

ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 3, ПРОДОЛЖЕНИЕ.
НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-134)

ГЛАВЫ ИЗ КНИГИ ПРОФЕССОРА В.А. ЗРЕЛОВА

ФГАОУВО "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва":

Владимир Андреевич Зрелов, д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов

Проанализировано развитие зарубежных турбовентиляторных двигателей для сверхзвукового полёта. Основу разработок составляли научно-технический задел и проверенные в эксплуатации конструкторско-технологические решения. Основные усилия разработчиков направлены на применение новых материалов и технологий, уменьшение количества деталей, снижение удельной массы, повышение эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности двигателей, уменьшение объёма сопроводительной документации.

The development of foreign turbofan engines for supersonic flight is analyzed. The basis of the development was the scientific and technical reserve and proven design and technological solutions. The main efforts of the developers are focused on the use of new materials and technologies, reducing the number of parts, reducing the specific weight, increasing the operational adaptability and maintainability of engines, reducing the volume of accompanying documentation.

Ключевые слова: Реактивные самолёты, газотурбинные двигатели, двухконтурные двигатели, ретроспектива.

Keywords: Jet aircraft, gas turbine engines, dual-circuit engines, development retrospective.

В современной сверхзвуковой военной авиации в основном применяются турбовентиляторные двухконтурные двигатели с форсажной камерой (ТРДДФ). Эти двигатели характеризуются небольшой степенью двухконтурности ($m = 0,25 \dots 2,1$), обеспечивающей высокие тяговые характеристики на форсажных режимах при сверхзвуковом полёте и удовлетворительную топливную эффективность на дозвуковой скорости полёта; предельно высоким значением температуры газа перед турбиной ($T_r > 1900 \text{ K}$) и высоким значением суммарной степени повышения давления ($\pi_{\Sigma} > 35$).

В них применяются высоконагруженные, с малым количеством ступеней компрессоры с регулируемым направлением аппаратами, малоземиссионными камерами сгорания, эффективными охлаждаемыми одно- или двухступенчатыми турбинами, двухроторной (с противоположного вращения двухпорными роторами высокого давления и трёхпорными роторами низкого давления) и трёхроторной (с двухпорными роторами высокого и среднего давления и трёхпорными роторами низкого давления) конструктивной схемы.

В современные ТРДДФ применяются форсажные камеры сгорания со смешением газового и воздушного потоков; регулируемые с управляемым вектором тяги реактивные сопла; высокоэффективные цифровые системы управления, контроля и диагностики двигателя.

Применение передовых методов расчёта в сочетании с оптимальными конструкторско-технологическими решениями и прогрессивными материалами, обеспечивает чрезвычайно малую удельную массу двигателей (до 0,01 кг/Н) при высокой надёжности и простоте эксплуатации.

Можно утверждать, что современные ТРДДФ являются образцами самых передовых и перспективных достижений инженерной науки и техники.

Актуальным является анализ конструктивно-технологических решений, тенденций развития основных параметров и области применения авиационных двигателей, который представлен на примере развития зарубежных ТРДДФ.

В книге описывается деятельность General Electric и Pratt & Whitney (США), Rolls-Royce (Великобритания), SNECMA (Франция), а также ряда других зарубежных компаний в области создания авиационных ТРДДФ военного назначения.

Построены линии трендов изменения основных параметров этих двигателей и представлены некоторые их перспективные конструктивные схемы.

Результаты предлагаемого исследования могут быть полезны студентам, курсантам, аспирантам и преподавателям вузов, инженерно-техническим работникам, а также широкому кругу читателей, интересующимися авиационной техникой.

Принятые условные обозначения основных параметров двигателя:

Тяга статическая на режиме форсажа ($M_p = 0, H_p = 0$)	P_{ϕ}
Удельный расход топлива на режиме форсажа ($M_p = 0, H_p = 0$)	$C_{уд.ф}$
Тяга статическая на максимальном режиме ($M_p = 0, H_p = 0$)	$P_{взл.}$
Удельный расход топлива на максимальном режиме	$C_{уд.взл.}$
Удельный расход топлива на крейсерском режиме	$C_{уд.кр}$
Расход воздуха на максимальном режиме	G_{ϕ}
Температура газа перед турбиной на максимальном режиме	T_r
Степень двухконтурности	m
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре	π_{Σ}
Степень повышения давления в вентиляторе	π_{ϕ}
Частота вращения ротора, об/мин	n
Масса двигателя	$M_{дв}$
Длина	$L_{дв}$
Диаметр	$D_{дв}$

1.3.9. F101X и F101DFE

Министерство обороны США столкнулось с серьезными проблемами двигателей Pratt-Whitney TF30 и F100 на истребителях Grumman F-14, McDonnell Douglas F-15 и General Dynamics F-16. Высокие характеристики (соотношение тяги к массе 7,6:1) двигателя F100 привели к ряду проблем с точки зрения надёжности.

F101X

В качестве альтернативы компания General Electric предложила свой двигатель. Рассматривалась также возможность его установки на бомбардировщике FB-111.

С этой целью на средства компании был создан двигатель-демонстратор ТРДДФ F101X, использующий газогенератор двигателя F101 (см. раздел 1.3.6).

Было построено два опытных двигателя F101X. Испытания первого начались в декабре 1976 г. и к февралю 1977 г. он на-

работал 104 ч. Второй опытный двигатель ТРДДФ F101X проходил испытания в марте 1977 г.

В 1979 финансовом году не было средств на финансирование демонстратора F101X, но были веские аргументы: не тратить деньги на новый двигатель. Также были опасения получить проблемы, которые произошли с программой Pratt-Whitney F100. Предполагалось, что новый двигатель приведёт к дорогостоящим материально-техническим осложнениям для ВВС, а новая программа будет стоить от 30 до 40 миллионов долларов в год для нового демонстратора.

На тот момент идея всё ещё заключалась в том, чтобы сохранить F101 в качестве резервной замены двигателю Pratt-Whitney F100. Военно-воздушные силы по-прежнему были заинтересованы в использовании F101 для повышения эффективности реагирования на проблемы Pratt-Whitney с F100.

В "Отчёте о совместной конференции по законопроекту об ассигнованиях на 1979 финансовый год" ВВС и ВМФ было предложено начать совместную разработку конкурсной программы альтернативных двигателей для самолётов F-14, F-16 и других. В своём ответе службы изложили трёхточечную стратегию, направленную на устранение непосредственных проблем с двигателем, а также на создание прочной основы для будущего развития двигателя [8].

В соответствии с совместной стратегией компания Pratt-Whitney продолжала получать средства для улучшения двигателей F100 и TF30 для F-15 и F-14, соответственно.

Средства программы Engine Model Derivative Program (EMDP) также продолжали поступать и General Electric для разработки двигателя F101. 5 марта 1979 г. ВВС заключили контракт с General Electric на первоначальную разработку двигателя, производного от F101. Двигатель недавно завершил предварительные испытания в полном объёме (FSD), необходимые для запуска его серийного производства. Задача General Electric состояла в том, чтобы поставить двигатель F101 для F-16 и запустить его в течение тридцати месяцев. Общее распределение финансирования составило около 90 % для General Electric и 10 % для Pratt-Whitney [8, 64].

Пolemика в Конгрессе между сторонниками General Electric и Pratt-Whitney продолжалась на протяжении всего 1980 г., когда каждая сторона пыталась получить какое-то преимущество над другой. Военно-воздушные силы пытались остаться в стороне от схватки, но Pratt-Whitney неоднократно удавалось вызывать их представителей в Конгресс, чтобы оправдать финансирование программы двигателей, альтернативных с General Electric. Однако ВВС смогли указать на успех программы General Electric EMDP. Надёжность и ремонтпригодность F101 были лучше, чем у F100 в то время, и GE F101 развивал большую тягу, чем F100. В бюджете 1981 г. ВВС запросили дополнительно 25 миллионов долларов на программу DFE. В Pratt-Whitney думали, что ВВС пытались получить от GE двигатель большей тяги как прямого конкурента F100. Хотя ВВС действительно хотели, чтобы F100 развивался до более высокого уровня тяги, исправлялись его ошибки и решались проблемы надёжности и ремонтпригодности, они также хотели и реализовать заложенные в F101 обещания.

При разработке двигателя F101 с соотношением тяги к массе 7,3:1 основные усилия были направлены на обеспечение надёжности и длительного срока службы за счёт облегчённой конструкции. С ожидаемой тягой 115...130 кН (11 800...13154 кгс) F101 должен был обеспечивать лучшее соотношение тяги к весу самолёта, чем F100, несмотря на его большую массу. За двухлетний период Конгресс добавил 41 миллион долларов в бюджет ВМФ, чтобы начать программу замены TF30. Когда ВМС не смогли потратить 41 миллион долларов и когда проблемы с F100 обострились, деньги были переведены в ВВС для разработки двигателя, который мог бы конкурировать с F100. Этот двигатель, производный от двигателя GEF101 для бомбардировщика B-1, в конечном итоге получил обозначение F110.

F101DFE

В поисках источника альтернативного двигателя для F-16 и для Tomcat F-14 военно-морского флота, в 1984 г. Министерство обороны (DOD) заключило контракт с General Electric на строительство небольшого количества двигателей F101 Derivative Fighter Engine (DFE) для лётных испытаний.

Программа F101DFE была частью комплексной программы Министерства обороны по разработке двигателей для истребителей, созданной для устранения текущих проблем с двигателями и удовлетворения среднесрочных и долгосрочных потребностей в них. Целью программы F101DFE было модифицировать двигатель F101 в качестве альтернативы или резервирования двигателей TF30 и F100 для самолётов F-14 и F-16 в случае отказа программ улучшения их компонентов (CIP), обусловленных проблемами, связанными с работоспособностью и ремонтпригодностью двигателей. К 1980 г. проблемы двигателей TF30 и F100, хотя и были разными, обычно заключались в их выключении, отказах компрессоров и турбин, и низком сроке службы элементов двигателя. Срыв компрессора и отказы турбины отрицательно сказывались на безопасности полётов. В совокупности проблемы приводили к снижению эксплуатационной готовности, увеличению затрат на запасные части, а также к обширным и дорогостоящим логистическим процедурам Carriage and Insurance Paid (CIP), а также, к сложности модернизации. С момента начала производства двигателей в 1971 г. (TF30) и 1973 г. (F100) до 1979 г. службы потратили около 534 миллионов долларов на устранение проблем. Несмотря на то, что были внесены некоторые улучшения, серьёзные проблемы остались [8, 66].

Модификации, позволяющие использовать двигатель F101 в истребителе, включали разработку нового вентилятора, турбины низкого давления, форсажной камеры, сопла, внешнего кожуха и изменение размеров для установки в планеры F-14 Super Tomcat (рисунок 1.93) и F-16 (рисунок 1.94) [8, 66].



Рис. 1.93 Самолёт F-14B Super Tomcat с двигателями F101DFE



Рис. 1.94 Самолёт F-16 с двигателем F101DFE

F101DFE стал бенефициаром инвестиций в технологии в размере одного миллиарда долларов, накопленных за 12 лет - с 1968 по 1980 г. Эти инвестиции включали ряд успешных программ разработки двигателей - F101/B-1 (621 миллион долларов), CFM56 с использованием газогенератора F101 (109 миллионов долларов), YJ101/YF-17 (31 миллион долларов) и F404/F-18 (250 миллионов долларов). F101DFE основан на проверенной и продемонстрированной технологии из вышеуказанных программ и во многих случаях использует идентичные компоненты двигателя F101 [66].

Средства ВВС были использованы General Electric для создания на основе демонстратора F101X двигателя F101DFE (рисунок 1.95, 1.96).

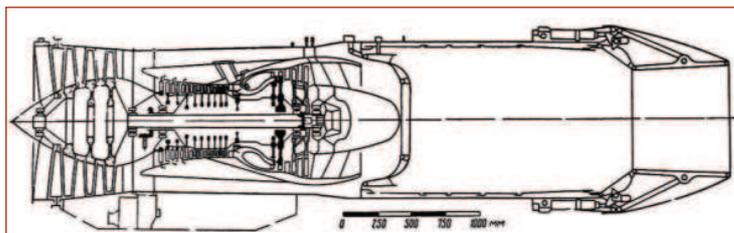


Рис. 1.95 Конструктивная схема ТРДД F101DFE

Элементы конструкции ТРДД F101DFE [8, 20, 25]:

Вентилятор - трёхступенчатый, с достаточным запасом устойчивости даже при возникновении неравномерности потока на входе. Лопатки ВНА имеют поворотную заднюю часть пера. Рабочие лопатки изготавливаются из титанового сплава. Как рабочие, так и лопатки ВНА могут заменяться индивидуально или группами. Корпус вентилятора спроектирован с горизонтальным разъёмом.

Компрессор девятиступенчатый. Лопатки направляющих аппаратов первых трёх ступеней поворотные. Рабочие лопатки передних ступеней изготовлены из титанового сплава, а остальных ступеней - из стали. Рабочие лопатки и лопатки направляющих аппаратов могут заменяться индивидуально. Диски соединены друг с другом сваркой трением и образуют ротор барабанно-дискового типа. Передний корпус из титанового сплава, а задний - из стали. Имеют горизонтальный разъём. Компрессор обладает достаточным запасом по помпажу при работе в зоне режимов полёта на большой высоте с малой скоростью.

Камера сгорания кольцевая, короткая, имеет 20 двухканальных форсунок, через которые топливо впрыскивается в улиткообразные смесители с противонаправленным вихревым движением воздуха, что обеспечивает получение однородного поля температуры на входе в турбину.

Турбина компрессора одноступенчатая, высоконагруженная. На сопловых и рабочих лопатках - воздушное плёночное охлаждение. Корпус турбины также охлаждается для регулирования радиальных зазоров. Рабочие лопатки могут заменяться индивидуально.

Турбина вентилятора - двухступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие лопатки снабжены на концах бандажными полками. Замена рабочих лопаток может производиться индивидуально, а сопловых лопаток второй ступени - группами.

Форсажная камера - с лепестковым смесителем потоков наружного и внутреннего контуров. Смешение происходит в зоне расположения стабилизатора пламени. Воспламенение топлива начинается у внутреннего кольца стабилизатора пламени. Подача топлива во внешний поток производится только после того, как в горение будет вовлечено ~90 % кислорода из потока внутреннего контура, что обеспечивает более плавное воз-

Таблица 27 - Основные параметры двигателя F101DFE [20]

Применение	Демонстратор
$P_{ф.}$ кН (кгс)	122,1 - 124,7 (12430 - 12700)
$C_{уд.кр.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$C_{уд.ф.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$P_{взл.}$ кН (кгс)	74,6 (7600)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$C_{уд.кр.}$	-
G_v кг/с	122,5
$T_{гр.}$ К	1643
m	0,87
$\pi_{к.с.}$	32
$\pi_{в.}$	>3
$P_{вд.}/P_{нд.}$	-
$M_{дв.}$ кг	1720
$L_{дв.}$ М	4,595
$D_{дв.}$ М	1,270
$D_{вхл.}$ М	-
Годы производства	1976

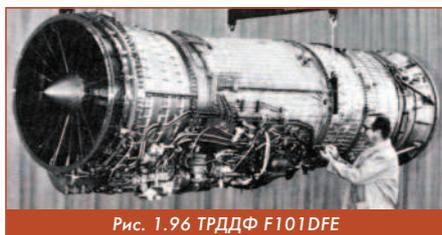


Рис. 1.96 ТРДД F101DFE

растание температуры по степени форсирования. Топливо в потоке наружного контура воспламеняется от пламени в потоке внутреннего контура. В камере используется ультрафиолетовый сигнализатор пламени для предотвращения жёсткого запуска. Форсажная камера работает во всем диапазоне режимов полёта без каких-либо ограничений.

Реактивное сопло сверхзвуковое, многостворчатое, имеет первичные, вторичные и внешние створки с соответствующими уплотнениями. Створки связаны между собой шарнирными соединениями, включающим кулачки и ролики. Для изменения площади сечения сопла в соответствии с установленным режимом работы двигателя, используются гидравлические цилиндры, воздействующие на силовое кольцо, которое может перемещаться вперёд и назад, приводя в движение створки.

Система управления. Гидромеханическая система регулирования подачи топлива в основную камеру сгорания с электронным корректором. Управление форсажной камерой осуществляется по числу М потока воздуха в наружном контуре, определяемому по величинам статического и полного давления за вентилятором.

Обслуживание двигателя и его ремонт облегчаются благодаря модульной конструкции. Предусмотрены многочисленные отверстия для бороскопического осмотра наиболее ответственных деталей.

Важной особенностью двигателей F101 и F101DFE было то, что их газогенератор был унифицированным: он использовался не только для двигателей бомбардировщика В-1 и истребителя F-18, но и для двигателей CFM56 - для пассажирских самолётов и танкеров KC-135, что облегчало ремонтные работы, снабжение запасными частями, снижало стоимость двигателя и прямые эксплуатационные расходы. Этот газогенератор послужил также основой для создания семейства двигателей F110 и ТРДД F118-GE-100 для бомбардировщика В-2 (рисунки 1.97, 1.98). Наличие единого газогенератора обеспечивало разработчиков и производителей большим объёмом информации по его эксплуатации, что способствовало работе по повышению надёжности двигателей.

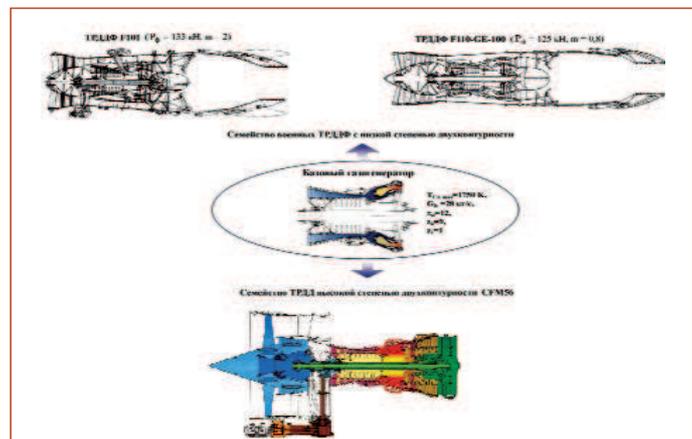


Рис. 1.97 Применение базового газогенератора F101

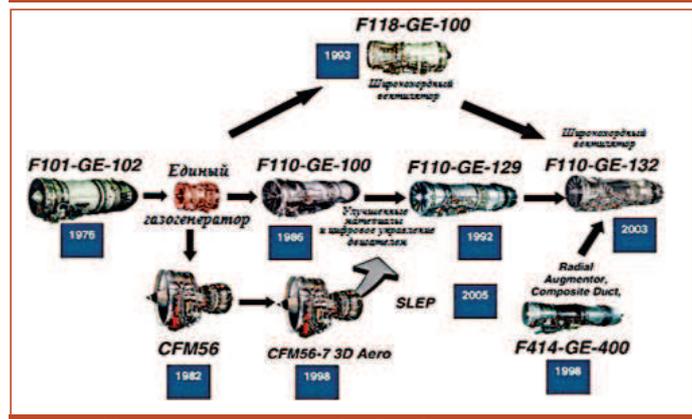


Рис. 1.98 Развитие семейства F101/F110 на базе единого газогенератора

1.3.10. F110

С июля 1981 г. по март 1982 г. опытная модель того, что позже стало F110, производным двигателем GE F101, прошла 70-часовые испытания на F-14. С октября 1981 г. по март 1982 г. F110 также проходил лётные испытания на F-16XL-2. General Electric получила контракт на полномасштабную разработку F110 в октябре 1982 г. В течение 1982 г. компании по производству двигателей работали над подготовкой запроса предложений (Request For Proposal - RFP) от ВВС. В RFP указывалось, что присуждение контракта будет основано на "комплексной оценке возможностей двигателя, стоимости жизненного цикла в течение двадцатилетнего периода, а также адекватности программы и конкурентности" [8]. Далее в RFP указывалось: "Будут рассмотрены последствия двойного вознаграждения на приобретение и стоимость владения, готовность и доступность системы, а также на промышленную базу для мобилизации" [8]. ВВС обратились к подрядчикам с просьбой представить предложения, касающиеся примерно 2000 двигателей для F-15 и F-16 на 1985-1990 финансовые годы.

Запрашивая твердые цены для каждого из нескольких различных альтернативных контрактов, ВВС намеревались выбрать только один для заключения контракта.

Сначала подрядчиков попросили предложить свои лучшие цены, если ВВС решат изначально покупать только в соответствии с требованиями 1985 финансового года с опциями по ценам на три года после этого.

Во-вторых, подрядчиков также попросили указать лучшие цены, если ВВС заключат трёх- или пятилетний контракт. Предположительно, цены на многолетний контракт должны быть ниже из-за масштаба.

В-третьих, все предложения должны были включать непревышение цены для ВМФ, если ВМФ также будет покупать выбранный двигатель.

Большая часть этого RFP была связана со спором между Pratt-Whitney и ВВС по поводу того, что ВВС посчитали непомерно высокой стоимостью запасных частей для двигателя F100. Pratt-Whitney была единственным поставщиком запчастей для этих двигателей. Формула ценообразования на запчасти была такой же, как и при предыдущих военных закупках. В качестве генерального подрядчика Pratt-Whitney добавила накладные расходы и прибыль к стоимости запасных частей, производимых субподрядчиками. Это было нормальной практикой ценообразования при предыдущих закупках. Впоследствии в RFP ВВС были внесены поправки, включающие требования к используемым данным о закупках, двойным источникам поставок, неограниченным правам на данные о закупках, которые должны быть предоставлены правительству, ценам опционов и гарантии. Это последнее было требованием Конгресса.

Ни одно из средств, предусмотренных законом "... не может быть предоставлено для покупки альтернативной или новой модели двигателя истребителя, не имеющей письменной гарантии или гарантии, подтверждающей, что он будет работоспособен не менее 3000 тактических циклов" [8]. Предложение RFP включало три основных требования:

Во-первых, в течение трёх лет или 1000 лётных часов двигатель не должен иметь дефектов материалов или изготовления. Если обнаруживались дефекты, подрядчик исправляет их или платит за это ВВС.

Во-вторых, турбина высокого давления и камера сгорания должны отработать восемь лет или 3000 тактических циклов. В качестве своей цели ВВС хотели обеспечить долговременную защиту, что является основным фактором нагрузки на капитальный ремонт двигателя. Если двигатель не смог сохранить 98 % своей тяги или превышал 105 % указанного расхода топлива, подрядчик был обязан отремонтировать или заменить его.

В-третьих, чтобы побудить подрядчика разработать надёжный продукт на долгий срок, подрядчик должен был гарантировать максимальный уровень демонтажа двигателей с 1989 по 1995 гг. Военно-воздушные силы хотели снизить нагрузку на техников по техническому обслуживанию.

Очевидно, что ВВС создали каждое из этих строгих требований в первую очередь для того, чтобы исключить проблемы, связанные с обслуживанием F100.

Соревнования по альтернативным двигателям для истребителей (AFE) продолжались. Предполагаемая сумма контракта оценивалась в 10 миллиардов долларов. General Electric предложила свой ТРДДФ F110, а Pratt-Whitney - усовершенствованную модель F100 - двигатель F100-PW-220. Из этого общего объёма средств 75 % были заключены с General Electric на поставку двигателей для самолётов F-16, а остальные 25 % были переданы компании Pratt-Whitney на поставку для F-15. Однако не предполагалось, что отдельные агрегаты будут работать на F-16 с двигателями двух разных типов, поскольку это создаст проблемы для запасных частей и логистики.

Обоснование ВВС состояло в том, что они хотели подождать год и посмотреть, что произойдет в двух программах двигателей. В официальном пресс-релизе ВВС говорится, что General Electric предложила лучшие (более низкие) общие расходы, обеспечила лучшую закупку запасных частей и предложила отличную гарантию. Представитель ВВС Верн Опп (Verne Orr) заявил: "фактически у нас будут двигатели для истребителей, срок службы которых будет вдвое больше, чем у современных двигателей, при примерно такой же прогнозируемой стоимости единицы продукции" [8].

Первый сертифицированный для производства двигатель F110 (рисунок 1.99) был поставлен для истребителя F-16C/D ВВС США (рисунок 1.100) в январе 1985 г.

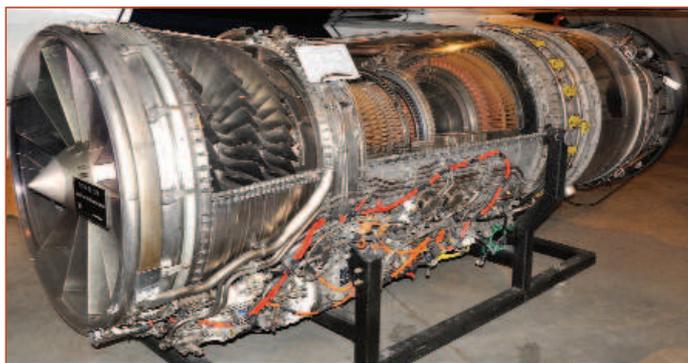


Рис. 1.99 Двигатель F110-GE-100



Рис. 1.100 F-16C в полёте

Самолёт F-16 был разработан компанией General Dynamics Corp., которая в 1993 г. продала своё самолётостроительное отделение фирме Lockheed.

Двигателями F110-GE-100 с июня 1986 г. оснащались самолёты F-16C/D Block 30 [15, 27].

Значительная часть F-16C Block 30 была выпущена с прежним воздухозаборником (так называемый "малый рот"), что не позволяло двигателю F110-GE-100, имевшему большой расход воздуха, чем у его предшественника Pratt-Whitney F100, развивать полную тягу. Кроме того, данный двигатель был заметно тяжелее, что потребовало установки в носовой части фюзеляжа балласта.

Только на модификации F-16D Block 30 появился большой воздухозаборник - "большой рот" (рисунок 1.101). Однако, таких

самолётов было выпущено немного. Тяга F100-PW-220 даже несколько уменьшилась по сравнению с предыдущей модификацией. В результате лётные данные F-16C Block 30/32, выпускавшегося до 1992 г., были хуже, чем у F-16A.



Рис. 1.101 Воздухозаборники F-16C/D: а) "малый рот"; б) "большой рот"; в) размеры зоны входа и зоны наружного контура

В 1986 г. на F-16 появилась универсальная хвостовая часть, в которую мог устанавливаться и более крупный двигатель фирмы General Electric (рисунок 1.102).



Рис. 1.102 Сопла двигателей: а) F110-GE-100; б) F100-PW-200

Самолёты F-16C/D Block 30/32 были первыми, построенными с отсеком двигателя, приспособленным для монтажа как двигателей F100-PW-200 (Block 32), так и General Electric F110 (Block 30) (рисунок 1.103).

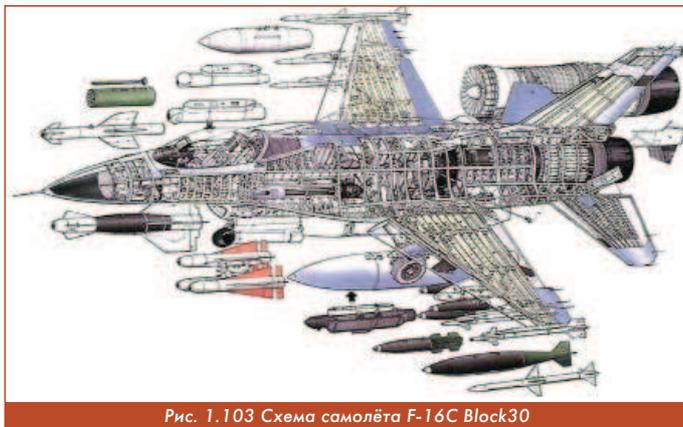


Рис. 1.103 Схема самолёта F-16C Block30

Таблица 28 - Основные параметры самолёта F-16C/D [27, 70]

Разработчик	Lockheed
Первый полёт, г.	1986
Изготовлено, шт.	-
Масса пустого, кг	8630
Максимальная взлётная масса, кг	17010
Масса боевой нагрузки, кг	-
Силовая установка	1хТРДДФ General Electric F110-GE-100
Максимальная скорость км/ч	-
Боевой радиус, км	-
Потолок, м	-
Практическая дальность с ПТБ, км	1524,0
Максимальная перегрузка, g	+9,0

Двигатель F110-GE-100 (рисунок 1.104) и некоторые элементы его конструкции показаны на рисунках 1.104 - 1.119.



Рис. 1.104 F110-GE-100: а) вид справа, б) вид 3/4 спереди



Рис. 1.105 Корпус наружного контура F110-GE-100



Рис. 1.106 Статор вентилятора



Рис. 1.107 Направляющие аппараты вентилятора



Рис. 1.108 Ротор вентилятора

Компрессор двигателя - девятиступенчатый, первые три ступени имеют регулируемые направляющие аппараты (рисунки 1.109 - 1.111)

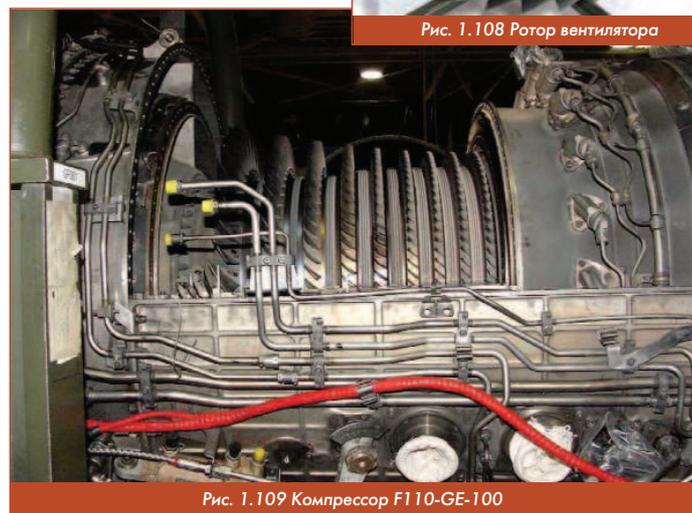


Рис. 1.109 Компрессор F110-GE-100



Рис. 1.110 Корпус компрессора F110-GE-100



Рис. 1.111 Ротор компрессора F110-GE-100

Кольцевая камера сгорания - короткая бездымная, имеет 20 двухконусных топливных инжекторов и испарителей с вихревой чашкой.

Турбина высокого давления (компрессора) - одноступенчатая высоконагруженная рассчитана на температуру на входе до 1643К. Лопатки могут быть заменены индивидуально без разборки ротора (рисунок 1.112).



Рис. 1.112 Ротор турбины высокого давления



Рис. 1.118 Реактивное сопло F110-GE-100



Рис. 1.119 Схема расположения опор в двигателе F110



Рис. 1.113 Ротор турбины низкого давления

Турбина низкого давления (вентилятора) - неохлаждаемая двухступенчатая (рисунок 1.113).



Рис. 1.114 Задняя опора турбины



Рис. 1.115 Газогенератор F110-GE-100. Корпус наружного контура удалён

Форсажная камера - с лепестковым смесителем потоков наружного и внутреннего контуров (рисунок 1.116, 1.117).



Рис. 1.120 ТРДД F118-GE-101



Рис. 1.116 Жаровая труба форсажной камеры



Рис. 1.117 Форсажная камера и сопло

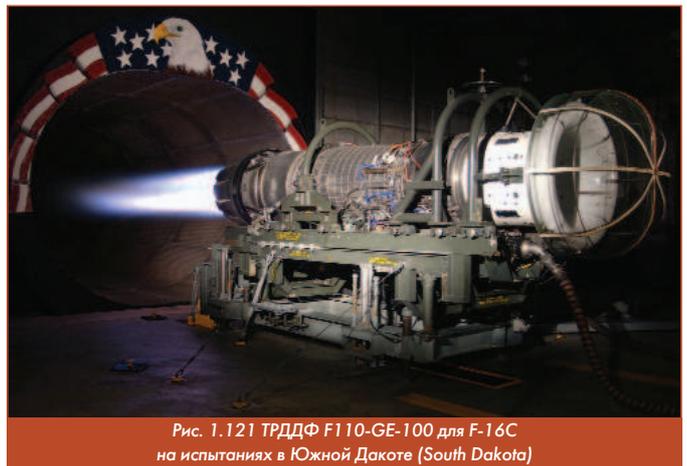


Рис. 1.121 ТРДД F110-GE-100 для F-16C на испытаниях в Южной Дакоте (South Dakota)

Реактивное сопло - сверхзвуковое, многостворчатое (рисунок 1.118).

Этапы развития:

Март 1983 г. Контракт на доводку двигателя по полной программе.

Октябрь 1984 г. Завершение доводки двигателя по полной программе.

Конец 1984 г. Поставка первых двигателей F110 серийного образца для проведения лётных испытаний на истребителе F-16. Завершение квалификационных испытаний.

Январь 1985 г. Начало эксплуатации самолёта F-16C с ТРДДФ F110-GE-100.

Ноябрь 1987 г. Завершение квалификационных испытаний ТРДДФ F110-GE-100.

Модификации:

1. ТРДДФ F110-GE-400 (рисунки 1.122, 1.123) для ВМФ был применён на самолёте F-14A Plus Tomcat, который с мая 1991 г. стал обозначаться F-14B (рисунки 1.124, 1.125).



Рис. 1.125 Схема самолёта F-14 Tomcat

Новый двигатель был короче, чем TF30, который применялся на прежних модификациях F-14A, но эту проблема была решена путём удлинения форсажной камеры специальной вставкой. Коробку агрегатов и обвязку двигателя также адаптировали под гондолы F-14. Удлиненное почти на 30 см реактивное сопло способствовало снижению аэродинамического сопротивления в районе хвостовой части.

Техническое обслуживание самолёта F-14 было сложным и трудоёмким. В 1980-е гг. Tomcat был самым "трудозатратным" самолётом авиации ВМС США. Налёт на одну неисправность составлял 8,2 ч, трудозатраты на устранение неисправности (неплановое ТО) - 19,8 чел./ч, среднее количество вылетов на одну неисправность - 4,9, трудозатраты на обслуживание в расчёте на час полёта - 40 чел./ч [69].

До появления МиГ-31М самолёт F-14 был самым мощным в мире перехватчиком.

Лётные испытания F-14B с F110-GE-400 начались в 1987 г.

Унификация двигателей F110-GE-100 и F110-GE-400 составляла 89 %.

Всего было построено 38 самолётов F-14B, ещё 48 были переоборудованы из варианта F-14A. В конце 1990-х гг. у 67 F-14B был продлён ресурс планера и улучшено бортовое оборудование. Модифицированные самолёты получили обозначение F-14B Upgrade.

Последний F-14B (рисунок 1.128) был снят с вооружения в 2006 г.

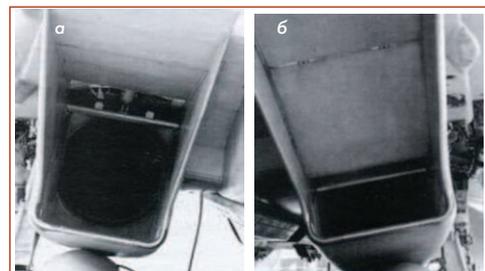


Рис. 1.126 Воздухозаборник F-14: а) в максимально открытом; б) в закрытом положениях



Рис. 1.127 Огневые испытания ТРДДФ F110-GE-400



Рис. 1.122 Двигатель F110-GE-400

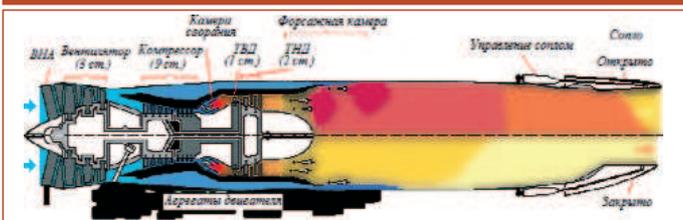


Рис. 1.123 Схема ТРДДФ F110-GE-400

Таблица 29 - Основные параметры двигателей F110-GE-100, F110-GE-400 [13, 17, 71]

Применение	LockheedF-16C/D	Grumman F14B/D
Двигатель	F110-GE-100	F110-GE-400
$P_{ф}$, кН (кгс)	127,308 (13000)	124,5 (12713)
$C_{уд.ф}$, кг/кН ч (кг/кгс ч)	212,16 (2,08)	205 (2,01)
$P_{взл.}$, кН (кгс)	81,536 (8307)	75,6 (7702)
$C_{уд.взл.}$, кг/кН ч (кг/кгс ч)	75,48 (0,74)	67,32 (0,66)
$C_{уд.кр}$	-	-
$G_{в}$, кг/с	115,2	-
$T_{г}$, К	1745	1745
m	0,87	0,87
$\pi_{к\Sigma}$	30,4	30,3
$\pi_{в}$	2,87	3,2
$n_{вд}/n_{нд}$	-	-
$M_{дв}$, кг	1767	1526
$L_{дв}$, м	4,623	5,9
$D_{дв}$, м	0,905	0,905
$D_{вх}$, м	0,79	-
Год начала стендовых испытаний	-	-
Годы начала производства	1984	1987



Рис. 1.124 Самолёт F-14B с двигателями F110-GE-400



Рис. 1.128 Самолёты F-14 на базе хранения Дэвис-Монтан (Davis-Montan). Спутниковый снимок Google Earth [68]

F-14D SuperTomcat является последней модификацией F-14 с двигателями F110-GE-400. Модификация F-14D отличалась наличием более мощного радара Hughes AN/APG-71 и усовершенствованной авионики (аналоговое бортовое оборудование было заменено на цифровое), а также переоборудованной кабиной. Система могла сопровождать до 24-х целей, захватывать 6 из них и одновременно запускать по ним ракеты.

Для согласования габаритов двигателя F110-GE-400 с размерами мотоотсека на самолёте F-14D было произведено удлинение двигателя на 1,27 м. Удлинение получено путем добавления цилиндрической вставки в реактивную трубу.

Первый полёт F-14D Super Tomcat был осуществлён в 1988 г., а эксплуатация началась в 1990 г. Всего было построено 37 самолётов модификации F-14D, ещё 104 были переоборудованы из ранее выпущенных F-14A и получили обозначение F-14D(R).



Рис. 1.129 Взлёт F-14B с катапульты авианосца George Washington

Таблица 30 - Основные параметры самолётов F-14B и F-14D [27, 67 - 69]

Разработчик	Grumman	Grumman
Самолёт	F-14B	F-14D
Первый полёт, г.	1986	1986
Изготовлено, шт.	38	37
Масса пустого, кг	18950	18191
Максимальная взлётная масса, кг	33725	33720
Масса боевой нагрузки, кг	6500	6500
Силовая установка	2 x ТРДДФ General Electric F110-GE-400	2 x ТРДДФ General Electric F110-GE-400
Максимальная скорость км/ч	1995 (M=1,88)	2485 км/ч (M=2,34)
Боевой радиус, км	-	926
Потолок, м	16150	16150
Практическая дальность с ПТБ, км	2965	2965
Максимальная перегрузка, g	+7,0	+7,0



Рис. 1.130 Посадка F-14B на палубу авианосца

2. F110-GE-129. Эта модификация также известна как: **F110-GE-129B, F110-GE-129C, F110-GE-129D** (применение на F-16) и **F110-GE-129E** (применение на F-15).

Испытания F110-GE-129 были начаты в 1988 г., а эксплуатация (Initial Operational Capability - IOC) - с 1992 г. Всего изготовлено 913 двигателей [72].

F110-GE-129 (рисунки 1.131 - 1.134) является развитием F110-GE-100 и имеет более высокие характеристики. Он разрабатывался по программе продления срока службы (Service Life

Extension Program - SLEP) для самолётов F-16C/D (рисунок 1.135). Программа SLEP завершилась в 2012 г., когда около 800 двигателей F110 были модернизированы и поставлены ВВС США по ориентировочной стоимости в 280 миллионов долларов. SLEP была нацелена на снижение затрат на обслуживание на 1 миллиард долларов. Программа SLEP включала технологические обновления камеры сгорания, турбины высокого давления, компрессора и сопла для сокращения внеплановой замены на 50 % и снижения стоимости лётного часа на 25 % [72, 73].

Двигателем F110-GE-129 оснащено около 75 % всего парка F-16C/D Block 50/52. Остальные используют двигатели F100-PW-229. Эти самолёты являются самыми совершенными вариантами F-16, произведенными в 20 веке [72].

Двигатели F110-GE-129 были выбраны для японского F-2 - усовершенствованной версии F-16, а также для установки на последнюю версию самолёта F-15K Slam Eagle, заказанного Республикой Корея. Первый F-15K поднялся в небо с двигателями F110 в марте 2005 г. Samsung Tech Win произвела в Корее 78 из 88 двигателей, закупленных ВВС Республики Корея (ROKAF) для программы F-15K.

В начале января 2006 г. правительство Сингапура выбрало двигатель F110-GE-129 для своего новейшего боевого самолёта F-15SG. Он также применяется на F-15SA ВВС Саудовской Аравии.

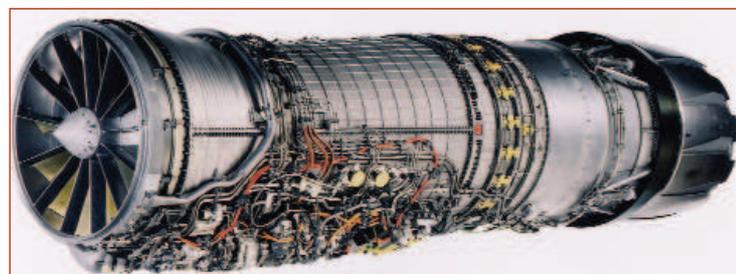


Рис. 1.131 ТРДДФ F110-GE-129

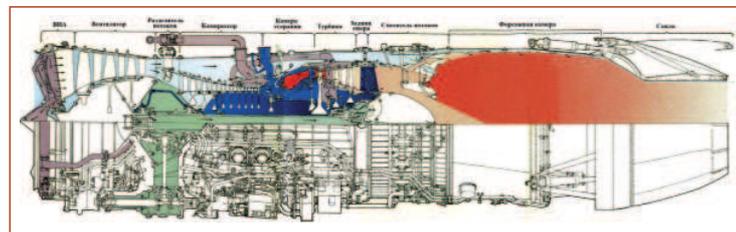


Рис. 1.132 Схема газозвудушного тракта ТРДДФ F110-GE-129



Рис. 1.133 Макет ТРДДФ F110-GE-129



Рис. 1.134 Монтаж F110-GE-129 на самолёт F-16C

Особенностью двигателя F110-GE-129 по сравнению с двигателями прошлых поколений является обеспечение полёта на малой высоте при высокой скорости. Так, при скорости 980 км/ч на высоте 600 м двигатель развивает тягу на 30...33 % большую, чем предыдущие его модификации [77].

Аэродинамические характеристики ТРДДФ F110-GE-129 аналогичны характеристикам базового двигателя F110-GE-100, но использование новых материалов позволило повысить температуру газа. Увеличение тяги на взлётном режиме относительно невелико, но в зоне боевых действий при скорости полёта, соответствующей числу $M_p = 0,8...1,2$ на высоте от 3 до 9 км, тяга возрастает на 10 %. Такое увеличение тяги обеспечивает снижение времени разгона самолёта F-16 примерно на 10...15 % (от $M = 0,9$ до 1,6).



Рис. 1.135 Самолёт F-16C Fighting Falcon

Элементы конструкции [17, 31, 77]:

Вентилятор - трёхступенчатый, с регулируемым ВНА и повышенной частотой вращения ротора. Применены новые материалы. Увеличен запас по газодинамической устойчивости

Компрессор - девятиступенчатый, с регулируемыми направляющими аппаратами первых ступеней, усовершенствованный с повышенной частотой вращения ротора. Увеличены π_k и запас по газодинамической устойчивости

ВНА компрессора имеет 13 ширококордных лопаток. Для нескольких последних ступеней компрессора вместо сплава Inconel 718 использован сплав Rene 95 при сохранении титановых сплавов для первых ступеней.

Камера сгорания - кольцевая. Изготовлена из материала HS188.

Турбина высокого давления - одноступенчатая, охлаждаемая. Рассчитана на повышенную на 40...50 К температуру газа. С этой целью применены монокристаллические рабочие лопатки и увеличен расход воздуха на охлаждение.

Турбина низкого давления - двухступенчатая, неохлаждаемая.

Форсажная камера - со смесителем потоков наружного и внутреннего контуров. Модифицирована с учетом повышения на 70 К температуры на входе с целью улучшения управляемости. Установлен новый стабилизатор пламени и смещены назад коллекторы топливных форсунок.

Реактивное сопло - сверхзвуковое, регулируемое.

Система автоматического управления - основная - цифровая (Digital Electronic Engine Control - DEEC); резервная - гидромеханическая с диапазоном работы до максимального нефорсажного режима. Имеется электронная система диагностики, позволяющая накапливать данные о трендах, выявлять и диагностировать отказы. Масса DEEC составляет 15 кг и вдвое меньше размеры по сравнению с САУ базового двигателя.

Надёжность, эксплуатационная технологичность. Согласно требованиям ВВС США, двигатель должен иметь следующие показатели:

- частота срывов потока в компрессоре на 1000 ч лётной наработки - 0 - 0,1;
- частота отказов топливного насоса на 1000 ч лётной наработки - 0 - 0,2;
- стоимость 1 ч лётной эксплуатации составляет 285...480 дол.;
- трудоёмкость технического обслуживания и ремонта на 1 ч лётной наработки - 4 - 6 чел.;
- частота съёмов двигателя на 1000 ч лётной наработки составляет 4 - 6;
- ухудшение характеристик - не более 2 % на 4000 циклов ТАС.

Оснастка и материалы для проведения аэродромного технического обслуживания унифицированы на 85 % с ТРДДФ F110-GE-100.

Этапы разработки.

Июнь 1985 г. Контракт ВВС на доводку в полном объёме.

Март 1987 г. Начало стендовых испытаний.

Апрель 1988 г. Контракт ВВС, предусматривающий опытную эксплуатацию на самолётах F-15E и F-16C/D.

Май 1988 г. Начало ресурсных испытаний.

Июнь 1988 г. Начало испытаний на высотном стенде.

Август 1988 г. Начало лётных испытаний на истребителе F-16C.

1 квартал 1989 г. Начало лётных испытаний на истребителе F-15E.

Конец 1989 г. Завершение квалификационных испытаний.

Март 1990 г. Плановая поставка первого серийного ТРДДФ F110-GE-129 для проведения эксплуатационных испытаний на истребителе F-16.

Июнь 1990 г. Начало опытной эксплуатации.

Декабрь 1990 г. Начало лётных испытаний.

Январь 1991 г. Начало оценочных испытаний истребителя F-16 с серийным ТРДДФ F110-GE-129.

Начало 1992 г. Ввод в эксплуатацию на истребителе F-16.

Декабрь 1992 г. Завершение третьей серии ускоренных испытаний с имитацией условий полёта.

Апрель 1992 г. Нарботка головного образца ТРДДФ составила 6000 циклов ТАС (Tactical Air Command - цикл, определяемый командованием тактической авиацией США в качестве меры ресурса авиационного двигателя).

Сентябрь 1992 г. Достижение лётной наработки 2400 ч. При этом максимальная тяга двигателя составила 137 кН при суммарном расходе воздуха 123 кг/с. Поставка 109 ТРДДФ для F-16 фирме General Dynamics.

Октябрь 1992 г. Проверка согласования двигателя с планером истребителя F-15E.

Январь 1993 г. Начало квалификационных лётных испытаний на самолёте F-15 фирмы McDonnell Douglas.

Таблица 31 - Основные параметры двигателей F110-GE-129 и F110-GE-132 [13, 17, 72-76, 80]

Применение	F-15E, F-16C/D Block 50	F-16E/F Desert Falcon
Двигатель	F110-GE-129	F110-GE-132
P_{ϕ} , кН (кгс)	129 (13150)	144,2 (14700)
$C_{уд, \phi}$, кг/кН ч (кг/кгс ч)	193,8 (1,9)	213,18 (2,09)
$P_{взл}$, кН (кгс)	75,62 (77,09)	-
$C_{уд, взл}$, кг/кН ч (кг/кгс ч)	-	-
$C_{уд, кр}$	-	-
$G_{в}$, кг/с	122,5	124,7
T_r , К	1753	1783
m	0,76	0,8
$\pi_{к\Sigma}$	30,7	33,3
π_v	-	2,98
$\eta_{вд}/\eta_{нд}$	-	-
$M_{дв}$, кг	1805	1837
$L_{дв}$, м	4,63	4,62
$D_{дв}$, м	1,181	1,181
$D_{вх}$, м	0,905	-
Год начала стендовых испытаний	1988	-
Годы начала эксплуатации	1992	2003

20 февраля 2018 г. во время взлёта на форсажном режиме с авиабазы Мисава (Misawa Air Base), Япония самолёта F-16CM 92-3883 USAF Lockheed Martin с двигателем F110-GE-129, авиадиспетчеры сообщили, что заметили пламя в хвостовой части двигателя [83].

Расследование установило, что причиной аварии было разрушение переднего обтекателя стойки турбины, что привело к "перегреву" двигателя и значительному повреждению его частей. Этот обтекатель состоит из трёх титановых сегментов, кото-

рые покрывают переднюю внешнюю часть стойки турбины (рисунки 1.136).

После разрушения часть переднего обтекателя деформировалась и заблокировала охлаждающий поток воздуха вокруг двигателя, что привело к перегреву и возгоранию области сопла (рисунки 1.137, 1.138).

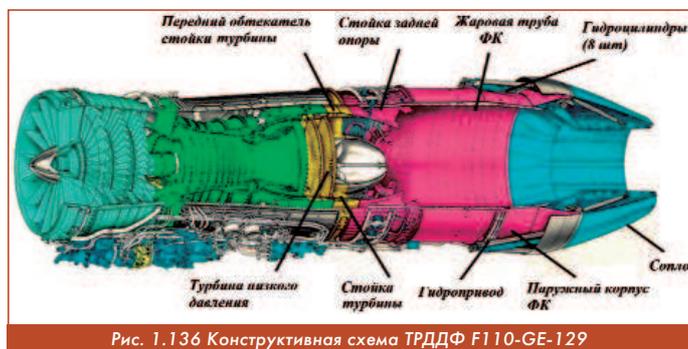


Рис. 1.136 Конструктивная схема ТРДДФ F110-GE-129



Рис. 1.137 Разрушение сопла



Рис. 1.138 Прогар форсажной камеры

Было выявлено, что в период 2012-2015 гг. при техническом обслуживании реактивных двигателей *"не соблюдались стандартные протоколы технического обслуживания"*. Это создало среду, которая допускала ненадлежащее оформление документов для обеспечения подотчётности деталей, серьезную дезорганизацию в процессе ремонта и ненадлежащее обращение с деталями, включая неспособность разделить обслуживаемые и не обслуживаемые детали. Это привело к возможности установки некондиционной детали в процессе ремонта или технического обслуживания.

Для устранения этих недостатков было выделено полмиллиона долларов на реконструкцию участка техобслуживания и ремонта [83].

ТРДДФ General Electric F110-GE-129 также был применён на экспериментальном самолёте General Dynamics NF-16D VISTA (Variablestability In-flight Simulator Test Aircraft - симулятор изменяемой устойчивости). Этот самолёт был создан на основе F-16D Block 30 Fighting Falcon, эксплуатировавшегося с 1992 по 1993 гг. в качестве летающего тренажёра, и модифицированного совместно General Dynamics и Calspan (рисунки 1.139).

Буква N означала, что самолёт имел особый статус испытаний и что модификации были достаточно радикальными, что было бы непрактично восстановить его до первоначального состояния. [87, 88].

Самолёт использовался для исследований в ВВС и ВМС США, а также в NASA. В 1993 г. он стал модификацией F-16/MATV, но в 1995 г., после замены двигателя и авионики, "вернулся" в статус VISTA. В апреле - мае 1998 г. он использовался как летающая лаборатория для испытания программного обеспечения компьютерных систем управления полётом для X-35 JSF компании "Lockheed".

Начало работ по программе F-16 VISTA (Variablestability In-flight Simulator Test Aircraft) - сентябрь 1995 г. Первый полёт F-16 VISTA - май 1997 г.

General Dynamics VISTA/MATV NF-16D основан на конструкции планера версии израильских ВВС, которая включает в себя обтекатель, проходящий по длине фюзеляжа позади фанера кабины, и тяжёлое шасси, заимствованное у F-16C/D

Block 40. На нём в 1994 г. было установлено сопло двигателя с многоосевым вектором тяги (Multi-Axis Thrust Vectoring - MATV), обеспечивающее более активное управление самолётом в ситуации после сваливания. В результате самолёт становится сверхманевренным, сохраняя управление по тангажу и рысканью при углах атаки, за которыми традиционные рули не могут изменить его положение [87, 88].

Особенностью двигателя General Electric F110-GE-129, применяемого для VISTA, является его осесимметричное сопло с векторным управлением (Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle - AVEN), которое крепится к выхлопной трубе. AVEN обеспечивает необходимый вектор тяги в расширяющейся (сверхзвуковой) части сопла, что предотвращает возврат колебаний давления в двигатель, где они могут вызвать помпаж компрессора. Расходящиеся створки наклонены индивидуально с помощью кольца, которое позиционируется тремя дополнительными гидравлическими приводами, расположенными с интервалом в 120 градусов, при этом питание подается от независимой системы. Выхлопное сопло можно отклонять в любую сторону на угол до 17 градусов. Осевые и боковые силы, создаваемые струёй, выходящей из сопла, передаются на реактивную трубу и, таким образом, на двигатель. Преимущество AVEN в том, что его можно было установить на любой F-16, оснащенный двигателем F110 и имеющий цифровую систему управления полётом. Движение трёх исполнительных механизмов управляется векторным электронным управлением (Vector Electronic Control - VEC), которое представляет собой модифицированную версию полнофункционального цифрового управления двигателем F110-GE-129. В качестве дополнительной меры безопасности над задней частью самолёта был установлен парашют, чтобы обеспечить выход из глубокого сваливания, если оно произойдет.

Программа VISTA была признана успешной, но управление вектором тяги (Thrust Vector Control - TVC) никогда не использовалось в серийных версиях истребителя. Программа была примечательна разработкой Direct Voice Input и "Virtual HUD", которые были включены в конструкцию кабины F-35 Lightning II. Варианты STOVL F-35 также включают MATV при зависании для обеспечения контроля ориентации. Самолёт VISTA в настоящее время эксплуатируется школой лётчиков-испытателей ВВС США и обслуживается компанией Calspan на базе ВВС Эдвардс (Edwards Air Force Base). Он регулярно используется в учебных полётах студентов, специальных академических проектах и лётных исследованиях.

Следует заметить, что программа управления вектором тяги в разных направлениях на NF-16D разрабатывалась вначале компанией Pratt Whitney. На модификации двигателя F100-PW-229 PYBBN было установлено сопло с разнонаправленным вектором тяги. Комбинация сопло-двигатель, разработанная и произведенная Pratt Whitney, имело отказоустойчивую систему с двойным резервированием. Осесимметричное сопло имело полный вектор тяги на 360 градусов при максимальном угле отклонения 20 градусов. Сопло адаптируется и подходит к любой модели двигателя F100. Шестимесячная программа лётных испытаний с этой комбинацией двигателя и планера должна была быть проведена в 1997 г., а ВВС и Calspan должны были подготовить самолёт в 1998 г. Однако программа управления вектором тяги Pratt Whitney была отменена [88].



Рис. 1.139 F-16 VISTA

3. F110-GE-132

ТРДДФ F110-GE-132 (рисунок 1.140) [78 - 80] - последний и самый передовой представитель семейства двигателей F110 создан на базе хорошо зарекомендовавших себя двигателей F110-GE-100 и F110-GE-129, эксплуатируемых на большей части истребителей F-16C/Dв разных странах мира.

Таблица 32 - Основные параметры самолёта F-16 VISTA [87, 88]

Разработчик	General Dynamics
Самолёт	F-16 VISTA
Первый полёт, г.	1992
Изготовлено, шт.	1
Масса пустого, кг	8273
Номинальная взлётная масса, кг	12003
Масса боевой нагрузки, кг	-
Силовая установка	1хТРДДФ General Electric F110-GE-129
Максимальная скорость км/ч	2253
Боевой радиус, км	-
Потолок, м.	15240
Практическая дальность с ПТБ, км	4590
Максимальная перегрузка, g	+9



Рис. 1.141 Самолёт Lockheed Martin F-16E с двигателями F110-GE-132



Рис. 1.142 Схема размещения двигателя F110-GE-132 на самолёте F16E/F Block 60

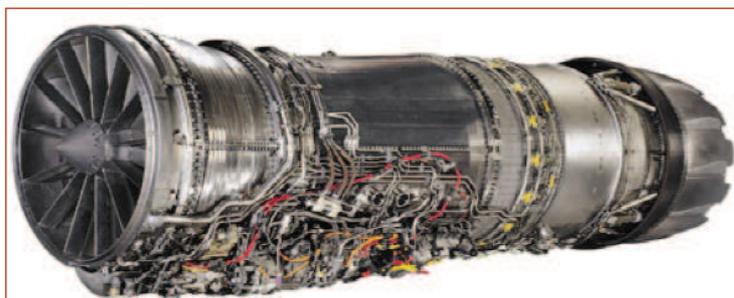


Рис. 1.140 ТРДДФ F110-GE-132

Этот двигатель включает в себя некоторые передовые технологии, применённые в двигателях F414 и F120. В результате модификация F110-GE-132 имеет повышенные боевые характеристики по сравнению с F110-GE-129 и более низкую общую стоимость эксплуатации. В F110-GE-132 используются конструктивные разработки General Electric Aircraft Engines (GEAE), используемые в других модификациях, в том числе: широкохордный вентилятор, созданный для двигателя F118-GE-100; форсажная камера, разработанная для двигателя F414 и усовершенствованная для двигателя F136 самолёта Joint Strike Fighter; композитный корпус наружного контура, применяемый на двигателях F404 и F414.

Все усовершенствования, используемые в ТРДДФ F110-GE-132, позволяют либо повысить тягу двигателя, либо, в случае ограничения тяги на уровне 129 кН, увеличить срок его службы. Это способствует увеличению интервала между техническими осмотрами двигателя с 4300 циклов до 6000 циклов, что устраняет как минимум два капитальных ремонта за срок службы двигателя, а также снижает стоимость его жизненного цикла примерно на стоимость нового двигателя [74, 79, 80].

Трёхступенчатый вентилятор является вариантом вентилятора ТРДДФ F118-GE-100. Ротор создан по технологии "блиск", что существенно снизило затраты на техническое обслуживание двигателя. Работы по новому вентилятору начались в 1994 г. в рамках программы улучшения компонентов (Component Improvement Program- CIP) ВВС США. После прекращения финансирования этой программы фирма General Electric продолжила разработку вентилятора за счёт собственных средств. Когда в начале марта 2000 г. ОАЭ выбрали ТРДДФ F110-GE-132 для оснащения восьмидесяти самолётов F-16E/F Block 60 фирмы Lockheed Martin (рисунки 1.141, 1.142), компания General Electric приступила к официальной разработке самого мощного варианта семейства - ТРДДФ F110-GE-132.

Наружный корпус вентилятора двигателя F110-GE-132 изготовлен из композиционного материала и разработан на основе узла, используемого в ТРДДФ F404/414.

Для переоснащения истребителей F-16, использующих двигатели F110-GE-100 и F110-GE-129 новым вентилятором, он был сконструирован так, чтобы вписался в контур силовой установки с существующим вентилятором ТРДДФ F110.

При установке нового вентилятора используются элементы крепления других двигателей семейства F110.

Турбина. В условиях обычных режимов эксплуатации температура на входе в турбину была уменьшена примерно на 38 °С.

Сопло. Применена новая конструкция охлаждения сопла, которая позволяет сэкономить более 133 млн долл. за 20 лет эксплуатации.

Одной из десяти наиболее важных причин ремонта двигателей F110 является выход из строя уплотнений и створок выходного сопла. Высокотемпературный поток на выходе из двигателя крайне агрессивен и срок службы уплотнений и створок, используемых на ТРДДФ F110-GE-129 тягой 129 кН, ограничен примерно 400...500 ч.

В качестве варианта для модернизации ТРДДФ F110-GE-132 применено эжекторное сопло (рисунок 1.143), которое направляет тонкую плёнку охлаждающего воздуха из отсека двигателя для обтекания отклоняемых створок и уплотнений сопла. Так как рабочая температура ТРДДФ F110-GE-132 выше, чем у F110-GE-129, то при оснащении эжектором срок службы уплотнений и створок превысит 1000 ч. Такого охлаждения достаточно для уменьшения температуры этих деталей сопла на 220...445 °С в зависимости от условий эксплуатации.

Эжекторное сопло, разработанное для ТРДДФ F110-GE-132, нашло применение как на ТРДДФ F110-GE-129, так и на



Рис. 1.143 Эжекторное сопло ТРДДФ F110-GE-132

ТРДДФ F110-GE-100, которыми оснащены истребители F-16. Использование эжекторного сопла на ТРДДФ F110-GE-129 позволило увеличить срок службы примерно до 2000 ч.

Для оснащения новыми соплами около 1000 истребителей ВВС США потребуется примерно 100 млн дол., но программа переоснащения окупится за 5 лет.

Лётные испытания самолёта F-16 с эжекторным соплом состоялись летом 2000 г. Внедрение этой технологии на существующем парке истребителей F-16 потребовало внесения некоторых изменений в конструкцию самолёта и двигателя: новые уплотнения и створки сопла были модифицированы, а размеры существующего воздухозаборника совкового типа истребителя F-16 были увеличены с тем, чтобы он смог пропустить увеличенный поток охлаждающего воздуха, необходимого для эжекторного сопла.

Несмотря на то, что эжекторное сопло используется на самолётах F-4 "Fantom" с ТРДДФ J79, более широкое их применение сдерживалось из-за увеличения аэродинамического сопротивления. Однако фирма General Electric полагает, что ей удалось решить эту проблему [79].

Форсажная камера - радиальная, аналогичная установленной на ТРДДФ YF120 и используемой в ТРДДФ F414 истребителя F/A-18E/F фирмы Boeing.

Переход на радиальную форсажную камеру позволил охлаждающему воздуху наружного контура поступать в смеситель, что увеличило срок службы узла и уменьшило нагарообразование в распылительных стойках. Преимуществом также является улучшение ремонтпригодности, так как для замены форсажной камеры на ТРДДФ F110-GE-132 не требуется снимать двигатель.

Такая форсажная камера улучшает способность самолёта к выполнению боевых задач при высоком уровне тяги и устраняет характерный шум форсажной камеры типа "визг пилы", т. е. высокочастотные стоячие звуковые волны, которые могут повредить детали двигателя.

Применение

Истребители F-16E/F Block 60 фирмы Lockheed Martin, а также для переоснащения самолетов ВВС США F-16 Block 50. При эксплуатации ТРДДФ F110-GE-132 с максимальной тягой 129 кН (как ТРДДФ F110-GE-129, устанавливаемого на истребителях F-16 Block 50), его ресурс на 50 % превысил ресурс ТРДДФ F110-GE-129.

Этапы разработки

2000 г. - начало официальной разработки.

Март 2000 г. - изготовление двух двигателей для определения технических характеристик и испытаний на выносливость. Испытания на стойкость вентилятора при забросе тушек птиц массой 0,68 кг.

11 октября - 15 ноября 2000 г. - 30-часовые испытания на закрытых стендах.

Конец ноября 2000 г. - 30-часовые испытания на открытом стенде.

Январь 2001 г. - апрель 2001 г. - 200-часовые испытания двигателя в НИЦ им. Арнольда (Arnold) ВВС США.

2002 г. - завершение программы стендовых и квалификационных испытаний и начало лётных испытаний на самолёте F-16 Block 60.

Июль 2003 г. лётные испытания на авиабазе ВВС США им. Эдвардса (Edwards). Данный этап испытаний, включающий примерно 25 полётов, начался с первого лётного испытания, которое заключалось в нескольких переходах с бесфорсажного на форсажный режим. Последующие испытания были направлены на расширение области режимов полёта, включая оценку технических характеристик и работоспособности новой радиальной форсажной камеры.

2003 г. - поставка двигателей для первой партии самолётов F-16 Block 60, предназначенных для ОАЭ.

Таблица 33 - Основные параметры самолётов F-16C/D Block 50 и F-16E/F Block 60 Desert Falcon [84 - 86]

Разработчик	F-16C/D Block 50 Fighting Falcon	F-16E/F Block 60 Desert Falcon
Самолёт	F-117A-Nighthawk	Tejas Mk.1
Первый полёт, г.	1990	2003
Изготовлено, шт.	830	9300
Масса пустого, кг	8700	8165
Максимальная взлётная масса, кг	21772	23130
Масса боевой нагрузки, кг	9190	-
Силовая установка	ТРДДФ General Electric F110-GE-129	ТРДДФ General Electric F110-GE-132
Максимальная скорость км/ч	2120 (M = 1,99)	2132 (M = 2,01)
Боевой радиус, км	1361	1524
Потолок, м	17200	18500
Практическая дальность с ПТБ, км	3981	4475
Максимальная перегрузка, g	+9,0	+9,0

1.3.11. F412-GE-D5F2 и F414-GE-400

F412-GE-D5F2

Военно-морской флот США в 1983 г. начал программу Advanced Tactical Aircraft (ATA). В соответствии с этой программой к 1994 г. должен был быть создан всепогодный авианосный бомбардировщик-невидимка для замены Grumman A-6 Intruder в ВМС и Корпусе морской пехоты США.

В разработке программы участвовали McDonnell Douglas/General Dynamics и Northrop/Grumman/Vought. Команда McDonnell Douglas/General Dynamics с проектом A-12 AvengerII в январе 1988 г. была выбрана победителем. Первый полёт был запланирован на декабрь 1990 г.

Первоначально ВМС предполагали купить 620 A-12, а морские пехотинцы - 238. Кроме того, ВВС рассматривали возможность заказа около 400 самолетов A-12. Предполагалось, что A-12 заменит General Dynamics F-111 Aardvark и британские истребители-бомбардировщики Panavia Tornado [89, 90].

Самолёт A-12 Avenger II (рисунок 1.144) должен был оснащаться двумя турбовентиляторными двигателями General Electric F412-D5F2.



Рис. 1.144 Проект самолёта McDonnell Douglas A-12 Avenger II

Бесфорсажный ТРДД F412, разработанный на базе ТРДДФ F404, был оптимизирован для полёта с большой дозвуковой скоростью на крейсерском режиме. В отличие от F404, он имел увеличенный расход воздуха за счёт применения вентилятора большего диаметра. При этом степень двухконтурности была повышена с 0,2 до 0,8. Увеличенный расход воздуха необходим для повышения тяги и ослабления интенсивности инфракрасного излучения.

Характеристики двигателя были улучшены для режима дозвукового крейсерского полёта на малой высоте.

Элементы конструкции [77, 89, 90]:

Мотогондола двигателя изготовлена из композиционного материала. Воздухозаборники трапецевидной формы, расположены по передней кромке крыла.

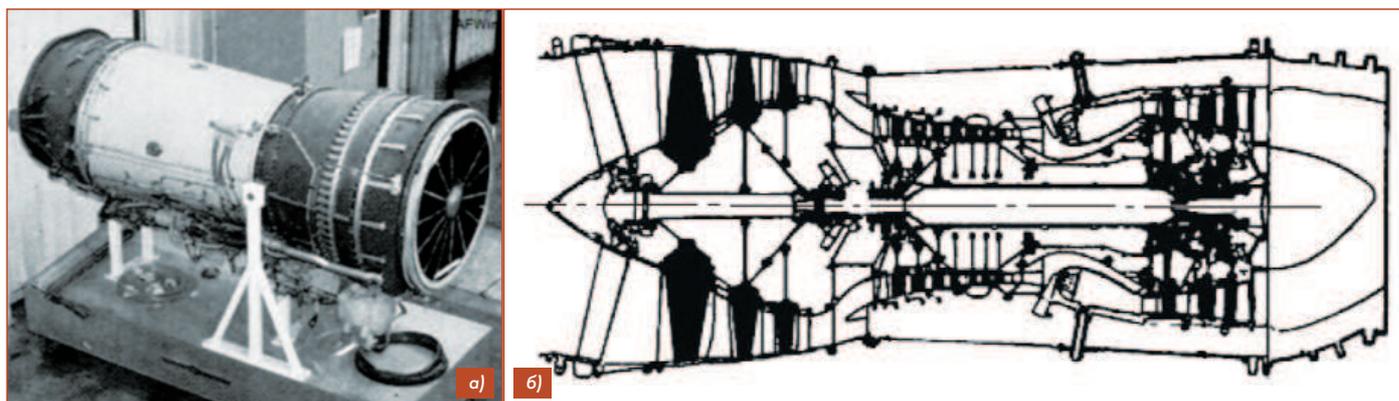


Рис. 1.145 РДД F412: а) внешний вид; б) конструктивная схема

Вентилятор - трёхступенчатый. По сравнению с вентилятором двигателя F404 увеличен его диаметр, повышен расход воздуха и понижена степень повышения давления для повышения стойкости к ударным нагрузкам при попадании птиц, льда и других посторонних предметов.

Корпус вентилятора изготовлен из композиционного материала, что компенсировало увеличение массы за счёт применения стального корпуса компрессора.

Компрессор. Конструкция аналогична компрессору F404, но изготовлен из стали, а не из титана.

Турбина низкого давления - двухступенчатая, является уменьшенным вариантом турбины двигателя F110.

Ресурс горячей части двигателя - 2000 ч при температуре на входе в турбину высокого давления на 150° выше, чем у серийных двигателей.

Сопло - плоское регулируемое, изменяемого вектора тяги, расположено над задней кромкой крыла.

Система управления - FADEC, разработанная на основе САУ ТРДД F110-GE-129.

Этапы разработки:

1989 г. Начало квалификационных испытаний, рассчитанных на 9000 ч.

Январь 1991 г. Прекращение разработки в связи с отказом от программы создания самолета A-12.

В начале 1990 г. в компаниях McDonnell Douglas и General Dynamics выявились проблемы и возросли затраты, связанные с реализацией проекта. Из-за сложностей с композитными материалами масса самолёта увеличилась на 30 % по сравнению с проектной, что было нежелательно для его эффективного использования на авианосце. Технические трудности, связанные со сложностью

используемой радиолокационной системы, также привели к увеличению затрат (по оценкам A-12 должен был потреблять до 70 % бюджета ВМФ на самолёт. После задержек проверка конструкции была успешно завершена в октябре 1990 г., а первый полёт был перенесён на начало 1992 г. В декабре 1990 г. планировалось оснастить 14 авианосцев ВМФ крылом по 20 A-12 в каждом.

Таблица 35 - Основные параметры проекта самолёта A-12 Avenger II [89, 90]

Разработчик	McDonnell Douglas и General Dynamics
Самолёт	A-12 Avenger II
Первый полёт, г.	1992
Изготовлено, шт.	-
Масса пустого, кг	17690
Максимальная взлётная масса, кг	36287
Масса боевой нагрузки, кг	2300
Силовая установка	2xТРДД General Electric F412-GE-D5F2
Максимальная скорость, км/ч	930
Боевой радиус, км	720
Потолок, м	12000
Практическая дальность с ПТБ, км	1500
Максимальная перегрузка, g	-

Однако, правительство считало, что подрядчики не могут завершить программу, и поручило им выплатить большую часть из 2 миллиардов долларов, которые были потрачены на разработку A-12.

В 1991 г. программа A-12 была отменена. Её отмена рассматривается как одна из главных потерь 1990-х гг., которая ослабила McDonnell Douglas и привела к её слиянию с конкурирующей компанией Boeing в 1997 г.

После нескольких лет хранения на предприятии Lockheed Martin Aeronautics (ранее General Dynamics) в Форт-Уэрте (Fort Worth), штат Техас, в июне 2013 г. макет A-12 был доставлен в парк Veterans Memorial Air Park, прилегающий к аэропорту Мичем (Meacham) на севере Форт-Уэрта (сейчас Музей авиации Форт-Уэрта).

То, что программа была отменена, привело к многолетним тяжбам между подрядчиками и Министерством обороны по поводу нарушения контракта. В январе 2014 г. компании Boeing и General Dynamics выплатили ВМС США по 200 миллионов долларов каждая [89, 90].

Преемником A-12 как в ролевом, так и в промышленном отношении фактически является Lockheed Martin F-35 Lightning II, авианосный истребитель с технологией малозаметности, ориентированный на наземные атаки. [89, 90].

Список использованных источников информации

1. Parsch A. Designations of U.S. Military Aero Engines. 2008. http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#_MILSTD1812_AirBreathing.
2. Younossi O., Arena M.V., Moore R. M., Lorell M., Mason J., Graser J.C. Military Jet Engine Acquisition. Technology Basics and Cost-

Таблица 34 - Основные параметры двигателя F412-GE-D5F2 [17, 77, 89]

Применение	A-12 Avenger II
Двигатель	F412-GE-D5F2
$P_{фр}$, кН (кгс)	-
$C_{уд.ф}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$P_{взл.}$ кН (кгс)	64,5 (6574)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$C_{уд.кр}$	-
G_b , кг/с	-
T_r , К	-
m	-
$\pi_{к.с.}$	-
π_b	-
$P_{вд}/P_{нд}$	-
$M_{дв}$ кг	1100
$L_{дв}$ м	-
$D_{дв}$ м	-
$D_{вх}$ м	-
Год начала стендовых испытаний	1989
Годы начала производства	-

- Estimating Methodology. Published by RAND. 2002. - 153 pp.
3. Connors, J. The engines of Pratt & Whitney: a technical history. Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2010. - 565 pp.
 4. St. Peter, James, The history of aircraft gas turbine engine development in the United States: a tradition of excellence. Published by the International Gas Turbine Institute of The American Society of Mechanical Engineers, Atlanta, Georgia. 1999. - 592 pp.
 5. P. Grie. The Jet Age in Review. AIR FORCE Magazine / February 1997. pp. 72 - 76.
 6. Полная энциклопедия мировой авиации. Пер. с англ. The Complete Encyclopedia of World Aircraft. General Editor D. Donald. - Самара: корп. "Фёдоров". 1997. - 928 с.
 7. Мировая авиация. Полная энциклопедия. www.aviacia.deagostini.ru.
 8. The History Of General Electric Aircraft Engines. https://www.456fis.org/HISTORY_OF_GENERAL_ELECTRIC_AIRCRAFT_ENGINES.htm.
 9. MF-295. <https://www.secretprojects.co.uk/threads/looking-for-information-on-the-general-electric-mf-295-turbofan-engine.30101>.
 10. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 6. 1971. - 698 с.
 11. Пономарёв Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. - М.: Воениздат, 1982. - 240 с.
 12. General Electric YJ93-GE-3. <https://www.thisdayinaviation.com/tag/general-electric-yj93-ge-3>.
 13. Elodie Roux. Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. Elodie Roux, 2007. - 596 pp.
 14. F-17 Cobra. <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f17.html>.
 15. Seven Decades of Progress. A Heritage of Aircraft Turbine Technology. General Electric Company. Dayton, Ohio. Aero Publisher Inc. 1979. - 232 pp.
 16. P&W JTF17 (Proposed Boeing 2707 SST Engine). <https://www.secretprojects.co.uk/threads/p-w-jtf17-proposed-boeing-2707-sst-engine.12721>.
 17. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 11. 1987. - 320 с.
 18. Авралова В.И. Стратегический бомбардировщик РОКУЭЛЛ В-1. (По материалам иностранной печати). - М.: ЦАГИ. 1993. - 99 с.
 19. В-1А Lancer. Авиационная энциклопедия. Уголок неба. <http://www.airwar.ru/enc/bomber/b1.html>.
 20. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 9. 1981. - 298 с
 21. General Electric F101-GE-102, <http://www.airwar.ru/enc/engines/f101-102.html>.
 22. Никольский М. В-1В. Авиация и космонавтика. №3. 2011. http://www.xliby.ru/transport_i_aviacija/aviacija_i_kosmonavtika_2011_03/p6.php.
 23. Ильин В.Е., Левин М.А. Бомбардировщики. Т 1. - М.: Виктория, Аст, 1996. - 272 с.
 24. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 7. 1975. - 282 с.
 25. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 10. 1984. - 320 с.
 26. Ю. Алексеев. Американский палубный истребитель-штурмовик F/A-18 "Хорнет" // "Зарубежное военное обозрение", №1, 1993. стр.49-55, №2, 1993. стр.51-55.
 27. Левин М.А., Ильин В.Е. Современные истребители. - М.: Хоббикинига, 1994. - 288 с.
 28. Иванов А. Палубный истребитель-бомбардировщик F/A-18. Военное обозрение. <https://topwar.ru/37157-palubnyy-istrebitel-bombardirovshik-f-a-18.html>.
 29. Yaffee M.L. GE Increases Trust in Engine for F-18. Aviation Week and Space Technology. September, 8. 1975. pp 44 - 45.
 30. McDonnell Douglas F/A-18 Hornet. Материал из Википедии - свободной энциклопедии.
 31. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 12. 1992. - 289с.
 32. Boeing F/A-18 Hornet and Super Hornet. <http://www.ausairpower.net/bug.html>.
 33. Isby D.C. Fighter Combat in the Jet Age. London. Harper Collins Publishers. 1997. - 192 pp.
 34. Опытный истребитель Northrop F-20 "Tigershark" <https://raigar.livejournal.com/651923.html>
 35. Нереализованные проекты: опытный истребитель F-20 Tigershark (США) <https://www.arms-expo.ru/articles/weapons-in-the-world/nerealizovannye-proekty-opytnyy-istrebitel-f-20-tigershark-ssha/>
 36. Federation of American Scientists. US Military Aircraft. F-20 Tigershark <https://yandex.ru/images/search?text=Federation%20of%20American%20Scientists.%20US%20Military%20Aircraft.%20F-20%20Tigershark&stype=image&lr=51&parent-reqid=1615917867661090-1748387185375880518200110-production-app-host-vla-web-yp-194&source=wiz>
 37. Уголок неба. 2014 (Страница: "Northrop F-20 Tigershark"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f20.html>.
 38. Уголок неба. 2012 (Страница: "McDonnellDouglasF/A-18DHornet"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f18d.html>.
 39. Самолёт КАИТ-50 Голден Игл. Военное оружие и армии мира. <https://yandex.ru/turbo/warfor.me/s/samolet-kai-t-50-golden-eagle>.
 40. Тейлор М., Маандэй Д. Книга Гиннеса об авиации: Рекорды, факты и достижения. - Мн.: БелАДИ ("Черепаша"), Беларусь, 1997. - 288 с.
 41. F404. General Electric, USA. <http://www.leteckemotory.cz/motory/f404/index.php?en>.
 42. Super Skyhawk -ST Aerospace A-4SU Super Skyhawk. https://wiki2.wiki/wiki/ST_Aerospace_A-4SU_Super_Skyhawk.
 43. Военный Самолёт. <https://www.pinterest.ru/pin/106397609922032680>.
 44. Bjarke L.J., Del Frate J.H., Fisher D.F. A Summary of the Forebody High-Angle-of-Attack Aerodynamics Research on the F-18 and the X-29A Aircraft. NASA Technical Memorandum 104261. NASA Dryden Flight Research Facility, Edwards, California. 1992. 20 pp.
 45. Уголок неба. 2004. (Страница: "Grumman X-29"). <http://www.airwar.ru/enc/xplane/x29.html>.
 46. Экспериментальный самолёт Rockwell-MBB X-31A. <http://www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciia/4516-eksperimentalnyi-sam.html>.
 47. Уголок неба. 2019 (Страница: "Rockwell, MBB X-31"). <http://www.airwar.ru/enc/xplane/x31.html>.
 48. А-6 "Intruder". Палубный штурмовик. (США). <https://modernweapon.ru/aviatsiya/shturmoviki/a-6-intruder-palubnyy-shturmovik-ssha>.
 49. F404. <https://deagel.com/Propulsion%20Systems/F404/a001734>.
 50. Wieliczko L.A. Boeing X-45 i Northrop Grumman X-47. ARMIA 6 (69) czeRwlec 2014. pp. 48 - 56. <https://docplayer.pl/10116570-Boeing-x-45-i-northrop-grumman-x-47.html>.
 51. https://gaz.wiki/wiki/ru/Boeing_X-45.
 52. Уголок неба. 2012 (Страница: "Lockheed F-117 Nighthawk"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f117.html>.
 53. Lockheed F-117A Nighthawk. Малоаметный тактический ударный самолёт. <https://topwar.ru/15671-o-f-117.html>.
 54. Истребитель HAL Tejas. Провал или повод для гордости? <https://topwar.ru/155467-istrebitel-hal-tejas-proval-ili-povod-dlja-gordosti.html>.
 55. Thai Military and Asian Region. <https://thaimilitaryandasianregion.wordpress.com/2016/08/26/northrop-f-20-tigershark>.
 56. F404-GE-IN20 Engines Ordered for India Light Combat Aircraft. <http://www.defense-aerospace.com/article-view/release/78685/india-orders-f404-engines-for-light-combat-aircraft.html>.
 57. General Electric Engines for India. <http://forum.militaryparitet.com/viewtopic.php?id=20249>
 58. Уголок неба. 2004 (Страница: "Турбовентиляторный двигатель с форсированной тягой VolvoRM12"). <http://www.airwar.ru/enc/engines/rm12.html>.
 59. VolvoRM12. <https://ru.knowledgr.com/01538068/VolvoRM12>.
 60. SAAB JAS-39 Gripen. http://skyships.ru/?page_id=11549.

61. Sweden's JAS 39 Gripen Fighter: Can't Afford an F-35? Buy This Instead. <https://nationalinterest.org/blog/buzz/swedens-jas-39-gripen-fighter-cant-afford-f-35-buy-instead-76926>.

62. Французский многоцелевой истребитель Dassault Rafale. <https://topwar.ru/24871-francuzskiy-mnogocelovoy-istrebitel-dassault-rafale.html>.

63. Суперистребители. Новое поколение боевых самолётов: Иллюстрированная энциклопедия. Подред. М Уильямса. - М.: "Омега", 2006. - 144 с.

64. GE unveils Derivative Fighter Engine. Flight Int. 23 February 1980. p.535.

65. Ripley T. Combat Success. Flight International. 24-30 May 2005 pp.41 - 73.

66. F101. <https://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/f101.htm>

67. Уголок неба. 2011. (Страница: "GrummanF-14B (APlus) Tomcat"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f14b.html>.

68. Линник С., Дедов А. Палубный истребитель F-14 "Томкэт". <https://topwar.ru/30807-palubnyy-istrebitel-f-14-tomket.html>.

69. Михелевич И. Последний из "кошачьего" семейства. <https://www.litmir.me/br/?b=206288&p=2>.

70. General Electric F-110-100 Engine Overhaul. <http://webcommunity.ilvolo.it/cerco-documentazione-su-corso-mcc-t3485.html-st=0&sk=t&sd=a/general-electric-f-110-100-engine-overhaul-p110688.html-sid=2d480796bdc4256e3547553a4ccdf96>.

71. F-14's Jet Engines. <http://www.topedge.com/panels/aircraft/sites/mats/f14-detail-engine.htm>.

72. F110. <https://www.deagel.com/Propulsion%20Systems/F110/a001736>.

73. General Electric F110. <http://deacademic.com/dic.nsf/dewiki/503902>.

74. F110-GE-132 http://www.deagel.com/Propulsion-Systems/F110-GE-132_a001736004.aspx.

75. General Electric F110-GE-100. <http://forum.warport.ru/showthread.php?p=6589>.

76. About the F110 Turbofan. <http://www.fipowerweb.com/Engine/General-Electric-F110.html>.

77. Чикина К.Н., Клименко Л.А., Дмитриева С.А. Иностранные авиационные двигатели. Дополнение к вып. 12. - М.: Изд-во ЦИАМ. 1997 - 127 с.

78. Иностранные авиационные двигатели, 2000: Справочник/Общая редакция и предисловие ведущего научного сотрудника Л.И. Соркина. - М.: Изд. дом "Авиамир", вып. 13.2000. - 534с.

79. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ/Общая редакция: В.А. Скибин, В.И. Солонин. - М.: Изд. дом "Авиамир", 2005. - 592 с.

80. F110-GE-132 Turbofan Engine. <https://www.ge.com/aviation>.

81. F110-GE-132. <https://www.deagel.com/Propulsion%20systems/F110/a001736>

82. Jon K. Holzman, Lannie D. Webb, and Frank W. Burcham, Jr. Flight and Static Exhaust Flow Properties of an F110-GE-129 Engine in an F-16XL Airplane During Acoustic Tests. NASA Dryden

Flight Research Center P.O. Box 273 Edwards, California 93523-0273. NASA TM 104326. 1996. 32 p.

83. USAF Engine Shop in "Disarray" with a "Method of the Madness": F-16CM Engine Fire. <http://aerossurance.com/safety-management/usaf-engine-shop-disarray/>.

84. General Dynamics F-16 Fighting Falcon. https://ru.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-16_Fighting_Falcon.

85. Уголок неба. 2015. (Страница: "Lockheed Martin F-16C/D Fighting Falcon Block 50/52"). <http://www.airwar.ru/>.

86. Уголок неба. 2019. (Страница: "Lockheed Martin F-16E/F Block 60 Desert Falcon"). <http://www.airwar.ru/>.

87. Уголок неба. 2011 (Страница: "LockheedNF-16DVISTA"). <http://www.airwar.ru/>.

88. Dario Leon. The fighter jet that can fly as a cargo plane: the F-16 VISTA (Variable Stability In-Flight Simulator Test Aircraft). <https://theaviationist.com/2013/09/10/vista-f-16/>.

89. Рябов К. Штурмовик А-12 AvengerII. Семь с половиной миллиардов за провал. Военное обозрение. <https://zen.yandex.ru/media/topwar.ru/shтурмовик-a-12-avenger-ii-sem-s-polovinoi-milliardov-za-proval-5d2c8c7ffe289100adeab006>.

90. Richeson J. Coming Soontoa Carrier Near You: Avenger. Naval Aviation News. November-December 1990. Vol.73, No 1, pp. 14-19.

91. Joakim Kasper. AbouttheF414-GE-400 Engine: <http://www.fipowerweb.com/Engine/F414-GE-400.html>.

92. Уголок неба. 2019 (Страница: "Lockheed Martin F-16E/F Block 60 Desert Falcon"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f16df.html>.

93. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник (по материалам зарубежных публикаций.) - Вып. 15 (2010). - М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. - 413с.

94. INFO ABOUT THE GE F414 ENGINE. <https://fabvirtual.org/gripen/?p=99>.

95. Турбовентиляторный двигатель F414 компании General Electric для Super Hornet. <http://m.afwing.vip/encyclopaedia/ge-f414-engine.html>.

96. F/A-18 Hornet Military Aircraft. <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/f-18.htm>.

97. Уголок неба. 2012 (Страница "Boeing EA-18G Growler") <http://www.airwar.ru/enc/spy/ea18g.html>

98. About the EA-18G Program. Forecast International. <http://www.fi-aeroweb.com/Defense/EA-18G-Growler.html>.

99. KAI KF-X. Википедия site:https://ru.wikipedia.org/wiki/KAI_KF-X.

100. Уголок неба. 2004 (Страница: "DASA Mako"). <http://www.airwar.ru/enc/attack/mako.html>.

101. EADS Mako / HEAT. Википедия site: https://wikichi.ru/wiki/EADS_Mako/HEAT.

102. X-59 Que SST/Lockheed Martin. <https://www.lockheed-martin.com/en-us/products/quesst.html>.

103. NASA получило двигатели для "тихого" сверхзвукового самолёта. https://pikabu.ru/story/nasa_poluchilo_dvigateli_dlya_tikhogo_sverkhzvukovogo_samoleta_7679735.

104. Корейский истребитель KF-21 Boramae может потеснить на рынке Су-35. <http://alternathistory.com/korejskij-istrebitel-kf-21-boramae-mozhet-potesnit-na-rynke-su-35/>. <https://topwar.ru/182392-korejskij-istrebitel-kf-21-boramae-mozhet-potesnit-na-rynke-su-35.html>.

105. SSBJ Concept. <https://www.stlfinder.com/model/ssbj-concept-uesyH4dl/150390/>.

106. ADA Tejas Mark-II/Medium Weight Fighter. <https://defence-forumindia.com/threads/ada-tejas-mark-ii-medium-weight-fighter.45058/page-164>.

107. Электронный ресурс: https://support.google.com/chrome/answer/95669?visit_id=637649721510386921-4215634977&p=e_awsnap&rd=1.

108. F414 Growth Demonstrator Engine Completes Testing. <https://deagel.com/news/n000001199>.

109. Guy Norris. GE completes F414 demonstration. <https://simhq.com/forum/ubbthreads.php/topics/378498/news-the-latest-update-on-the-development-of-ge-f414-ede-for-super-hor>.

110. Thomas M. Bartsch. High Cycle Fatigue (HCF)Sciencand Technology Program. Final Reportfor 01 January 2001 - 31 December 2001. Wright-Patterson Air Force Base, OH 45433-7251. May 2002/<https://docplayer.net/53981137-Afrl-pr-wp-tr.html>

