
Практический потолок	9150 м
Перегоночная дальность	1030 км
Длина разбега	560 м
Длина пробега	390 "
Допустимые перегрузки с полным запасом топлива и экипажем из двух человек	+4; -1,8

Капрони Виццола С.22 (Италия), рис. 35. Фирма разработала этот легкий двухместный УТС на собственные средства. Он предназначается главным образом для основной подготовки летчиков, но также может использоваться для оценки радиоэлектронного разведывательного оборудования, наземной и воздушной калибровки навигационных приборов, связи. Самолет может быть легко переоборудован для проведения аэрофотосъемки и для использования в качестве ДПЛА.

Первый предсерийный самолет С.22J совершил первый полет в феврале 1983 г. Планировалось построить еще три предсерийных самолета. До конца 1983 г. предполагалось начать серийное производство начальной партии из 20 самолетов.

В конструкции УТС С.22J использованы легкие сплавы и стеклопластики, кресла курсанта и инструктора расположены рядом.

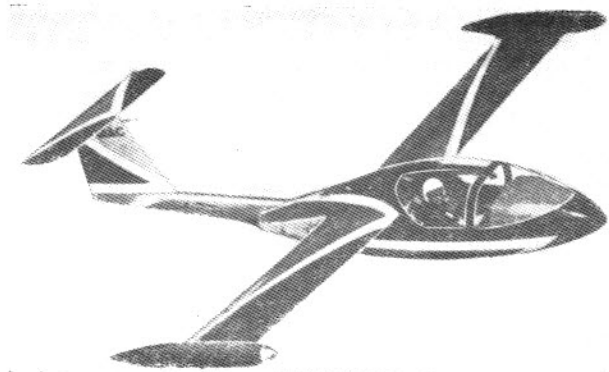


Рис. 35. Предсерийный самолет Капрони Виццола С.22

Характеристика УТС С.22 [3]

Размах крыла	9,2 м
Длина самолета	6,26 "
Высота самолета	1,88 "
Площадь крыла	7,65 м ²
Силовая установка	2 ТРД Микро-турбо TRS 18-083*
Статическая тяга при взлете	2×170 кгс
Максимальный взлетный и посадочный вес	1255** "
Вес пустого самолета	740 "
Запас топлива:	
во внутренних баках	430 л
в двух подкрыльных сбрасываемых баках	224 "
Максимальная допустимая скорость при пикировании	600 км/ч
Максимальная крейсерская скорость на уровне моря	480 "
Максимальная скороподъемность	10 м/мин
Время подъема на высоту 5000 м	10 мин
Практический потолок	7620 м
Длина разбега	650 "
Перегоночная дальность	1300 км
Максимальная продолжительность полета	3 ч
Допустимые перегрузки	от +7 до -3,5

* На серийных самолетах возможна установка двух ТРД КНД Т317.

** Летные характеристики даны для максимального взлетного веса. Прим. ред.

Фирма SIAI-Маркетти планировала создать на основе УТС С.22J вариант С.22R, обладающий малой заметностью в ИК и радиочастотном диапазоне электромагнитных волн. Этот самолет предполагается использовать в качестве разведчика и передового поста наведения авиации. Самолет С.22R будет более помехоустойчив, чем ДПЛА [3].

Фирма Капрони Виццола опубликовала схему варианта легкого УТС С.22J (рис. 36), который она предлагает для замены учебно-тренировочного самолета «Джет Провост» ВВС Англии. По мнению фирмы, этот самолет удовлетворяет требованиям ВВС АСТ.412 и обладает самыми малыми эксплуатационными расходами по сравнению с другими предложенными типами самолетов.

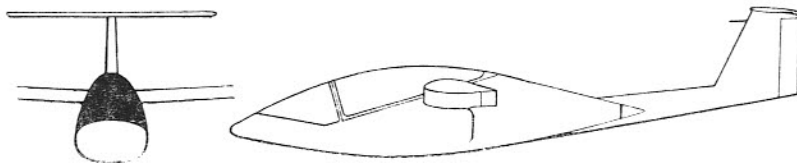


Рис. 36. Вариант легкого УТС Капрони Виццола С.22J для замены самолета «Джет Провост»

Основные характеристики УТС С.22J [20]

Размах крыла	9,14 м
Длина самолета	6,24 "
Высота самолета	1,88 "
Площадь крыла	7,61 м ²
Вес пустого самолета	727 кгс
Максимальный взлетный вес (с топливными баками на концах крыла)	1255 "
Максимальная скорость горизонтального полета	518 км/ч
Скорость сваливания с выпущенными закрылками при неработающем двигателе	135 "
Скороподъемность на уровне моря	9,2 м/с
Продолжительность полета	3,5 ч
Практический потолок	8990 м

«Скайфокс» (США), рис. 37. В августе 1983 г. состоялся первый полет УТС «Скайфокс», который является модификацией самолета Локхид Т-33. Во время полета продолжительностью 1 ч 17 мин была достигнута высота 4870 м и скорость 463 км/ч.

Самолет «Скайфокс» разрабатывается на собственные средства фирмой Скайфокс Корпорейшн и предназначен на экспорт. Конструкция планера на 70% идентична планеру самолета Т-33. Самолет оснащен двумя установленными по бокам фюзеляжа ТРДД Гаррет ТFE 731-3 с тягой по 1680 кгс, радиоэлектронным оборудованием фирм Коллинз и Маркони, катапультируемыми креслами фирмы Стенсел.

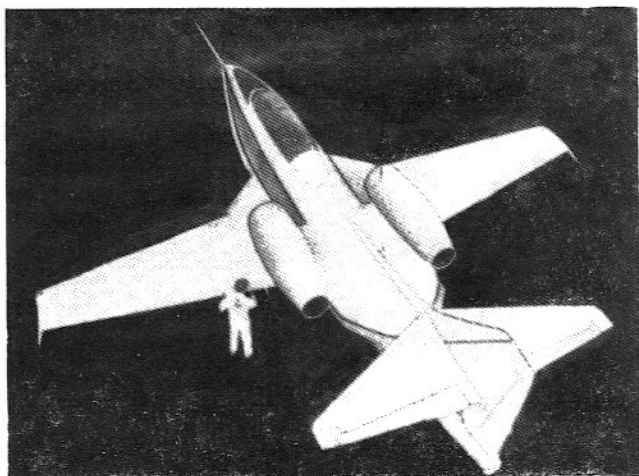


Рис. 37. Самолет Скайфокс Корпорейшн «Скайфокс»

Кроме Португалии, которая намерена заказать 20 самолетов «Скайфокс», с фирмой Скайфокс ведут переговоры еще 12 стран.

Фирма считает, что в самолет «Скайфокс» могут быть модифицированы более 1500 находящихся в эксплуатации самолетов Т-33 [21, 22].

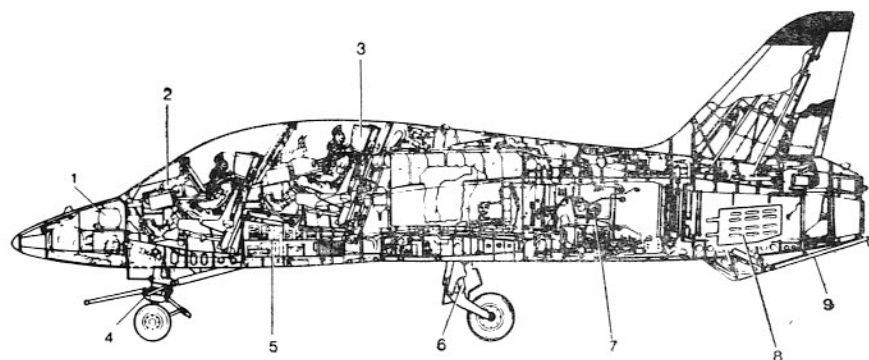
ВАе — Макдоннелл-Дуглас Т-45 (США/Англия), рис. 38. В сентябре 1982 г. ВМС США выдали английской фирме ВАе и американским фирмам Макдоннелл-Дуглас и Сперри контракт стоимостью 15,6 млн. долл. на предварительную разработку новой учебно-тренировочной системы по программе VTXTS, предусматривающей создание УТС Т-45 на основе самолета ВАе «Хоук», предназначенного для замены УТС ВМС Т-2С и ТА-4J, разработку тренажеров, новых методических руководств и наставлений. Ожидалось, что контракт на полномасштабную разработку будет выдан в середине 1984 г.

Предполагается разработать два варианта самолета «Хоук», имеющие следующие особенности: вариант Т-45В для обучения летчиков при полетах с наземных ВПП — модифицированные шасси (для имитации посадок на палубу авианосца), воздушные тормоза и оборудование кабины летчика;

вариант Т-45А для обучения летчиков при полетах с авианосца — новое шасси, новая передняя и модифицированная хвостовая части фюзеляжа, а также тормозной крюк (рис. 39).



Рис. 38. Рисунок самолета Макдоннелл-Дуглас Т-45А, совершающего посадку на палубу авианосца



1—новая кислородная система; 2—новый усовершенствованный индикатор на ЭЛТ; 3—катапультируемые кресла Мартин-Бейкер US10LV, обеспечивающие покидание самолета на земле; 4—новое двухколесное переднее шасси с катапультным стержнем и замком; 5—новое бортовое оборудование с шиной передачи данных; 6—усиленная главная стойка шасси; 7—усиленный корпус двигателя для восприятия перегрузок при взлете с помощью катапульты и торможения с помощью задерживающего крюка; 8—два воздушных тормоза по обеим сторонам фюзеляжа (вместо одного подфюзеляжного); 9—задерживающий крюк

Рис. 39. Схема самолета Макдоннелл-Дуглас Т-45А

Согласно существующим планам, первый полет самолета Т-45В состоится в 1987 г., самолета Т-45А — в 1988 г.; тренировочные полеты на них начнутся соответственно в 1988 г. и 1991 г. Планируется построить 54 самолета Т-45В и 253 самолета Т-45А [23].

Общая стоимость создания учебно-тренировочной системы VTXTS оценивается в 5,2 млрд. долл. (по курсу 1983 г.), приблизительно половина этой суммы будет затрачена на приобретение УТС «Хоук» [24, 25].

Считается, что использование УТС Т-45 позволит ВМС экономить ежегодно до 189 млн. л авиационного топлива, вдвое уменьшить количество УТС, используемых для подготовки существующего числа курсантов, сократить на 35% количество инструкторов и на 40 ч — программу обучения летчиков. Закупка самолетов Т-45 обойдется вдвое дешевле, чем производство УТС новой конструкции [26].

В конструкции самолета Т-45 будут использованы углепластики; на нем будет установлен усовершенствованный «морской» вариант ТРДД Роллс-Ройс/Турбомека «Адур» Mk.851-49 [3, 27].

Расчетные характеристики УТС Т-45 [3]

Максимальный взлетный вес	5640 кгс
Вес пустого самолета	3970 "
Максимальное число М в горизонтальном полете	0,85
Скорость захода на посадку	224 км/ч

Фэрчайлд Рипаблик Т-46А (США), рис. 40. В июле 1982 г. ВВС США выбрали проект фирмы Фэрчайлд Рипаблик для создания нового УТС по программе NGT, который заменит существующий УТС Цессна Т-37, и выдали фирме контракт стоимостью 104 млн. долл. на разработку, постройку и испытания двух опытных самолетов и двух планеров для прочностных испытаний. Всего для ВВС США планируется построить 650 самолетов Т-46А.

Как предполагается, стоимость работ по программе NGT составит 3 млрд. долл., цена одного самолета 1,5 млн. долл. По оценкам, существует возможность поставок до 1400 самолетов Т-46А в учебно-тренировочном и легком ударном вариантах. Ожидается, что стоимость эксплуатации УТС Т-46А будет значительно ниже, чем у существующих легких ударных самолетов [28, 29].

Сборка первых двух опытных самолетов Т-46А должна была начаться в марте 1984 г., статические испытания планера — в декабре 1984 г. Первый полет опытного самолета Т-46А запланирован на апрель 1985 г., окончательное решение о серийном производстве ожидается в середине 1986 г. Предполагается, что начальная боевая готовность первых 44 самолетов Т-46А будет достигнута в октябре 1987 г.

На самолете будут установлены два ТРДД Гаррет TFE76 с тягой по 600 кгс, получившие обозначение F109-GA-100 [30].

В конструкции самолета Т-46А будут использоваться главным образом алюминиевые сплавы, носок крыла будет изготовлен из композиционных материалов на основе волокон кевлара, хвостовые конусы обтекателей двигателей — из жаропрочного стеклопластика, рули высоты, закрылки и элероны — из слоистого стеклопластика (рис. 41) [31].

Самолет Т-46А будет иметь малую высоту стоек шасси, что обеспечит доступ к агрегатам и оборудованию при обслуживании самолета; возможность подвески внешнего вооружения обеспечивается наличием высокорасположенного крыла.

На основании результатов летных испытаний модели самолета Т-46А, выполненной в масштабе 62%, специалисты фирмы Фэрчайлд Рипаблик заявили, что самолет будет иметь хорошие характеристики сопротивляемости сваливанию и противоштопорные характеристики (рис. 42).

Удовлетворительные характеристики устойчивости сохранились при углах скольжения до 30°, ограничение по боковому ветру составило ~45 км/ч [30].

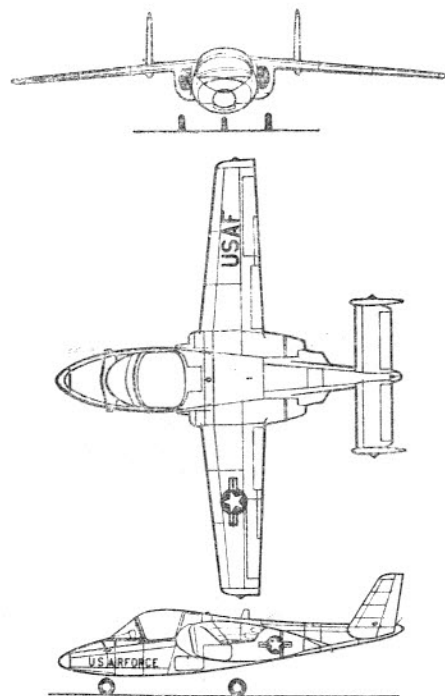
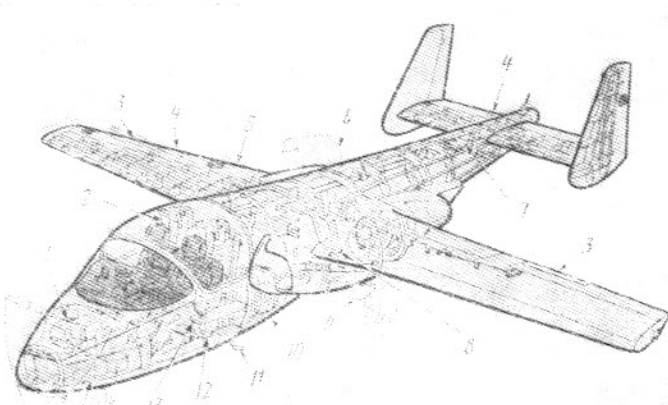


Рис. 40. Схема самолета Фэрчайлд Рипаблик Т-46А



1—резервуар с жидким кислородом (10 л); 2—катапультируемые кресла ACES II; 3—пружинный сервокомпенсатор; 4—триммер; 5—однощелевой закрылок с фиксированным шарниром; 6—крышка смотрового люка двигателя; 7—силовой привод руля направления; 8—штуцер централизованной заправки топливом; 9—воздушные тормоза; 10—багажный отсек; 11—фиксированная подножка; 12—откидывающаяся подножка; 13—боковые панели управления; 14—отсек оборудования

Рис. 41. Компоновочная схема самолета Фэрчайлд Рипаблик Т-46А

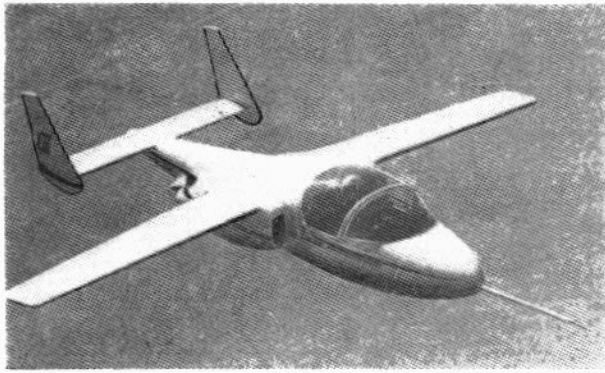


Рис. 12. Модель самолета Фэрчайлд Рипаблик Т-46А, выполненная в масштабе 62%

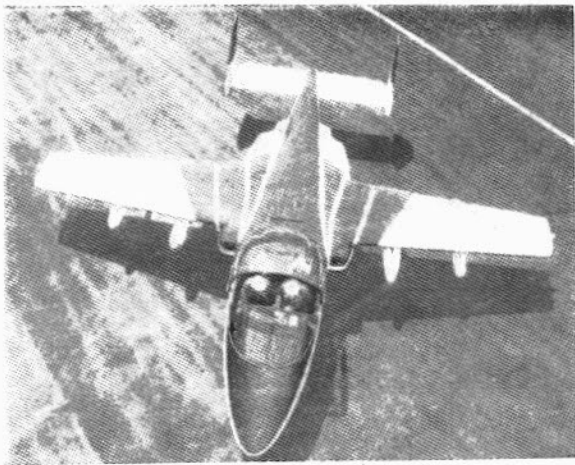


Рис. 13. Натурный макет UTC FRC 225

На Парижской авиационно-космической выставке 1983 г. фирма Фэрчайлд Рипаблик демонстрировала натурный макет UTC FRC 225 (рис. 43), являющегося вариантом самолета Т-46А и предназначенного для поставок на экспорт. Самолет FRC 225 сможет использоваться для основной летной подготовки, обучения применению стрелкового оружия и оружия класса воздух—поверхность. По конструкции он на 95% идентичен исходному самолету Т-46А [32].

Самолет FRC 225 имеет по два узла подвески под каждой консолью крыла, на которых могут устанавливаться контейнеры с пулеметами калибром 7,62 и 12,7 мм, контейнеры с НУР, подвесные топливные баки или бомбы калибром 227 кгс. Взлетный вес и вес пустого самолета FRC 225 больше, чем у исходного варианта Т-46А, силовая установка такая же (два ТРДД Гаррет F109-GA-100 с тягой по 600 кгс).

Типичный профиль полета при отработке применения стрелкового оружия должен включать выполнение 24 заходов на цель в течение 30 мин на удалении 280 км от базы, при отработке атак наземных целей — барражирование в течение 10 мин на высоте 150 м и выполнение в течение 10 мин атак на малых высотах полета на удалении 445 км от базы. Полет на базу в обоих случаях должен осуществляться на высоте 4550 м, резервный остаток топлива достаточен для полета в течение 20 мин.

Фирма предполагает осуществлять производство самолета FRC 225 одновременно с выпуском самолета Т-46А. Цена самолета FRC 225 должна составить 2,5—3 млн. долл. [32, 34].

Характеристики самолетов Фэрчайлд Рипаблик FRC 225 и Т-46А [33]

	FRC 225			Т-46А
	Конфигурация без подвесок	Конфигурация со стрелковым оружием	Конфигурация с оружием класса воздух—поверхность	
Длина самолета, м	8,99	8,99	8,99	8,99
Размах крыла*, м	10,97	10,97	10,97	10,97
Высота самолета, м	3,04	3,04	3,04	3,04
Вес пустого самолета, кгс	2 218	2 218	2 218	2 143
Максимальный взлетный вес, кгс	3 160	3 579	3 748	2 868
Боевая нагрузка, кгс	—	414	590	—
Длина разбега, м	394	530	568	421
Скороподъемность с одним работающим двигателем на уровне моря, м/с	3,71	2,56	2,39	—
Максимальная крейсерская скорость на высоте 4570 м, км/ч	650	584	605	730
Максимальная установленная перегрузка на высоте 4570 м	3,17	2,5	2,48	2,9
Перегоночная дальность без подвесных баков, км	2 040	2 040	2 040	2 240

* В проспекте фирмы указывается значение 11,27 м.

В дальнейшем фирма намеревается разработать новые варианты самолета Т-46А. Начато проектирование одноместного варианта со встроенной пушкой калибром 25 мм или 30 мм. Взлетный вес самолета может возрасти до 6350 кгс [32, 34].

Фирма Фэрчайлд Рипаблик исследует легкий ударный самолет А-46, являющийся вариантом UTC Т-46. Планируется оснастить самолет А-46 радиоэлектронным оборудованием, аналогичным оборудованию самолета А-10N/AW, разработанного для использования в ночных условиях. Предполагается, что вооружение самолета А-46 будет включать УР «Хелфайр», свободнопадающие бомбы, пулемет калибром 12,7 мм и пусковые установки с НУР. Рассматривается возможность использования керамической брони в кабине экипажа.

На самолете А-46, как и на варианте FRC 225, планируется использовать двухместную кабину экипажа с креслами, расположенными рядом. Управление полетом и вооружением будет осуществляться одним летчиком.

Место второго члена экипажа сможет занимать оператор передового поста наведения авиации. Самолет А-46, специализированный для выполнения задач передового поста, будет иметь дополнительные топливные баки в целях увеличения времени барражирования. Возможно использование более

мощного варианта двигателя Гаррет F109-GA-100 [35].

В апреле 1983 г. ВВС Англии выпустили требования AST.412 к новому УТС, который предназначается для замены УТС «Джет Провост» 3А и 5А. ВВС требуется 155 новых самолетов. Они должны быть оснащены ТРДД или ТВД и будут использоваться для основной летной подготовки курсантов по программе объемом 140 ч. В связи с тем, что повышенная подготовка курсантов будет осуществляться на самолетах ВАе «Хоук», кабина летчика нового самолета должна быть аналогична кабине самолета «Хоук».

Характеристика нового учебно-тренировочного самолета в соответствии с требованиями ВВС AST.412

Индикаторная непревышаемая скорость	500 км/ч
Скорость на номинальном режиме (на уровне моря)	390 "
Крейсерская скорость на высоте 6090 м	315 "
Скорость сваливания в посадочной конфигурации при неработающем двигателе	≤ 110 "
Время набора высоты 4570 м с момента отпущения тормозов (при максимальном взлетном весе)	7 мин
Практический потолок	7620 м
Время снижения с высоты 4570 м при полете с крейсерской скоростью до высоты 610 м при скорости полета по кругу (при угле тангажа не менее -15°)	4 мин
Взлетная и посадочная дистанция на твердой сухой ВПП	≤ 610 м

Шасси должно быть рассчитано на посадку со скоростью снижения 4,0 м/с и обеспечивать эксплуатацию самолета с грунтовых ВПП. На конкурс по программе нового учебно-тренировочного самолета представлено 17 проектов самолетов, из них пять проектов новых самолетов. В частности, фирма ВАе предлагает проекты двух новых самолетов, получивших обозначение P.164-108 (с ТРДД) и P.164-109 (с ТВД) [36].

Кавасаки-Мицубиси-Фудзи ХТ-4 (Япония), рис. 44, 45. В середине 1983 г. министерство обороны опубликовало расчетные характеристики дозвукового УТС ХТ-4 [37].

Первый полет самолета запланирован на июль—август 1985 г. Программа включает постройку трех предсерийных самолетов для испытания в воздухе и одного планера для статических испытаний.

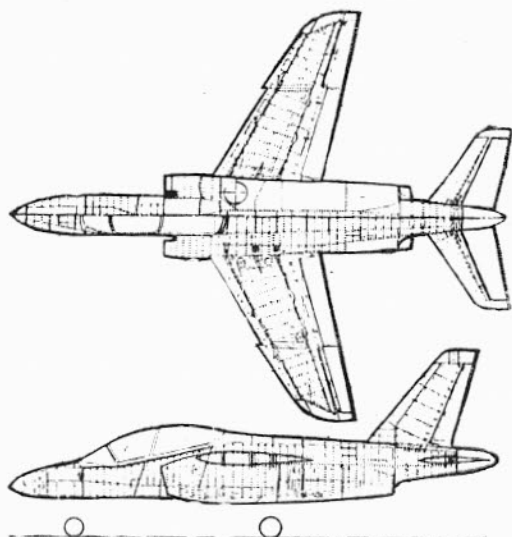


Рис. 44. Схема самолета Кавасаки-Мицубиси-Фудзи ХТ-4

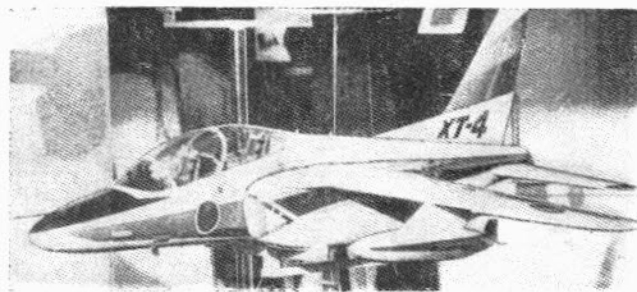


Рис. 45. Макет самолета Кавасаки-Мицубиси-Фудзи ХТ-4

Предполагается, что военное ведомство закупит 200—240 самолетов ХТ-4. Оценочная стоимость оборудованного самолета составляет ~5,5 млн. долл. (общая стоимость программы ~190 млн. долл.).

Хвостовая часть, киль, носовой конус, элероны и люки для техосмотра будут выполнены из композиционных материалов, вес которых составит ~4,5% общего веса самолета [38].

Носовая часть, передняя часть фюзеляжа, руль направления, элероны и конечная сборка самолета будут производиться фирмой Кавасаки, центральная часть фюзеляжа, воздухозаборники и люки для осмотра и техобслуживания конструкции крыла — фирмой Мицубиси, крыло, хвостовое оперение, хвост, задняя часть фюзеляжа и фонарь кабины — фирмой Фудзи.

Двигатели для самолета ХТ-4 разрабатывает фирма Исикавадзима Харима [37].

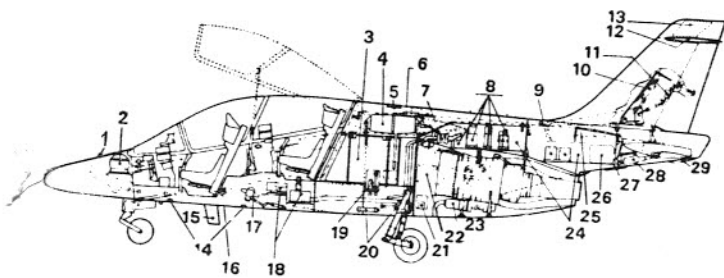
Расчетные характеристики самолета ХТ-4 [38]

Размах крыла	10 м
Длина самолета	12,6 "
Высота самолета	4,2 "
Максимальный взлетный вес	7500 кгс
Взлетный вес при полете на максимальную дальность	6400 "
Нормальный взлетный вес	5500 "
Вес пустого	3700 "
Двигатели	Исикавадзима Харима XF-3-30
Статическая тяга	2×1660 кгс
Максимальная скорость	1000 км/ч (M = 0,9)
Практический потолок	15 240 м
Перегоночная дальность:	
с запасом топлива во внутренних баках	1315 км
с подвесным баком емкостью 554 л	2610 "
Взлетная дистанция	510 м
Посадочная дистанция	660 "

FMA IA-63 (Аргентина), рис. 46, 47. В конце 1970-х годов ВВС приняли решение о необходимости разработки нового УТС для основной и повы-



Рис. 46. Макет самолета FMA IA-63



1—дальномерное оборудование; 2—резервуар с жидким кислородом; 3—фюзеляжный топливный бак; 4—крыльевой топливный бак; 5—автоматический радиопеленгатор; 6—мотор автомата загрузки триммера; 7—система кондиционирования; 8—навигационная система «Омега», радиоконпас, система опознавания «свой-чужой»; командный пилотажный прибор, две радиостанции метрового диапазона, всенаправленный радиомаяк и инструментальная система посадки; 9—два дивертора; 10—силовой привод; 11—мотор управления триммером; 12—антенна всенаправленного УКВ радиомаяка и инструментальной системы посадки; 13—антенна метрового и дециметрового диапазонов; 14—радиовысотомер; 15—антенна метрового диапазона; 16—предохранительный клапан кабины; 17—турбина с приводом от набегающего потока; 18—гидростабильзованная платформа; 19—топливные насосы и топливный бак для полетов с отрицательной перегрузкой; 20—две гидравлические системы; 21—отсек для постоянного источника тока; 22—аккумулятор; 23—стартер/генератор; 24—резервное пространство; 25—воздушные тормоза; 26—место для багажа; 27—сигнальная антенна; 28—силовой привод; 29—антенна навигационной системы «Омега»

Рис. 47. Компонентная схема самолета FMA IA-63

шенной подготовки летчиков с целью замены UTC MS.760 и усовершенствования программы подготовки летчиков. Разработка UTC началась в 1979 г. и, как ожидается, продлится до середины 1985 г. Первый полет первого опытного самолета планировался на декабрь 1983 г. Начало серийного производства самолетов для ВВС Аргентины (всего заказано 100 самолетов) — весна 1984 г. Первый полет серийного самолета ожидается в декабре 1985 г.

Максимальный темп производства (три самолета в месяц) планируется достичь в начале 1986 г. Самолет имеет высококорасположенное крыло, кресла инструктора и курсанта расположены тандемом.

В целях сравнения характеристик на первых трех самолетах будет устанавливаться один ТРД Фаррет TFE 731-2-2N, на четвертом опытном самолете — один ТРД Пратт-Уитни JT15D-5 [3, 39].

Характеристика самолета IA-63 [3]

Размах крыла	9,686 м
Длина самолета	10,93 "
Высота самолета	4,29 "
Площадь крыла	15,63 м ²
Максимальный взлетный вес	4650 кгс
Нормальный взлетный вес	3500 "
Типичный посадочный вес	3300 "
Максимальный запас топлива во внутренних баках	1380 л
Максимальное число М	0,8
Максимальная скорость горизонтального полета на уровне моря при расчетном полном взлетном весе	740 км/ч
Максимальная скороподъемность на уровне моря при расчетном полном взлетном весе	27 м/с

Практический потолок	12 900 м
Перегоночная дальность при полете со скоростью 556 км/ч на высоте 4000 м при взлетном весе 8800 кгс с максимальным запасом топлива во внутренних баках	1500 км
Длина разбега	400 м
Максимальная продолжительность полета	2 ч 48 мин
Максимально допустимая продолжительная перегрузка	+ 4,5

1. Interavia Aerospace Review, 1983, v. 38, I, N 1, p. 56—59.
2. Flight International, 1981, v. 120, 4/VII, N 3768, p. 24—26.
3. Jane's All the World's Aircraft, 1983—1984, p. 16—17, 48—50, 51—52, 194.
4. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, VII, N 7, p. 700—702.
5. International Defense Review, 1982, v. 16, VIII, N 8, p. 1083—1085.
6. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 19/XII, N 25, p. 65—68.
7. Flight International, 1983, v. 124, 24/IX, N 3881, p. 810.
8. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 19/IX, N 12, p. 51, 53—55.
9. Interavia Aerospace Review, 1981, v. 36, X, N 10, p. 1003—1004.
10. Flight International, 1983, v. 123, 23/IV, N 3859, p. 1123—1125.
11. Interavia Air Letter, 1983, 6/IX, N 10334, p. 7—8.
12. Flight International, 1983, v. 124, 17/IX, N 3880, p. 738—739.
13. Interavia Air Letter, 1983, 29/VIII, N 10328, p. 4—5.
14. Jane's Defense Weekly, 1984, v. 1, 11/II, N 5, p. 184.
15. Flight International, 1983, v. 123, 12/II, N 3849, p. 378.
16. Aviation Magazine, 1983, 15—31/III, N 846, p. 42.
17. Interavia Aerospace Review, 1984, v. 39, II, N 2, p. 127—130.
18. International Defense Review, 1983, v. 16, II, N 2, p. 185—187.
19. Jane's All the World's Aircraft, 1982—1983, p. 130—131.
20. Flight International, 1983, v. 124, 22/X, N 3885, p. 1082—1083.
21. Air et Cosmos, 1983, 3/IX, N 965, p. 12.
22. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 29/VIII, N 9, p. 23—24.
23. Interavia Air Letter, 1982, 29/IX, N 10096, p. 4.
24. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 30/XI, N 22, p. 26—27.
25. Interavia Air Letter, 1983, 5/IX, N 10333, p. 1—2.
26. Flight International, 1982, v. 120, 28/XI, N 3786, p. 1610.
27. Air et Cosmos, 1982, 11/XII, N 932, p. 27.
28. Interavia Air Letter, 1982, 5/VII, N 10035, p. 1.
29. Interavia Air Letter, 1982, 16/VII, N 10044, p. 3.
30. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, IX, N 9, p. 853.
31. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 18/X, N 16, p. 63, 65, 67.
32. Paris Air Show Daily, 1983, 28/V, p. 9.
33. Flight International, 1983, v. 123, 14/V, N 3862, p. 1296.
34. Aerospace Daily, 1983, v. 121, 31/V, N 21, p. 163.
35. Interavia Air Letter, 1983, 29/V, N 10263, p. 10.
36. Flight International, 1983, v. 124, 5/XI, N 3887, p. 1195.
37. Interavia Air Letter, 1983, 21/VII, N 10302, p. 2.
38. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 8/VIII, N 6, p. 42.
39. Air et Cosmos, 1983, 3/IX, N 965, p. 12.

Референты А. В. Левиков, В. В. Титов
Редакторы М. А. Левин, В. В. Беляев

П Е Р Е Ч Е Н Ь

обзоров и рефератов, опубликованных в „Технической информации“ за 1984 г. (по темам)

	№ „ТИ“	Стр.		№ „ТИ“	Стр.
Аэродинамика			Средства повышения управляемости легких самолетов при околокритических углах атаки	21	10—15
Предварительные исследования аэродинамики сверхзвукового пассажирского самолета двухфюзеляжной схемы	1	10—14	Экспериментальное исследование взаимодействия крыла и переднего горизонтального оперения и его влияния на напряжения Рейнольдса	21	15—20
Возможности уменьшения турбулентного сопротивления при обтекании тел	3	8—19	Расчет и испытания моделей крыла, спроектированных с учетом аэроупругих деформаций	21	20—25
Состояние и перспективы развития теоретической и прикладной вычислительной аэрогидродинамики	3	19—27	Установка для исследования характеристик профилей крыла при высоких числах Re	21	25—29
Летные исследования методов ослабления вихревого следа самолета	3	27—32	Вопросы проектирования и конструкции		
Испытания в аэродинамических трубах модели самолета F-18 с плоскими соплами	9	27—30	Проблема разработки высокоэффективного истребителя приемлемой стоимости	1	14—20
Объединение систем обдува верхней поверхности крыла и управления циркуляцией для увеличения подъемной силы	10	10—22	Влияние требований короткого взлета и посадки на облик перспективных тактических истребителей	2	21—24
Оптимизация системы управления циркуляцией на самолетах с коротким взлетом и посадкой	11	5—13	Применение пилотажного комплекса фирмы Макдоннелл при разработке авиационных систем оружия	6	9—13
Итерационный метод оптимального аэродинамического проектирования крыла с учетом профильного сопротивления при докритическом режиме обтекания	11	14—20	Потенциальные преимущества транспортных самолетов двухфюзеляжной схемы	6	14—19
Модернизация большой дозвуковой аэродинамической трубы ПИЦ им. Эймса NASA	11	20—30	Оценка возможности создания электромагнитной пушки для выведения объектов в космос	7	18—22
Разработка законов управления статически неустойчивого истребителя с передним горизонтальным оперением	12	6—21	Разработка и оценка средств ламинаризации обтекания транспортных самолетов в США	8	8—17
Использование ЭВМ при испытаниях в аэродинамических трубах	15	1—4	Вопросы проектирования многоцелевого истребителя-бомбардировщика с учетом требования высокой топливной экономичности	9	11—18
Организация испытаний в аэродинамических экспериментальных установках научно-испытательного центра ONERA	15	4—13	Проектирование авиакосмических конструкций с учетом требований снижения производственных расходов	9	18—27
Новая аэродинамическая труба малых скоростей Голландии	15	13—14	Основные направления исследований в области авиации за рубежом	11	1—5
Возможности совершенствования аэродинамики самолета для снижения расходов топлива	19	1—6	Состояние и перспективы применения ЭВМ в проектировании самолетов и двигателей	19	18—23
Разработка профиля крыла с большой несущей способностью без подвижных элементов механизации	19	6—12	Проблемы повышения экономичности эксплуатации транспортных самолетов	19	23—26
Влияние числа М и свойств реального газа на аэродинамические характеристики воздушно-космического самолета MBKA «Спейс Шаттл»	19	27—31	Новейшие программы малоразмерных беспилотных летательных аппаратов	23	20—30
Программы NASA, направленные на техническое совершенствование транспортных самолетов	21	1—5	Экспериментальные программы подготовки техники перспективного истребителя в США	24	1—6
Прогресс вычислительной аэрогидродинамики и развитие аэродинамического экспериментального оборудования	21	6—10	Материалы		
			Применение композиционных материалов в конструкции гражданских самолетов	16	1—13
			Сертификация углепластикового стабилизатора самолета Боинг 737	16	13—22
			Исследование клееных силовых конструкций по программе PABST	16	22—33

№ Стр.
„ТИ“№ Стр.
„ТИ“**Гражданские самолеты**

Проект пассажирского самолета Бритиш Аэроспейс АТР	1	20—22
Зарубежная гражданская авиация в 1982 г.	1	24—32
Пассажирский самолет Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8	2	1—8
Пассажирский самолет Аэропассьяль-Аэриталия АТР 42	3	1—8
Пассажирский самолет SААВ-Фэрчайлд SF.340 для местных и коротких авиалиний	5	1—7
Проект пассажирского самолета для авиалиний большой протяженности Макдоннелл-Дуглас MD-100	6	19—22
Проект пассажирского самолета Эрбас Индастри А320 для авиалиний малой и средней протяженности	7	1—7
Пассажирский самолет Боинг 737-300 для авиалиний малой и средней протяженности	9	1—5
Проекты пассажирских самолетов Фоккер 50 и 100 для авиалиний малой и средней протяженности	10	1—7
Самолеты авиации общего назначения западноевропейских и других стран	14	1—27
Летные происшествия с зарубежными гражданскими самолетами в 1983 г.	22	15—23

Военные самолеты

Вертикально взлетающий истребитель-бомбардировщик Макдоннелл-Дуглас AV-8В «Харриер» II	2	8—21
Тенденции развития истребителей с точки зрения авиационных специалистов ФРГ	2	24—29
Многоцелевой истребитель Нортроп F-20 «Тайгершарк»	4	1—8, 16, 17
Результаты летных испытаний самолета F-14 с опытной системой управления на больших углах атаки	5	7—22
Испытания самолета Макдоннелл-Дуглас F/A-18A при больших углах атаки	6	1—8
Программа разработки и испытаний многоцелевых вариантов истребителей Макдоннелл-Дуглас F-15 и Джeneral Дайнэмикс F-16	7	7—12
Программа разработки многоцелевого истребителя нового поколения	8	1—8
Самолет ПЛО Бритиш Аэроспейс «Нимрод» MR Mk.2	8	17—19
Военно-транспортный самолет Локхид С-141В	8	20—29
Многоцелевой истребитель Макдоннелл-Дуглас F-15Е	10	7—9
Многоцелевой истребитель Дассо-Бреге «Мираж» F-1	12	1—6
Программа усовершенствованного тактического истребителя ATF для ВВС США	13	1—14
Стратегический бомбардировщик Рокуэлл В-1В	22	1—15
Учебно-тренировочная авиация за рубежом	24	6—27

Вертолеты

Требования к перспективным винтокрылым аппаратам армейской авиации 1990-х годов	17—18	1—4
Боевой вертолет Хьюз АН-64А	17—18	5—9, 24—25
Программа легкого вертолета LНХ	17—18	9—22
Разведывательный вертолет Белл ОН-58D АНIP	17—18	22, 23, 26—29

Перспективы развития вертолетов 2000 г.	17—18	29—39
Методы совершенствования несущего винта вертолета	17—18	40—48

Воздушно-космические аппараты

Восьмой полет многоразового воздушно-космического аппарата «Спейс Шаттл»	1	22—24
Программа испытаний моделей в аэродинамических трубах при разработке многоразового воздушно-космического аппарата «Спейс Шаттл»	2	29—34
Французский проект воздушно-космического самолета «Гермес»	4	28—32
Девятый полет многоразового воздушно-космического аппарата Спейс Шаттл	6	26—28
Оценка характеристик перспективных ракет-носителей на основе компонентов и систем МВКА «Спейс Шаттл»	7	13—18
Концепция малоразмерного воздушно-космического аппарата, запускаемого с самолета-носителя	9	5—11
Десятый полет многоразового воздушно-космического аппарата «Спейс Шаттл»	12	21—26
Испытания моделей и теплозащитных плиток МВКА «Спейс Шаттл» в аэродинамических трубах NASA	15	19—24
Одиннадцатый орбитальный полет МВКА «Спейс Шаттл»	15	24—26
Концепции малоразмерных воздушно-космических аппаратов, запускаемых с самолетов-носителей	23	1—11
Концепции перспективных систем теплозащиты для многоразовых воздушно-космических аппаратов	23	11—20

Управляемые ракеты

Ракета класса воздух—воздух Бритиш Аэроспейс «Скай Флеш»	7	22—27
--	---	-------

Системы управления и оборудование

Опыт проектирования системы управления полетом экспериментального самолета Груман X-29А	1	1—10
Разработка высоконадежных резервированных систем управления полетом	4	15, 18—28
Радиоэлектронное оборудование палубного истребителя-бомбардировщика Макдоннелл-Дуглас-Нортроп F/A-18 «Хорнит»	5	22—32
Системы кондиционирования воздуха и наддува кабины пассажирского самолета Боинг 757	6	22—26
Роль пилота в автоматизированной системе управления самолетом	10	22—24
Система визуализации для тренажеров воздушного боя	15	14—18
Методы активного управления в современной авиации	19	12—18

Авиационно-космическая промышленность

Шведская авиакосмическая промышленность и программа нового многоцелевого истребителя JAS 39 «Грипен»	4	8—15
Авиационно-космическая выставка в Ганновере 1984 г.	20	1—30

Разное

Математическая модель группового ближнего воздушного боя	10	24—29
Стоимостные показатели американских военных авиационных программ	12	26—31
Планы финансирования программ США по авиационной и ракетной технике в 1985 ф. г.	13	15—33

ТИС, ОНТИ ЦАГИ, 1984, № 24, 1-30.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов,
А. Г. Муни, Е. И. Ружицкий (председатель), Ю. Я. Шиллов.

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 13.11.84.	Подписано в печать 24.12.84.	Формат бумаги 60×90 ^{1/8} .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура
Высокая печать.	Бум. л. 2,0	Усл. печ. л. 4,0.	Уч.-изд. л. 4,5.	Тираж 2872 экз.
				Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 2089.

