

# ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 4, ПРОДОЛЖЕНИЕ.  
НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-135)

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 ( $m = 0,25...2,1$ ), 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 регулируемыми направляющими аппаратами, малоземиссионными камерами сгорания, эффективными охлаждаемыми одно- или двухступенчатыми турбинами, двухроторной (с противоположного вращения двухопорными роторами высокого давления и трёхопорными роторами низкого давления) и трёхроторной (с двухопорными роторами высокого и среднего давления и трёхопорными 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 ( $Mn = 0, Hn = 0$ )	$P_{\phi}$
Удельный расход топлива на режиме форсажа ( $Mn = 0, Hn = 0$ )	$C_{удф}$
Тяга статическая на максимальном режиме ( $Mn = 0, Hn = 0$ )	$P_{взл.}$
Удельный расход топлива на максимальном режиме	$C_{удвзл.}$
Удельный расход топлива на крейсерском режиме	$C_{удкр}$
Расход воздуха на максимальном режиме	$G_{в}$
Температура газа перед турбиной на максимальном режиме	$T_r$
Степень двухконтурности	$m$
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре	$\pi_{\Sigma}$
Степень повышения давления в вентиляторе	$\pi_{в}$
Частота вращения ротора, об/мин	$n$
Масса двигателя	$M_{дв}$
Длина	$L_{дв}$
Диаметр	$D_{дв}$

## F414-GE-400

После отмены A-12 ВМС решили приобрести F/A-18E/F Super Hornet, который должен был заменить A-6 Intruder и F-14 Tomcat. Super Hornet использует турбовентиляторный двигатель General Electric F414 (рисунки 1.146), разработка которого была начата в 1991 г. Этот двигатель является модифицированным вариантом двигателя F412, разработанного для A-12.



Рис. 1.146 ТРДДФ F414-GE-400

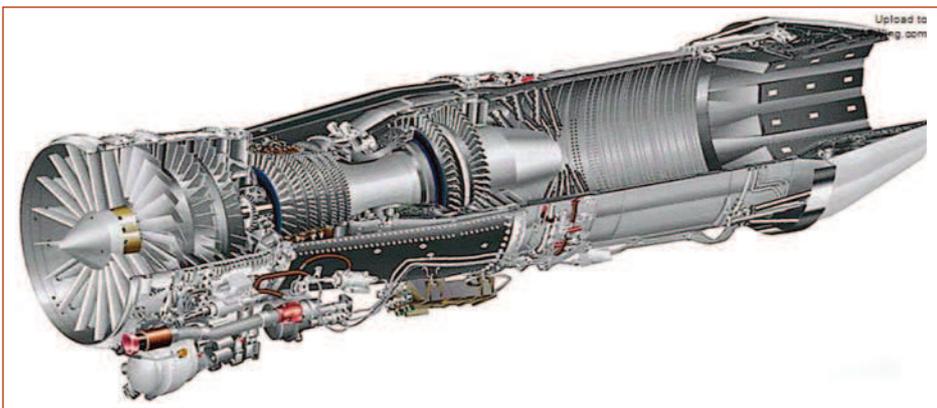


Рис. 1.147 ТРДДФ F414-GE-400 с частично вырезанным статором

При разработке F414-GE-400 применены передовые технологии и проверенные в процессе многолетней эксплуатации, хорошо зарекомендовавшие себя конструкторские решения и материалы двигателей F404 и F412, что позволяет разработать компоновку серийного двигателя в наиболее короткие сроки, сводя к минимуму риски. В результате Boeing F/A-18E/F Super Hornet (рисунок 1.148) получил долговечный, надёжный и простой в обслуживании двигатель, обеспечивающий бесфорсажный сверхзвуковой крейсерский полёт самолёта.

F/A-18E/F Super Hornet - палубный двухдвигательный многоцелевой тактический истребитель и штурмовик. Благодаря выбранному внешнему оборудованию самолёт может быть оптимизирован для выполнения как истребительных, так и атакующих задач. F/A-18E/F обеспечивает 40-процентное увеличение боевого радиуса, 50-процентное увеличение выносливости, увеличение боевой нагрузки на 25 процентов, в три раза больше боеприпасов и в пять раз большую живучесть, чем F/A-18A/C. Эти значительные улучшения производительности в основном связаны с двигателем F414-GE-400, который имеет на 35 % большую тягу, чем F404, используемый на F/A-18A/C Hornet, что значительно увеличивает дальность полёта, полезную нагрузку и живучесть самолётов Boeing F/A-18E/F Super Hornet и палубных самолётов радиоэлектронной борьбы ВМС США EA-18G (рисунок 1.149) [91].



Рис. 1.148 Boeing F/A-18F Super Hornet садится на палубу авианосца "Теодор Рузвельт" (Theodore Roosevelt) (CVN 71)



Рис. 1.150 Boeing EA-18G

Разработка ТРДДФ F414 проводилась согласно комплексному графику с сетевым планированием, обеспечивающим выдерживание намеченных сроков и выделенных средств. Для того чтобы отслеживать состояние разработки деталей и узлов для ТРДДФ F414 General Electric использовала систему сбора данных IMI (Integral Management Information) [77].

F414 имеет модульную конструкцию (рисунок 1.151). Он был запущен в производство в конце 1998 г. Стоимость его разработки составила 7757 млн долл. [91]. Цена одного двигателя на

2010 г. составляла 4 млн долл.

Таблица 35 - Основные параметры самолётов Boeing F/A-18E/F Super Hornet и EA-18G Growler [32, 92, 96 - 98]

Разработчик	Boeing	Boeing
Самолёт	F/A-18E/F Super Hornet	EA-18G Growler
Первый полёт, г.	1995	2006
Изготовлено, шт.	>600	-
Масса пустого, кг.	13876	14976
Максимальная взлётная масса, кг.	29964	29937
Масса боевой нагрузки, кг.	8051	-
Силовая установка	2xТРДДФ General Electric F414-GE-400	2xТРДДФ General Electric F414-GE-400
Максимальная скорость км/ч.	(M=1,8) 1915	2150
Боевой радиус, км	720	722
Потолок, м.	22680	15850
Практическая дальность с ПТБ, км	2345	-
Максимальная перегрузка, g	+7,6	+7,5



Рис. 1.149 Компоновка Super Hornet

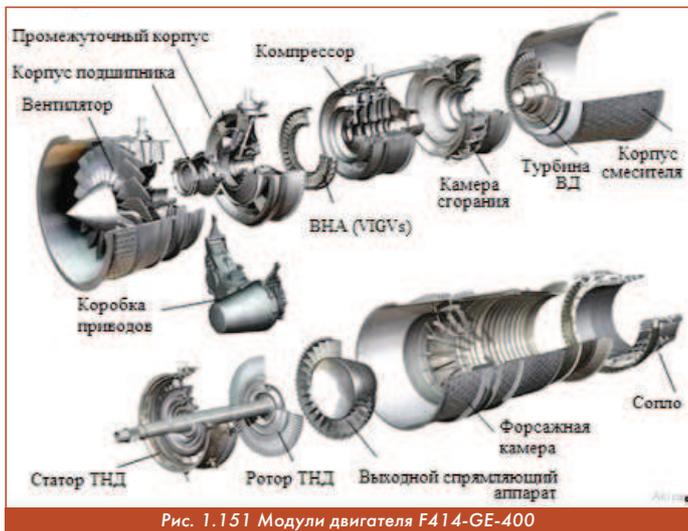


Рис. 1.151 Модули двигателя F414-GE-400

**Элементы конструкции [77, 91, 94, 95]:**

По требованию ВМС США чтобы свести к минимуму изменения в конструкции задней части фюзеляжа Super Hornet, двигатель F414 должен был размещаться в том же пространстве моторного отсека, что и F404, но точки установки у них разные. Внешние размеры F414 такие же, как и у F404, оба имеют длину 3,912 м и максимальный диаметр 0,889 м. Таким образом, увеличение тяги становится сложной задачей. Необходимо было создать конструкцию, в которой по сравнению с F404 максимальный расход воздуха и максимальная тяга на форсажном режиме были бы выше на 20 % и 24 %, соответственно.

Основным отличием F414 от F404 является **вентилятор**. Он на 127 мм длиннее, чем вентилятор F404. Для компенсации увеличения длины вентилятора и сохранения общей длины (как у F404) на ТРДДФ F414 применены укороченные на 102 мм форсажная и на 25 мм основная камеры.

Диаметр корпуса на входе в вентилятор на 68,5 мм больше, чем у ТРДДФ F404. При таком увеличении размеров передней части корпуса вентилятора размер задней части остался прежним. Для повышения стойкости лопаток к повреждению при попадании посторонних предметов их толщина увеличена. Повышенная прочность и уменьшенное относительное удлинение лопаток способствует получению достаточного запаса ГДУ.

**Воздухозаборники** F/A-18E/F имеют прямоугольную форму, что увеличивает на 18 % количество воздуха, поступающего в двигатель, и уменьшает радиолокационное отражение (рисунок 1.151).

Существенным новшеством в трёхступенчатом вентиляторе является применение конструкции колёс типа "blisk" во второй и третьей ступенях, что позволило уменьшить его массу на 23 кг.

Лопатки первой ступени вентилятора съёмные. Диаметр ступицы диска каждой ступени вентилятора F414 меньше, чем у F404, а так как диаметры вентиляторов у них одинаковые, то лопатки каждой ступени вентилятора F414 длиннее, чем у F404, что позволило увеличить эквивалентную площадь вентилятора. В результате в сочетании с улучшением аэродинамики лопаток был увеличен максимальный расход воздуха. На рисунке 1.152 показано рабочее колесо второй ступени вентилятора ТРДДФ



Рис. 1.151 Воздухозаборник повышенного расхода воздуха [107]

F414 (типа "blisk"). ВНА - с изменяемым углом установки второго ряда лопаток Variable Inlet Guide Vanes (VIGVs).

Аэродинамические характеристики вентилятора F414 идентичны характеристикам вентилятора F412.

**Компрессор** - семиступенчатый. Рабочие колёса первых двух ступеней компрессора

изготовлены из титановой заготовки по технологии "blisk". Третья ступень - из сплава Inconel, также - "blisk". Только в модулях вентилятора и компрессора у F414 на 484 деталей меньше, чем у F404 [95].

**Камера сгорания.** Аналогична камере сгорания ТРДД F412. По сравнению с F404 камера сгорания F414



Рис. 1.152 Рабочее колесо второй ступени вентилятора ТРДДФ F414, изготовленное по технологии "blisk"

имеет улучшенную аэродинамику и улучшенные материалы. В ней используется пористая охлаждающая структура жаровой трубы, которая не только увеличивает срок службы, но и снижает массу, а также керамическое напыление как на F402. Для снижения температуры стенки, имеется 30 000 отверстий, полученных лазером (рисунок 1.155) [95].



Рис. 1.154 Входной направляющий аппарат двигателя F414-GE-400

**Турбина высокого давления** одноступенчатая, аналогична турбине ТРДД F412. Применение безболтового фиксатора лопаток способствует снижению напряжений и повышению ресурса. Лопатки турбины изготовлены из монокристаллического сплава и покрыты термобарьерным покрытием для повышения долговечности. Основная горячая секция F414 имеет срок службы 2000 ч, а другие вращающиеся детали и конструктивные элементы - 4000 ч.

**Турбина низкого давления** одноступенчатая, аналогична турбине, разработанной для ТРДДФ RM.12 и F404. Лопатки монокристаллические.

General Electric исследует возможность применения для изготовления лопаток композитного материала с керамической матрицей карбид кремния/карбид кремния (SiC/SiC), то есть подложку из карбида кремния, армированную волокнами из карбида кремния. Этот материал может выдерживать экстремально высокую температуру после нанесения подходящего защитного покрытия (ЕВС) и может использоваться для изготовления рабочих лопаток турбин, лопаток статора или других высокотемпературных компонентов.

Лопатки турбины высокого давления, изготовленные из материалов SiC/SiC, намного легче и прочнее, чем лопатки из суперсплавов на основе никеля (например, Inconel 718). General Electric заявила, что рабочая температура лопаток SiC/SiC намного выше, чем у лопаток из жаропрочных сплавов. Требуется только защитное покрытие от воздействия окружающей среды, позволяющее снизить рабочую температуру лопаток на 149 °С, чтобы выдержать входную температуру газа 1922 К.

General Electric успешно проверила лопатки турбины двигателя F414 в рамках проекта Energy Task Force ВМС США. Экспериментальный двигатель был оснащён лопатками из материала SiC/SiC на второй ступени турбины. Испытания доказывают, что такие лопатки достаточно прочные, чтобы выдерживать высокую температуру и напряжения от инерционных сил турбины (рисунок 1.156).

**Форсажная камера и сопло.** Конструкция форсажной камеры обеспечила устранение проблем, обнаружившихся при эксплуатации ТРДДФ F404 (замена вторичных створок и уплотнений сопла, а также ремонт стабилизатора пламени форсажной камеры). В отличие от кольцевой форсажной камеры F404, форсажная камера F414 имеет более совершенную конструкцию. Стабилизатор пламени состоит из центрального кольцевого



Рис. 1.155 Жаровая труба камеры сгорания F414

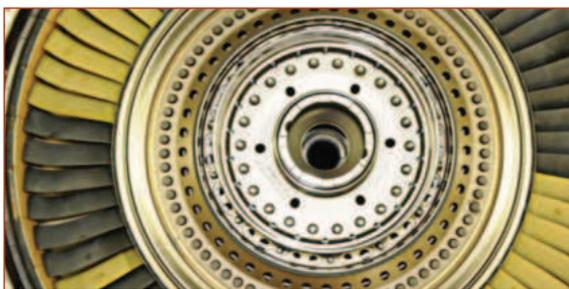


Рис. 1.156 Вторая ступень турбины экспериментального двигателя с лопатками из материала SiC/SiC

го стабилизатора V-образной формы и 12 радиальных стабилизаторов. Каждый радиальный стабилизатор снабжен теплозащитным экраном и охлаждается воздухом.

Радиальный стабилизатор пламени ТРДДФ F414 был разработан в ходе создания ТРДДФ F120 (рисунок 1.157). Удобный доступ к стабилизатору пламени через сопло упрощает техническое обслуживание (рисунок 1.158).

Створки расширяющейся части сопла изготовлены из композиционного материала с углеродной матрицей, упрочнённой волокнами из карбида кремния. Применение этих створок позволило



Рис. 1.157 Радиальный стабилизатор пламени форсажной камеры F414

уменьшить массу двигателя на 6 кг. (рисунки 1.159, 1.160).

Снижение массы достигнуто также благодаря применению топлива в качестве рабочей жидкости для приводов сопла вместо гидросмеси, применяемой в ТРДДФ F404.

Радиальный стабилизатор пламени F414, а также вторичные створки и уплотнительные детали сопла могут быть заменены отдельно на самолёте (рисунок 1.161).

**Система управления** - новая двухканальная CAU FADEC.

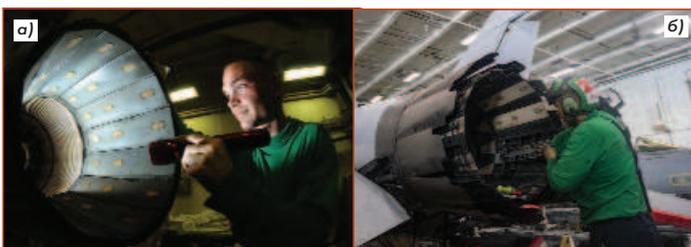


Рис. 1.158 Техническое обслуживание а) и ремонт б) сопла

Изменение конструкции системы приводов сопла в сочетании с CAU FADEC позволило упростить конструкцию и уменьшить массу приводов



Рис. 1.159 Внутренние створки сопла

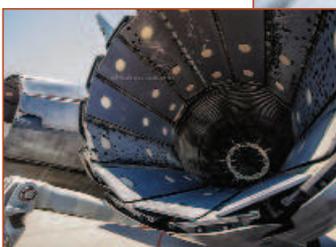


Рис. 1.160 Внешние створки сопла

на 22,7 кг.

Применение CAU FADEC способствует сохранению заданной величины тяги и харак-

теристик элементов двигателя по мере увеличения наработки благодаря возможности контролировать его параметры и соответственно планировать техническое обслуживание.

Регулирование ТРДДФ F404 производится по частоте вращения ротора вентилятора и температуре газа в турбине. В ТРДДФ F414 регулирование основано на контроле частоты вращения вентилятора и степени повышения давления в газогенераторе. В этом случае для сохранения величины тяги и степени повышения давления при ухудшении характеристик узлов будет расти температура в расчётных допустимых пределах.



Рис. 1.161 Работы с соплом ТРДДФ F414-GE-400

**Назначенный ресурс элементов двигателя в часах:**

- КНД - 4000;
- КВД - 4000;
- Камера сгорания - 4000;
- Турбина высокого давления - 1850;
- Турбина низкого давления - 4000;
- Форсажная камера - 3431.

**Этапы развития:**

**Начало 1991 г.** Предварительный этап программы разработки двигателя.

**III кв. 1992 г.** Подписание контракта ВМС США на этап проектирования, изготовления и доводки на июнь 1992 г. Нарботка двух газогенераторов составила 400 часов.

**IV кв. 1992 г.** Высотные испытания новой форсажной камеры.

**I кв. 1993 г.** Начало испытаний третьего газогенератора с целью оценки характеристик рабочего колеса типа "blisk" и аэродинамических характеристик газогенератора.

**Апрель 1993 г.** Испытания CAU FADEC.

**Май 1993 г.** Сборка первого ТРДДФ F414 и начало испытаний.

**Декабрь 1993 г.** Изготовлено и испытано 6 ТРДДФ F414.

**Декабрь 1995 г.** Первый полёт истребителя F/A-18E/F с двигателем F414.

**1998 г.** Начало поставки серийных двигателей.

На рисунке 1.162 - конструктивные схемы двигателей F414 и F404, а на рисунке 1.163 обозначены некоторые элементы, агрегаты, датчики, а также параметры и материалы двигателя F414-GE-400.

С начала производства в 1998 г. по состоянию на июнь 2015 г. General Electric произвела более 1500 двигателей F414-GE-400, которые наработали более 3 миллионов часов. К концу 2016 г. ВМС США было поставлено ещё около 300 двигателей. В настоящее время компания производит от 90 до 100 F414 в год [98].

Двигатель F414-GE-400 также предлагался для морского варианта F-117 Nighthawk (рисунок 1.83).

Вариант двигателя F414-GE-400 - F414-GE-INS6 использу-

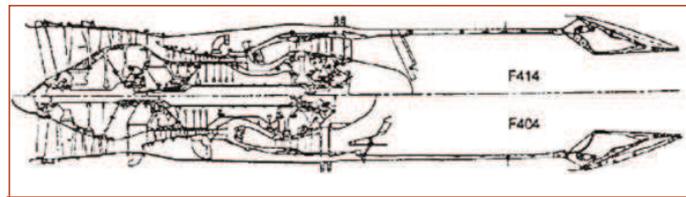


Рис. 1.162 Сравнение конструктивных схем двигателей F414 и F404

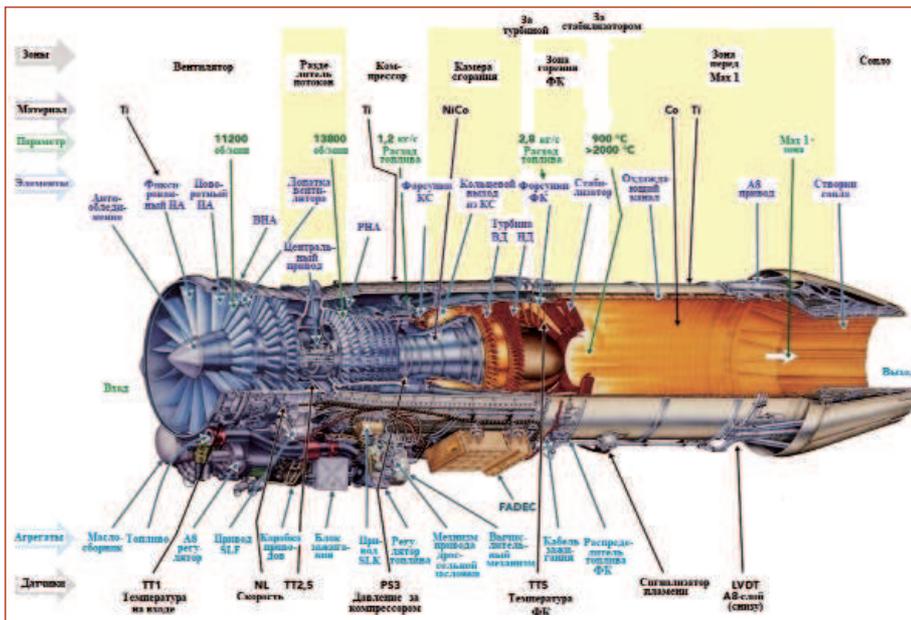


Рис. 1.163 Некоторые сведения о ТРДДФ F414-GE-400

Таблица 36 - Основные параметры двигателя F414-GE-400 [17, 77, 91, 95]

Применение	Boeing F/A-18E/F Super Hornet, EA-18G Growler
Двигатель	F414-GE-400
$P_{ф.}$ , кН (кгс)	97,86 (9974)
$C_{уд.ф}$ , кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$P_{взл.}$ , кН (кгс)	64,5 (6574)
$C_{уд.взл.}$ , кг/кН ч (кг/кгс ч)	177,48 (1,74)
$C_{уд.кр}$	-
$G_v$ , кг/с	77,11
$T_{гг}$ , К	-
$m$	-
$\pi_{кэ}$	30
$\pi_v$	4,5 - 5
$P_{вд}/P_{нд}$	13800/11200
$M_{дв}$ , кг	1152
$L_{дв}$ , м	3,91
$D_{дв}$ , м	0,89
$D_{вх}$ , м	0,79
Год начала стендовых испытаний	1993
Год начала эксплуатации	1998

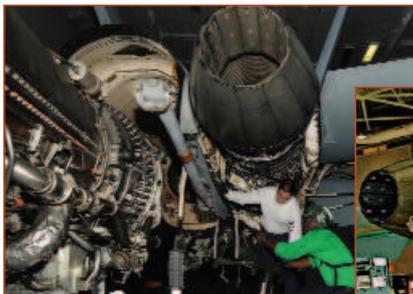


Рис. 1.164 Технические работы с двигателями F414-GE-400



Рис. 1.165 Монтаж двигателя F414-GE-400 на самолёт



Рис. 1.168 Самолёт "Glorious" Mark 2



Рис. 1.166 Двигатель F414-GE-400 в сборочном цехе



Рис. 1.167 Испытания ТРДДФ F414-GE-400 на борту авианосца

ется на индийском лёгком сверхзвуковом истребителе HAL Tejas(LCA) "Glorious" Mark 2 (рисунок 1.168). GeneralElectric планирует экспортировать не менее 150 комплектов ТРДДФ F414 и соответствующих запасных частей в Индию.

В октябре 2010 г. Индия заказала 99 двигателей. F414-GE-INS6 обеспечивает большую тягу, чем предыдущие версии, и оснащен системой FADEC.

BBC Швеции также выбрали двигатель General Electric для истребителя нового поколения (рисунок 1.169). Демонстратор Gripen NG, впервые взлетевший в 2008 г., был оснащен двигателем F414G.

Двигатель модифицирован для использования в одномоторном Gripen вместо двухдвигательного самолёта, такого как F/A-18. С ним Gripen Demonstrator достиг скорости 1,2 Маха в бесфорсажном полёте. На рисунке 1.170 показан монтаж F414-GE-39E на самолёт JAS 39E "Gripen" NG.

Новая версия F414G- F414-GE-39E (GE/RM16) разработана для SAAB JAS-39E/F Gripen.

SAAB JAS 39E "Gripen" NG в Бразилии JAS 39E является модернизированным вариантом JAS 39C и получил различные нововведения, такие как радар AESA, новое вооружение и др. Эта версия имеет увеличенные до 16 000 кг взлётную массу и на 1000 кг полезную нагрузку.

F414-GE-INS6 и F414-GE-39E являются модификациями базового F414-GE-400 и не используют технологию EDE/EPE.

Версия F414-GE-100 (рисунок 1.171), созданная на основе F414-GE-39E для одномоторного



Рис. 1.169 Самолёт SAAB JAS-39 Gripen



Рис. 1.170 Монтаж F414-GE-39E на самолёт JAS 39E "Gripen" NG



Рис. 1.171 Двигатель F414-GE-100: а) - внешний вид; б) - монтаж в транспортировочный контейнер

сверхзвукового пассажирского самолёта компании Lockheed Martin NASA X-59 Quiet Super Sonic Technology ("тихий" сверхзвуковой самолёт) (рисунок 1.171), включает управляющее программное обеспечение, топливную обвязку и отсутствие монтажных направляющих. Было изготовлено два агрегата [102, 103]. На одном в NASA осуществляют испытаниями силовой установки, а затем он будет передан компании Lockheed Martin для установки на самолёт-демонстратор. Первый полёт демонстратора X-59 - в 2021 г.

Вторая силовая установка - резервная.

В F414-GE-100 была доработана система управления, а также различные системы обеспечения безопасности.

Программа QueSST, в рамках которой ведется разработка самолета X-59, предусматривает создание технологий, которые в перспективе позволят снизить шумность сверхзвуковых самолетов. Это позволит им выполнять сверхзвуковые полеты над населенной частью суши, сегодня запрещенные международными правилами. Шумность X-59 планируется снизить с помощью планера такой аэродинамической конструкции, при которой на поверхности летательного аппарата образовывалось бы как можно меньшее количество ударных волн. При этом те волны, которые будут всё же образовываться, должны быть менее интенсивными [103].

В мае 2016 г. Южная Корея выбрала модификацию двигателя F414-KI для применения на своём истребителе нового поколения KF-X (KF-21) (рисунок 1.173).

Этот вариант F414-GE-400, разработанный General Electric и Hanwha Aerospace для южнокорейской Korean Aerospace Industries (KAI) KF-X, будет производится совместно и собирается в Южной Корее компанией Hanwha Aerospace.

KAI KF-X является объединённым южнокорейским и индоне-



Рис. 1.172 Проект X-59 QueSST/Lockheed Martin

зийским проектом программы создания перспективного многоцелевого истребителя для южнокорейских и индонезийских ВВС. Программу возглавляет Южная Корея, которой принадлежит 80 % акций. Индонезия присоединилась к программе в 2010 г., а оставшаяся часть принадлежит частным партнёрам, включая производителя. KAI KF-X - вторая программа разработки истребителей в Южной Корее после FA-50.

9 апреля 2021 г. в Сачхоне прошла официальная презентация лётного образца перспективного истребителя Южной Кореи

KF-21 Boramae. Многофункциональный истребитель, который разделён некоторыми возможностями истребителей пятого поколения, демонстрировали в штаб-квартире южнокорейской авиастроительной корпорации Korean Aerospace Industries (KAI).

Проект ранее был известен под обозначением KF-X. Первый полёт опытного образца нового истребителя, который сами ко-



Рис. 1.173 Первый лётный экземпляр самолёта KAIKF-21

рейцы относят к поколению 4++ (или как ещё его называют 4,5), должен состояться в начале 2022 г., а начало производства - в 2026 г. В рамках презентации было раскрыто официальное обозначение нового истребителя KF-21 Boramae ("Сокол").

Всего южнокорейские военные рассчитывают получить 40 самолётов до 2028 г., а к 2032 г. их парк должен составить не менее 120 самолётов. В Индонезии планирует выпустить до 50 истребителей KF-21 Boramae. В ВВС Индонезии самолёт может получить обозначение F-33 [96, 99, 104].

#### F414-GE-400

Используется в EADS Mako/HEAT (рисунок 1.174).

EADS Mako/High Energy Advanced Trainer (Mako/HEAT) - высокоэффективный однодвигательный учебно-тренировочный самолёт или лёгкий штурмовик, предназначенный для службы в нескольких европейских военно-воздушных силах. Европейская аэрокосмическая компания (EADS) предложила Mako для программы Eurotrainer.

EADS образована в 2000 г. путем слияния Aerospatiale-Matra с многонациональной Daimler-Chrysler Aerospace (DASA) и испанской авиастроительной компанией Construcciones Aeronauticas SA (CASA). EADS стала второй по величине аэрокосмической компанией в мире после Boeing и вторым крупнейшим европейским производителем оружия после BAE Systems [101]. В 2017 г. EADS приняла название Airbus.

Mako был единственным значительным проектом самолёта, реализованным EADS.

Субподрядчиками были Diehl Aerospace, AerMacchi (теперь Leonardo), Saab, EAB и Dassault Aviation.

#### F414BJ

Предлагается для проекта сверхзвукового пассажирского самолёта Dassault Falcon SSBJ (рисунок 1.175). Может обеспечивать тягу около 53 кН (5200 кгс) без использования форсажной камеры [94, 95, 105].

Компания General Electric в 2002 г. приняла новую стратегию дальнейшего совершенствования двигателя F414. Она разработала усовершенствованные модификации F414.



Рис. 1.174 Самолёт EADS Mako/HEAT

Первый усовершенствованный тип двигателя называется



Рис. 1.175 Макет Dassault Falcon SSBJ

F414 Enhanced Durability Engine (F414-EDE). Тяга такая же, как у существующего F414, но долговечность двигателя значительно улучшена. Стоимость жизненного цикла

значительно снижена без ухудшения существующих характеристик ТРДДФ F414-400.

Таблица 37 - Основные параметры самолётов Mako/HEAT, "Glorious" Mark 2 и JAS 39E "Gripen" NG [100, 101, 106]

Разработчик	EADS	HAL	SAAB
Самолёт	Mako/HEAT	"Glorious" Mark 2	JAS 39E "Gripen" NG
Первый полёт, г.	2004	-	2008
Изготовлено, шт.	-	-	-
Масса пустого, кг	5800	7000	8000
Максимальная взлётная масса, кг	13000	17500	16500
Масса боевой нагрузки, кг	-	6500	6000
Силовая установка	1xТРДДФ GeneralElectric F414M	1xТРДДФ General Electric F414-GE-INS6	1xТРДДФ General Electric F414-GE-39E
Максимальная скорость км/ч	(M=1,5) 1600	(M=1,8) 1920	(M=2) 2133
Боевой радиус действия, км	180 - 445	-	-
Потолок, м	15250	-	-
Боевая дальность, км	1300	-	-
Максимальная перегрузка, g	+9	+9/-3,2	+9/-3

В дополнение к более длительному интервалу обслуживания увеличивается срок службы горячего сегмента - он увеличен примерно в три раза по сравнению с исходным (до 6000 ч - горячая секция). Кроме того, на 3...4 % снижен расход топлива.

Второй тип усовершенствования называется F414 Enhanced Performance Engine (F414-EPE). В нём используется такой же газогенератор и более мощный вентилятор, который делает возможным увеличение тяги на 20 %. Аппаратное обеспечение двигателя точно такое же, как у F414-EDE, за исключением того, что FADEC использует другое программное обеспечение для увеличения тяги на 20 % по сравнению с существующим F414. Повышение тяги двигателя F414-EPE происходит за счёт комбинации увеличения расхода воздуха, улучшенной эффективности компонентов и повышенной температуры. Двигатель F414-EPE аналогичен существующему двигателю F414 по долговечности, а расход топлива снижен на 1...2 % [79, 93, 95].

Обе модификации имеют компрессор повышенной надёжности.

Согласно расчетам General Electric, F414-EDE, за счёт снижения стоимости жизненного цикла, может позволить ВМС США сэкономить от 1 до 2 миллиардов долларов на закупках запчастей и затратах на капитальный ремонт в течение оставшегося времени обслуживания парка "Super Hornet". Снижение расхода топлива F414-EDE на 3...4 % эквивалентно экономии 18,92 миллиона литров авиационного керосина в год для парка "Super Hornet". Еще одним преимуществом F414-EDE является увеличение количества отбираемого воздуха, используемого для охлаждения авионики или привода пневматических систем.

Одним из главных новшеств программы EDE является внедрение трёхмерных методов расчёта внутренней аэродинамики горячей части двигателя. Это дало возможность оптимизировать течение газа и значительно снизить опасность образования трещин и окисления лопаток.

Усовершенствование F414 происходит согласно завершённой американской государственной НИОКР ИНРТЕТ. Работы, связанные с F414, были сфокусированы на демонстрационном образце JTDEngine. Была испытана улучшенная камера сгорания, позволяющая снизить расход топлива.

ВМС США заключили с General Electric контракт стоимостью 7,5 млн долл. на испытания F414 EDE.

Комплект доработок для ТРДДФ F414-EDE включает применение модифицированных компрессора и турбины высокого давления с улучшенной, благодаря использованию трёхмерных методов расчёта, аэродинамикой, а также малоэмиссионной камеры сгорания.

**Элементы конструкции** [79, 93, 95, 108]:

**Вентилятор** - двухступенчатый с лопатками обратной стреловидности, ротор изготовлен по технологии "blisk", что позволило на 10 % увеличить степень повышения давления, а в сочетании с использованием новых турбины высокого давления и компрессора это способствует улучшению удельного расхода топлива на 4 % и увеличению тяги на 20 % по сравнению с ТРДДФ F414. Применение перспективных технологических процессов (сварка трением, лазерное упрочнение и т. д.) уменьшает повреждения от попадания посторонних предметов, снижает стоимость ремонта и уменьшает по сравнению с F414 количество деталей.

**Компрессор** - с меньшим количеством ступеней (6 вместо 7) (рисунок 1.176). Оснащён широкохордными стреловидными лопатками ротора и изогнутыми наклонёнными лопатками статора, что позволит увеличить КПД на 3 %. В новом компрессоре, спроектированном с применением трёхмерных методов расчёта, применяется управление радиальными зорами и неодинаковое расстояние между лопатками направляющего аппарата. Увеличена долговечность компрессора и уменьшена его многоцикловая усталость. Новый компрессор отличается большим расходом воздуха. Его межремонтный ресурс увеличился с 4000 до 6000 ч.

**Камера сгорания** - аналогична используемой в ТРДД CF34, благодаря чему снижается эмиссия загрязняющих веществ. Обладает лучшим запуском и имеет расширенную границу по бедному срыву.

**Турбина высокого давления** - одноступенчатая. Применено трёхмерное аэродинамическое проектирование профилей. Турбина сконструирована с использованием усовершенствованной системы охлаждения, что позволило на 2 % увеличить КПД и на 82 °С чем в ТРДДФ F414-GE-400 повысить температуру газа на входе в турбину. Межремонтный ресурс турбины увеличен с 2000 до 6000 ч.

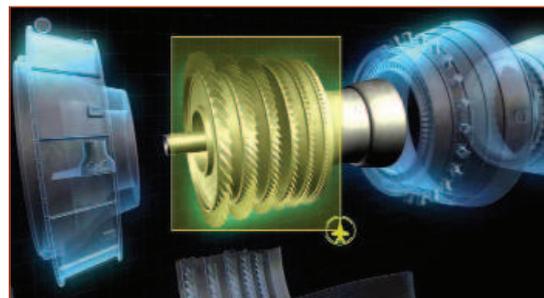


Рис. 1.176 3D-модель компрессора ТРДДФ F414-EDE

**Система диагностики/прогнозирования.** ВМС США в сотрудничестве с GEAE разрабатывают системы снижения уязвимости двигателя к повреждениям в боевых условиях, включая повреждение при попадании инородных предметов. Задачей разработки алгоритма для управления стойким к повреждениям двигателем (SEC - Survivable Engine Control) является обнаружение повреждения двигателя и введение каких-либо возможных изменений для сохранения его работоспособности.

Две технологии сделают систему SEC жизнеспособной для применения в следующем поколении истребителей: дальнейшее развитие системы FADEC и постоянное совершенствование датчиков и систем контроля характеристик двигателя. Первоначально идея создания способных к выживанию средств управления двигателем была направлена, в основном, на уменьшение уязвимости в бою одномоторного самолёта.

Однако система SEC нацелена на случаи, когда начальное повреждение может быстро распространиться на двигатель, и, возможно, привести к потере самолёта. Была проведена оценка 464 случаев отказов двигателей самолётов ВМС США, которые произошли в период с 1980 по 2000 гг. 75 случаев привели к гибели самолётов, и был сделан вывод о том, что система SEC могла бы обнаружить повреждение в 53 из этих случаев.

Работа по программе SEC началась с использования ТРДДФ F414-GE-400 истребителя F/A-18E/F. Первоначально представляющими интерес областями были повреждения вентилятора и компрессора, камеры сгорания и сопла изменяемой конфигурации. Повреждения двигателя были выбраны в качестве демонстрации того, к чему может привести удар небольших осколков боеголовок или инородных предметов, включая случаи попадания птиц. Повреждение, приводящее к утечкам в камере сгорания, может быть вызвано пулями, снарядами или неуправляемыми ракетами, потерянным соединительным элементом бороскопа, или прогарам корпусу камеры сгорания.

Также рассматривалось несколько сценариев повреждения сопла изменяемой конфигурации. В одном случае сопло принудительно открывалось под действием аэродинамической силы, когда вследствие повреждения отсоединялся топливопровод, ведущий к приводу, либо отсутствовал сигнал обратной связи.

В программе SEC применяется аналитический метод, в котором используются как абсолютные, так и относительные величины, получаемые от датчиков на двигателе, а также математическая модель различных повреждений, построенная на основании результатов испытаний сотен модельных двигателей с определенными типами повреждений. При обнаружении повреждения программа SEC стремится максимально сохранить возможности двигателя. В зависимости от стадии выполнения боевого задания это может быть максимальная тяга двигателя, либо максимальный ресурс двигателя.

Повреждение вентилятора и компрессора в специальных испытаниях создавалось путем размещения двигателя TF30 впереди ТРДДФ F414 с тем, чтобы в него попадал горячий газ, приводя тем самым к снижению КПД вентилятора. Система SEC обнаружила и идентифицировала повреждение. Относительно небольшое повреждение привело к уменьшению тяги на 7 %. Система SEC позволила восстановить 4 %. Хотя на первом этапе была продемонстрирована возможность обнаружения неисправности в узком рабочем диапазоне, на последующем этапе будут проведены расширенные наземные испытания на всех режимах полёта и значениях тяги двигателя. Данная работа финансируется совместной технической координационной группой по стойкости к повреждениям самолётов - Joint Technical Coordinating Group for Aircraft Survivability [78].

Ещё одним важным усовершенствованием по сравнению с F414 является комплект шумоподавления, который отличается установкой пилообразной конструкции на уплотняющей детали сопла для обеспечения смещения внутреннего и внешнего газового и воздушного потоков (рисунки 1.177 - 1.179).

Комплект шумоподавления необходим для снижения шума, создаваемого двигателями F/A-18E/F SuperHornet и EA-18G при старте с палубы авианосца на полном форсажном режиме, и защиты слуха палубного персонала. Испытания показывают, что такая конструкция шумоподавления может уменьшить звуковую энергию, производимую каждым F414, на 50 % [95].

Стоимость разработки ТРДДФ F414 EDE может составить примерно 1/3 от стоимости анало-

гичного нового двигателя, такого как, ТРДД PW7000, предлагаемого фирмой Pratt-Whitney.

По прогнозам фирмы GeneralElectric за 20 лет эксплуатации можно будет добиться экономии в 1 млрд долл. в суммарных расходах на эксплуатацию, а в случае внедрения усовершенствований на существующих ТРДДФ F414 экономия может составить 2 млрд долл.



Рис. 1.178 Устройство шумоподавления реактивной струи



Рис. 1.179 Испытание пилообразной конструкции снижения шума при работе двигателей на форсажном режиме

#### Этапы развития:

IV квартал 2002 г. Демонстрационные испытания газогенератора.

2002 г. Испытания нового варианта вентилятора.

2006 г. Завершены испытания перспективного демонстрационного технологического образца XTE77/SE2, которые подтверждают эффективность важнейших технических решений двигателя повышенной долговечности F414 EDE [108, 109].

Этот двигатель создаётся для авиационных платформ с потенциалом роста, таких как самолёты Korea Aerospace Industries/Lockheed Martin A-50 и SAAB Gripen. Он также является последним демонстратором двигателей General Electric в рамках комплексной американской программы правительства и промышленности развития высокой технологии ГТД ИНРТЕТ, которая выполнялась с 1988 г. Наследником последней стала программа доступных перспективных ГТД VAATE, цель которой - более чем вдвое увеличить тяговооружённость и на 40 % уменьшить, по сравнению со стандартными двигателями выпуска конца 1980-х годов, удельный расход топлива.

Демонстратор XTE77/SE2 имел перспективный двухступенчатый блисковый вентилятор и новую турбину высокого давления. Двигатель был испытан при 100 % максимальной установившейся частоте вращения ротора газогенератора. За 20 часов стендовых испытаний были успешно выполнены все намеченные цели программы.

Конструкция вентилятора-демонстратора и крупного гражданского аналога GE9x во многом сходна. В нём используются рассчитанные по трёхмерной аэродинамике лопатки прямой стреловидности, которые обеспечивают увеличение расхода воздуха на 10 %. Выполненная работа основана на результатах стендовых испытаний в 2005 г. перспективной конфигурации шестиступенчатого компрессора.

Демонстрационные испытания финансировались совместно General Electric и ВМС США (USN) в рамках программы правительства США по интегрированным технологиям высокопроизводительных двигателей (Integrated High Performance Engine Technology - ИНРТЕТ), которая началась в 1988 г. и нацелена на создание технологий, направленных на увеличение соотношения тяги к весу, сокращение расхода топлива и снижение эксплуатационных расходов за счёт повышения ресурса.



Рис. 1.177 Конструкция сопла с шумоподавлением