

# ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ПРОДОЛЖЕНИЕ. НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-132) 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 ( $T_g > 1900 \text{ K}$ ) и высоким значением суммарной степени повышения давления ( $p_{\Sigma} > 35$ ).

В них применяются высоконагруженные, с малым количеством ступеней компрессоры с регулируемыми направляющими аппаратами, малоэмиссионными 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  $0,01 \text{ кг/Н}$ ) 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 ( $M_n=0, H_n=0$ )	$P_{\text{ф}}$
Удельный расход топлива на режиме форсажа ( $M_n=0, H_n=0$ )	$C_{\text{уд.ф}}$
Тяга статическая на максимальном режиме ( $M_n=0, H_n=0$ )	$P_{\text{взл.}}$
Удельный расход топлива на максимальном режиме	$C_{\text{уд.взл.}}$
Удельный расход топлива на крейсерском режиме	$C_{\text{уд.кр}}$
Расход воздуха на максимальном режиме	$G_{\text{в}}$
Температура газа перед турбиной на максимальном режиме	$T_{\text{г}}$
Степень двухконтурности	$m$
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре	$\pi_{\Sigma}$
Степень повышения давления в вентиляторе	$\pi_{\text{в}}$
Частота вращения ротора, об/мин	$n$
Масса двигателя	$M_{\text{дв}}$
Длина	$L_{\text{дв}}$
Диаметр	$D_{\text{дв}}$

## 1.3.7. F101-GE-102

Для удовлетворения более жёстких эксплуатационных требований фирма General Electric и BBC в 1976 г. начали программу развития F101-GE-102 (рисунок 1.42) [18, 21, 22]. С 1977 по 1978 гг. двигатель проходил демонстрационные испытания. Программа продолжалась до 1981 г. с целью увеличения надёжности элементов двигателя и снижения затрат на эксплуатацию при сохранении характеристик исходного двигателя F101-GE-100.

Двигатель F101-GE-102 был снабжён новым нерегулируемым воздухозаборником со стабилизированными скачками уплотнения, в которых исключены сложные элементы регулирования и имеется искривленный входной канал для уменьшения ЭПР самолёта во фронтальной плоскости. Это потребовало внести некоторые изменения в конструкцию переднего корпуса двига-

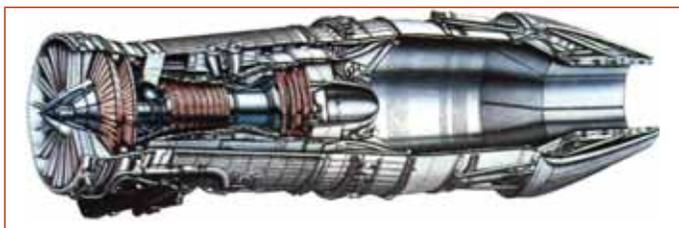


Рисунок 1.42 - Конструктивная схема ТРДДФ F101-GE-102

теля и узел вентилятора.

Использование радиопоглощающих материалов в конструкции В-1В в сравнении с В-1А было увеличено на 85%.

Изменена также конструкция гондол. На рисунке 1.43 показана схема воздухозаборников двигателей самолётов В-1А и В-1В. Конструкция реактивного сопла полностью изменена и упрощена. Турбулентность воздушного потока за стыком крыла с изменяемой стреловидностью и пространством между соседними соплами порождала пульсации давления, приводившие к вибрации сопла.

Для решения этой проблемы длина его наружных створок была уменьшена с 1190 мм до ~ 870 мм, а толщина увеличена.

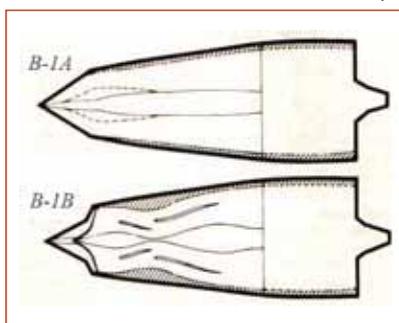


Рисунок 1.43 - Конфигурация воздухозаборников двигателей самолётов В-1А и В-1В

Модификация F101-

GE-102 для первого самолёта варианта В-1В, который был построен в 1984 г. и был передан в ВВС в 1985 г., была создана в 1983 г.

Этот ТРДДФ оптимизирован для работы при  $M=0,8$  на малой высоте. Для автономного запуска двигателей использовались две бортовые ВСУ фирмы Garrett AiResearch мощностью по 294,2 кВт (400 л.с.), обеспечивающие также привод аварийного электрогенератора. Воздухозаборники нерегулируемые, с изогнутыми воздушными каналами и S-образными перегородками, экранирующими вентиляторы двигателей для уменьшения радиолокационной заметности самолёта.

Для быстрого запуска двигателей в нише носовой опоры шасси установлена кнопка единого запуска.

Модификация F101-GE-102 представляет собой двухроторный ТРДДФ со степенью двухконтурности около двух (рисунок 1.44). Основными критериями конструкции были долговечность и работоспособность при сохранении высокой температуры турбины.

#### Элементы конструкции ТРДДФ F101-GE-102 и их отличие от F101-GE-100 [19, 21, 25]:

**Вентилятор** - двухступенчатый. Изменена крутка передней и задней кромок рабочих лопаток первой ступени и сокращено число лопаток ВНА с 20 до 17. Лопатки ВНА и рабочие лопатки вентилятора заменяются индивидуально. Корпус вентилятора выполнен с продольным разъемом.

**Компрессор** осевой, девятиступенчатый. Лопатки ВНА и НА первых трёх ступеней поворотные и могут заменяться индивиду-

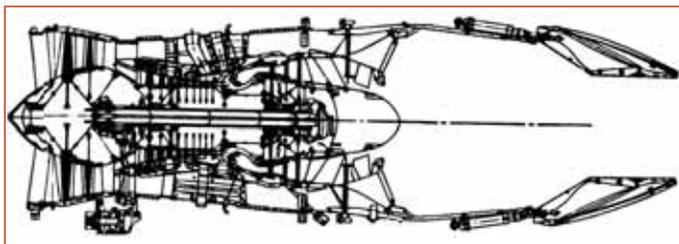


Рисунок 1.44 - Конструктивная схема ТРДДФ F101-GE-102

ально. Ротор стальной, барабанно-дискового типа, изготовлен с применением сварки трением. Диски из никелевого сплава DA-718. Корпус компрессора с продольным разъемом, передняя секция корпуса литая из титана, задняя - из стали.

**Камера сгорания** кольцевая, короткая. Смесеобразующее устройство, с непосредственным впрыском топлива. Внешняя стенка жаровой трубы состоит из трёх сварных кольцевых секций, изготовленных раскаткой из никелевого сплава. Секции подвергаются электроэрозионной и механической обработке для придания им окончательной формы. Охлаждающие отверстия выполнены лазерным сверлением. В отличие от двигателя F101-GE-100 осуществлена тепловая защита камеры. Корпус камеры сгорания выполнен из раскатанных кольцевых секций.

**Турбина компрессора** одноступенчатая, высоко нагруженная. Рабочие и сопловые лопатки полые, с конвективно-плёночным охлаждением. Отверстия плёночного охлаждения диаметром 0,254 - 0,875 мм в рабочих и сопловых лопатках выполнены лазерным сверлением. Рабочие лопатки изготовлены из усовершенствованного никелевого сплава DSR8011 с направленной кристаллизацией. Организация плёночного охлаждения позволяет снизить температуру в зоне выходной кромки рабочих лопаток примерно на 110°C. Температура газа перед турбиной на взлётном режиме снижена на 33°C по сравнению с двигателем F101-GE-100. Этот запас позволяет увеличить взлётную тягу на 4% без ухудшения долговечности. Диски изготовлены из никелевого сплава DA-718, а в двигателях третьей партии (начиная с сорок второго) вновь применён порошковый никелевый сплав Rene 95. Кожух турбины состоит из сегментов и охлаждается для управления радиальными зазорами. Межремонтный ресурс, согласно требованиям ВВС США, составлял 3000 ч.

**Турбина вентилятора** - двухступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие лопатки первой ступени изготовлены из усовершенствованного никелевого сплава DSR8011 с направленной кристаллизацией. Рабочие лопатки с бандажными полками и заменяются индивидуально, сопловые лопатки второй ступени - сегментными группами.

**Форсажная камера** - общая, со смешением потоков наружного и внутреннего контуров. Смеситель потоков лепесткового типа. Смешение происходит в сечении расположения стабилизаторов пламени. Воспламенение топлива начинается с внутреннего кольца стабилизаторов пламени. Наличие радиальных стабилизаторов в потоке внутреннего контура улучшает запуск камеры и устойчивость горения в высотных условиях. Обеспечивается плавное и непрерывное возрастание температуры во всем диапазоне увеличения степени форсирования.

По сравнению с двигателем F101-GE-100 в форсажной камере двигателя F101-GE-102 устранены низкочастотные пульсации давления, возникавшие в результате неоптимального смесеобразования в наружном и внутреннем контурах. Эта проблема была решена путём перераспределения топлива и установкой за распылителями смесителей топлива и воздуха.

**Реактивное сопло** сверхзвуковое, регулируемое. Оно состоит из двенадцати перекрывающихся створок без уплотнений. Сопло двигателя F101-GE-100 имело 8 створок с уплотнениями. Уплотнения преждевременно изнашивались и требовали более частого технического обслуживания. Число деталей сопла сокращено, что позволило уменьшить его массу на 38,5 кг. Для управления соплом используются шесть силовых приводов вместо восьми для сопла ТРДДФ F101-GE-100. Сопло рассчитано на большую долговечность.

**Система управления** гидромеханическая с электронным корректором. В отличие от двигателя F101-GE-100 введено устройство, контролирующее перемещение РУД, так как РУДы четырёх двигателей бомбардировщика В-1А автоматически перемещались более часто, чем предполагалось при полётах на малой высоте над различными рельефами местности.

**Эксплуатационная технологичность.** Для обеспечения высокой степени эксплуатационной готовности стратегического бом-

бардировщика предусмотрена возможность использования системы централизованного комплексного контроля, позволяющей периодически проверять техническое состояние двигателя и определять тенденции изменения его параметров.

**Этапы развития двигателя F101:**

**Июнь 1970 г.** Выдача заказа ВВС США на разработку двигателя F101-GE-100.

**Апрель 1972 г.** Испытание первого двигателя F101-GE-100.

**1973 г.** Предлётное испытание двигателя F101-GE-100.

**Декабрь 1974 г.** Первый полёт бомбардировщика В-1 с ТРДДФ F101-GE-100.

**Август 1970 г.** Завершение испытания двигателя F101-GE-100 по программе "Проверка изделия". Начало непрерывной технической доводки (CED) двигателя F101-GE-100.

**Ноябрь 1976 г.** Разрешение на производство бомбардировщика В-1. Выдача заказа на производство ТРДДФ F101-GE-100.

**Июнь 1977 г.** Приостановка производства бомбардировщика В-1.

**Март 1981 г.** Завершение непрерывной технической доводки двигателя F101-GE-100.

**Апрель 1981 г.** Завершение программы лётных испытаний бомбардировщика В-1В.

**Октябрь 1981 г.** Рекомендация президента США о производстве бомбардировщика В-1В. Начало доводки ТРДДФ F101-GE-102 по полной программе (FSD).

**Февраль 1982 г.** Выдача заказа на выполнение доводки двигателя F101-GE-102 по полной программе.

**Апрель 1982 г.** Получение заказа на производство ТРДДФ F101-GE-102.

**Лето 1983 г.** Завершение 150-часовых испытаний на высотном стенде.

**Сентябрь 1983 г.** Завершение доводки двигателя F101-GE-102 по полной программе. Поставка первого серийного двигателя F101-GE-102.

С самого начала программа F101 была ориентирована на технологию, которая снижала воздействие выхлопных газов и шума и улучшала топливную экономичность. Двигатель малодымный, общее количество выбрасываемых в атмосферу веществ из него значительно меньше, чем у других реактивных двигателей. Вследствие достаточно высокой степени двухконтурности он имеет относительно слабое инфракрасное излучение. Уровень шума двигателя F101 на нефорсированном режиме сравним с уровнем шума двигателей гражданских самолётов.

Также были усовершенствованы многие технологические процессы изготовления двигателя. В производстве деталей использовалась штамповка, литье корпусных деталей, прокатка кольцевых секций и лазерное сверление.

В 1982 г. фирма General Electric выполнила лазерным сверлением около 4 млн. охлаждающих отверстий в турбинных лопатках. К середине 80-х годов это число достигло 25 - 30 млн. отверстий в год. Основное преимущество данного способа заключается в его большой гибкости, скорости и чистоте обработ-

ки по сравнению с электроэрозионным способом или сверлением электронным лучом.

Первый серийный двигатель F101-GE-102 был поставлен ВВС в начале октября 1983 г. Фирма General Electric и командование авиационных систем оружия ВВС США затратили на его исследования, разработку, испытания и производство более 13 лет (включая работы по исходному варианту F101-GE-100). Для 100 бомбардировщиков В-1В было изготовлено 469 двигателей, закупка которых была завершена в декабре 1987 г.

Руководитель программы разработки двигателя F101 отметил, что фирма General Electric выполнила обязательство перед ВВС США по указанному двигателю и внесла существенный вклад в создание бомбардировщика В-1В в установленные сроки без превышения бюджетных ассигнований. Основная причина этого связана с использованием программы ускоренных испытаний АМТ (Accelerated Mission Test), предусматривавшей испытания в условиях, максимально приближенных к реальным.

Испытания по программе АМТ были проведены в объёме, соответствующем 10 годам эксплуатации самолёта В-1В. Нарботка двигателя составила около 800 ч, из них более половины - на максимальном режиме. Число включений форсажной камеры составляло 4713, число полных "термических циклов" работы (под термическим циклом работы понимается последовательный перевод двигателя с режима малого газа на максимальный режим и обратно) двигателя - 9427. Объём испытаний в высотной камере составил 150 ч. Отмечается, что ТРДДФ F101-GE-102 могут запускаться друг от друга и таким образом самолёт В-1В может быть подготовлен к взлёту с помощью любой из двух бортовых ВСУ, размещённых в передней части спаренной gondoly двигателей и аналогичных применённым на самолёте В-1А, без аэродрожного пускового устройства.

Двигатели оптимизированы на работу при скорости полёта, соответствующей числу М=0,8 на малых высотах. При скорости полёта, соответствующей числу М=1,2, восстановление в них давления резко ухудшается, хотя тяга двигателя достаточна для разгона самолёта до скорости, превышающей число М= 1,2.

Возникшая в ходе лётных испытаний самолёта В-1В проблема, связанная с повреждениями двигателя из-за попадания в него посторонних предметов, решалась поэтапным (три этапа) изменением конструкции: первый этап включал изучение принятого временного положения установки перепускных створок, в которых для крепления использованы болты наибольшего диаметра, дополнительные шайбы и безопасные расчалные крепе-

**Таблица 14 - Основные параметры двигателей F101-GE-100 и F101-GE-102 [15, 19, 21, 24]**

Применение	North American Rockwell	
	F101-GE-100	F101-GE-102
Двигатель	F101-GE-100	F101-GE-102
$P_{ф}$ , кН (кгс)	136,5 (13900)	136,9 (13974)
$C_{уд.ф}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	224,4 (2,2)	251 (2,46)
$P_{взл.}$ кН (кгс)	-	77,4 (7900)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	56,1 (0,55)	57,3 (0,56)
$C_{уд.кр}$	-	-
$G_v$ , кг/с	159	161,5
$T_{гг}$ , К	1647	1672
$m$	2	1,91
$\pi_{к\Sigma}$	26,8	26,8
$\pi_0$	>2	2,31
$n_{вд}/n_{нд}$	-	-
$M_{двр}$ , кг	1995	2018
$l_{двр}$ , м	4,595	4,59
$D_{двр}$ , м	1,400	1,402
$D_{вхг}$ , м	1,070	1,135
Год начала стендовых испытаний	1972	1982
Годы начала производства	1970	1983

**Таблица 13 - Основные параметры самолётов Rockwell В-1А и В-1В [18, 19, 23]**

Разработчик	North American Rockwell	
	В-1А	В-1В
Самолёт	В-1А	В-1В
Первый полёт, г.	1974	1980
Изготовлено, шт.	4	100
Масса пустого, кг.	64860	87090
Максимальная взлётная масса, кг.	176800	216365
Масса боевой нагрузки, кг.	34020	60700
Силовая установка	4xТРДДФ General Electric F101-GE-100	4xТРДДФ General Electric F101-GE-102
Максимальная скорость км/ч.	2300	1328
Дальность, км	9817	12000
Потолок, м.	18900	18290

ния. На втором этапе предлагалось оборудовать датчиками гондолы двигателей самолёта В-1А № 1 для более тщательного изучения аэродинамических условий в каналах воздухозаборников, в которых работают створки. Результаты лётных испытаний должны были определить, оставлять ли постоянным принятое временное положение створок. Параллельно фирма Rockwell осуществляла третий этап - изменение конструкции створок, изготавливая их в виде монолитных отливок с небольшим количеством отдельных деталей [17 - 23].



Рисунок 1.45 - Сопла двигателей F101-GE-102, установленных на самолёте В-1В

Разрабатывались следующие модификации самолётов В-1: **В-1А** (произведено 4 машины). Версия, построенная по изначальному техзаданию, с регулируемыми воздухозаборниками и максимальной скоростью полёта  $M = 2,2$ . В качестве системы спасения экипажа устанавливалась одна катапультируемая капсула, в которой самолёт покидали все четыре члена экипажа вместе.

**В-1В** (произведено 100 машин). Пересмотренный вариант В-1, с применением технологий радиолокационной малозаметности и максимальной скоростью  $M = 1,25$ . Реализована концепция самолёта маловысотного прорыва ПВО посредством возможности полёта на сверхмалых высотах с огибанием рельефа местности. Для спасения экипажа используется система из четырёх индивидуальных катапультируемых кресел ACES II, над каждым из которых расположен свой персональный аварийный люк. Во время полёта каждый член экипажа зафиксирован в своём кресле и может катапультироваться независимо от остальных. Покинуть В-1В одновременно всем экипажем невозможно; предусмотрено поочерёдное катапультирование: сначала сидящие сзади операторы вооружения и оборонных систем, затем пилоты - чтобы члены экипажа не могли врезаться друг в друга. За время использования персональные катапультируемые кресла ACES II доказали свою надёжность и низкий уровень травмирования человека при катапультировании.

**В-1R** (проект, R - обозначает "региональный"). Вариант, выдвинутый в качестве модернизации В-1В. В-1R должен получить новые РЛС, ракеты класса воздух-воздух и новые двигатели Pratt & Whitney F119. Предположительно, данный вариант самолёта будет иметь максимальную скорость  $M=2,2$ , но дальность полёта будет на 20% меньше, чем у предшественника.

### 1.3.8. Семейство F404-GE-400

Как отмечено в разделе 1.3.2, компания General Electric на базе газогенератора-демонстратора GE1 в 1964 г. создала двигатель-демонстратор GE9, ставший основой для разработки ТРДДФ YJ101 для самолёта Northrop YF-17.

Дальнейшим развитием этого двигателя, стал ТРДДФ F404-GE-400 (рисунок 1.46), разработанный на основе ТРДДФ YJ101 с использованием наиболее совершенных технических реше-



Рисунок 1.46 - Конструктивная схема ТРДДФ F404-GE-400



Рисунок 1.47 - F/A-18 Hornet

ний, заложенных в конструкцию ТРДДФ F101 и перспективного газогенератора ATEGG.

Двигателем F404-GE-400 оснащён самолёт McDonnell Douglas F/A-18 Hornet (рисунки 1.47, 1.48).



Рисунок 1.48 - Схема расположения двигателей на самолёте F/A-18 Hornet

Заводское обозначение самолёта - Model 267, современное обозначение - F/A-18 (F/A- fighter attack - истребитель-штурмовик) - американский палубный истребитель-бомбардировщик и штурмовик, разработанный в 1970-х годах.

Основным подрядчиком по производству самолёта является компания McDonnell Douglas. Компания Northrop участвовала в его разработке (доля 30%) и в производстве (доля 40%).

В настоящее время является основным боевым самолётом ВМС США. Этот самолёт состоит на вооружении ряда стран Европы и Азии, применялся в военных операциях в Ливии, Ираке, Югославии.

Первый полёт F/A-18 Hornet совершил 18 ноября 1978 г. Первый серийный самолёт поднялся в воздух 12 апреля 1980 г., а в мае новые машины начали поступать в ВМС (рисунки 1.49, 1.50).

После снятия с вооружения штурмовиков А-6 в 1990-х гг. F/A-18 остался единственным специализированным ударным самолётом ВМС, а после завершения эксплуатации истребителей F-14 в 2006 г. он остался единственным боевым самолётом, базирующимся на американских авианосцах до вступления в строй истребителей F-35 Lightning II.



Рисунок 1.49 - Взлёт пары F/A-18 с палубы авианосца, на которой видны F/A-18и F-14



Рисунок 1.50 - Посадка F/A-18 на палубу авианосца

Силовая установка самолёта состоит из двух двигателей F404-GE-400 модальной конструкции, разработанных фирмой General Electric специально для F/A-18.

Двигатели разделены титановой противопожарной перегородкой. Тяга одного двигателя достаточно для возвращения самолёта на свою базу.

Таблица 15 - Основные параметры самолёта F/A-18 Hornet [6, 7, 26 - 30]

Разработчик	McDonnell Douglas
Первый полёт, г.	1980
Изготовлено, шт.	>2000
Масса пустого, кг.	10455
Максимальная взлётная масса, кг.	25400
Масса боевой нагрузки, кг.	-
Силовая установка	2xТРДДФ General Electric F404-GE-400
Максимальная скорость км/ч.	1915
Боевой радиус, км	720
Потолок, м.	15240

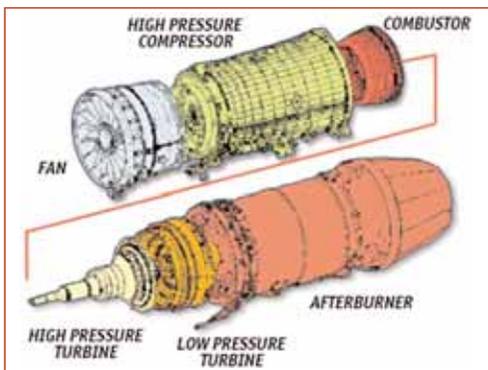


Рисунок 1.51 - Модули ТРДДФ F404-GE-400

F404-GE-400 является двухроторным турбовентиляторным двигателем модальной конструкции с форсажной камерой (рисунок 1.51).

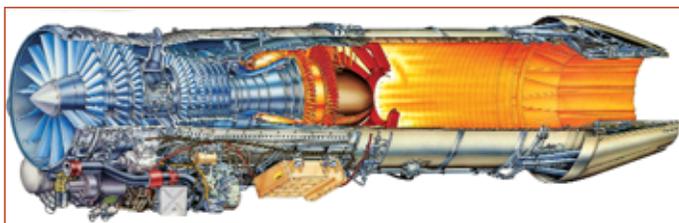


Рисунок 1.52 - Конструктивная схема ТРДДФ F404-GE-400



Рисунок 1.53 - Изменения в конструкции ТРДДФ F404-GE-400 по сравнению с YJ101

Элементы конструкции ТРДДФ F404-GE-400 (рисунки 1.52 - 1.56) [4, 20, 26 - 30]:

Воздухозаборники самолёта F/A-18- боковые полукруглые нерегулируемые, расположены под корневыми наплывами крыла. Отсекатель пограничного слоя выступает перед каждым воз-

духозаборником примерно на 1 м и отводит пограничный слой фюзеляжа, направляя его вверх и вниз от воздухозаборника. Непосредственно перед воздухозаборником отсекается имеет перфорацию, через которую отводится собственный пограничный слой отсекающего. Плоскость отсекающего составляет угол 5° с направлением невозмущенного потока и обеспечивает предварительное сжатие воздуха при сверхзвуковой скорости полёта.

**Вентилятор** - трёхступенчатый. В направляющем аппарате первой ступени вентилятора первоначально применялись поворотные лопатки, а потом от этого отказались. Рабочие лопатки сплошные, широкохордовые, изготовлены из титанового сплава. Рабочие лопатки первой ступени снабжены антивибрационными полками, расположенными на среднем радиусе. Диаметр вентилятора F404-GE-400

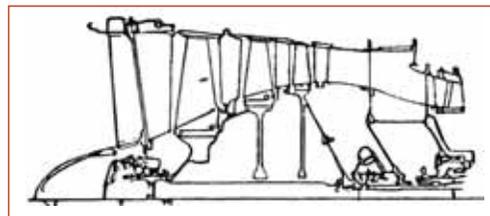


Рисунок 1.54 - Вентилятор F404-GE-400

по сравнению с диаметром вентилятора ТРДДФ YJ101 был увеличен на 23 мм, а его масса - на 10,5 кг - вследствие удлинения лопаток всех трёх ступеней.

**Компрессор** - семиступенчатый. Срыв потока не отмечался даже при резких перемещениях РУД из положения, соответствующего режиму полётного малого газа (при скорости полёта 220 км/ч), в положение режима максимальной форсированной тяги и обратно.

**Камера сгорания** - кольцевая, компактная, бездымная, диаметром 584 мм, длиной 330 мм и массой 64,4 кг. Жаровая труба изготовлена из механически обработанных колец.

**Турбина компрессора** - одноступенчатая. Её сопловые и рабочие лопатки имеют конвективно-плёночное охлаждение. Диски турбины изготовлены из жаропрочного порошкового сплава Rene 95, рабочие лопатки - монокристаллические.

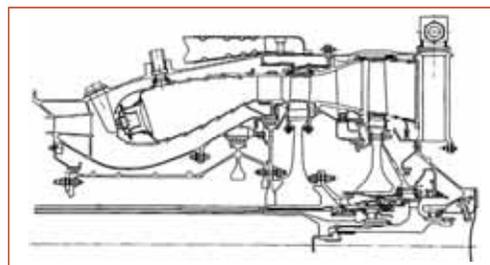


Рисунок 1.55 - Камера сгорания и турбина F404-GE-400

**Турбина вентилятора** - одноступенчатая. Рабочие лопатки с конвективным охлаждением. Сопловые лопатки спаяны парно. Диаметр турбины по сравнению с диаметром турбины ТРДДФ YJ101 увеличен на 10 мм, а её масса - на 6,4 кг. Рабочие лопатки турбины усовершенствованы с целью повышения эффективности демпфирования колебаний и имеют утолщенную корневую часть.

**Форсажная камера** имеет смеситель потоков наружного и внутреннего контуров, ультрафиолетовый сигнализатор пламени и соответствующую логическую цепь управления для предотвращения жёсткого запуска. Форсажная камера имеет удовлетворительные характеристики запуска на высоте до 13 700 м и скорости полёта до 280 км/ч. Степень форсирования равна 1,55. Диаметр камеры на 58 мм больше, чем у двигателя YJ101.

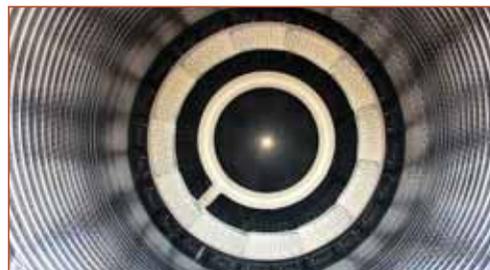


Рисунок 1.56 - Вид на форсажную камеру со стороны сопла

При доводке для подавления высокочастотных поперечных коле-

баний на режиме полного форсирования при богатой смеси изменены конфигурация и расположение отверстий в антивибрационном экране форсажной камеры.

**Силовая система.** Двигатель имеет три силовых корпуса, три опоры и пять подшипников (рисунок 1.57).

**Реактивное сопло** - сверхзвуковое, регулируемое. Диаметр сопла по сравнению с диаметром сопла двигателя YJ101 увеличен

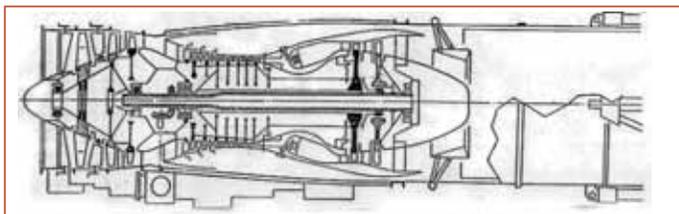


Рисунок 1.57 - Конструктивная схема F404-GE-400

на 63,5 мм. Створки сопла перемещаются гидравлическим механизмом. Регулирование сопла осуществляется в зависимости от числа Мп. Соотношение площадей сопла составляет 1,62 (рисунки 1.58, 1.59).



Рисунок 1.58 - Вид на двигатели F404-GE-400 со стороны сопла

Масса форсажной камеры и сопла по сравнению с двигателем YJ101 была увеличена на 23,1 кг.

**Система управления** - электронно-гидромеханическая.

**Масляная система** - циркуляционная. Предусмотрены три масляные полости опор.



Рисунок 1.59 - Результат попадания ракеты ПЗРК "Стрела-2" в сопло левого двигателя F/A-18 в ходе "Войны в заливе" (1991 г.). Самолёт, серийный №164051 вернулся на базу и был отремонтирован [30]

станции, подачи воздуха от работающего двигателя к воздушно-турбинному стартеру на неработающем двигателе и встречного запуска при выбеге ротора.

**Материалы.** С целью повышения работоспособности двигателя в условиях морского климата его передний корпус изготовлен из сплава Inco718, а для изготовления коробки приводов использован алюминиевый сплав.

**Надёжность.** Время между отказами двигателей F404-GE-400, использованных при осуществлении программы доводки истребителя F-18, приблизилось к 300 ч. при достижении двигателями общей наработки 10 000 ч. в апреле 1980 г. В тот период техническими требованиями время наработки между отказами к моменту достижения такой общей наработки предусматривалось равным 75 ч.

В январе 1980 г. F404-GE-400 проходил 1000-часовое ускоренное эксплуатационное испытание (AST - Accelerated Service Test), подтвердившее надёжность двигателя в полёте и его

эксплуатационную технологичность.

Во время испытаний производилось измерение количественных показателей надёжности и обслуживаемости двигателя.

Двигатель

содержит систему контроля состояния двигателя в полёте (IECMS), которая фиксирует критические неисправности и отслеживает срок службы деталей.

В отсеке силовой установки имеются системы обнаружения и тушения пожара.

**Ресурс.** Межремонтный ресурс двигателя в начальный период эксплуатации составлял 1500 ч. Межремонтный ресурс доведенного двигателя равен 3000 ч.

**Обслуживание.** Удобство обслуживания F404 обеспечивается возможностью разборки двигателя на шесть блоков-модулей, наличием одиннадцати лючков для бороскопического осмотра, применением устройств диагностики, расположением агрегатов в нижней части двигателя, исключением возможности неправильного соединения штепсельных разъёмов, отсутствием проволочных контровок крепежных деталей, взаимозаменяемостью левого и правого двигателей, возможностью обслуживания двигателя как в вертикальном, так и в горизонтальном положениях, отсутствием необходимости в балансировке при замене модулей. Двигатель может быть заменен бригадой из четырех механиков за 21 мин. (рисунки 1.60 - 1.62, 1.72).

Во время демонстрации обслуживаемости двигателя, проведенной в конце 1979 г., время, затраченное на его техническое обслуживание, было значительно меньше нормативного.

Время необходимое для замены запчастей составляет: вентилятор - 2,3 часа силами 3-х человек; КВД - 12,6 часа силами 3-х человек; - камера сгорания - 6,9 часа силами 2-х человек; ТВД - 6 часов силами 3-х человек; ТНД - 3 часа силами 2-х человек; форсажная камера - 1 час силами 3-х человек.

К 2010 г. было изготовлено более 4000 двигателей, которые имели общий налёт более 12 млн. часов. В соответствии с решени-



Рисунок 1.61 - а) - ремонтная бригада на борту авианосца Kitty Hawk перед установкой двигателя F404 на истребитель F/A-18. б) - монтаж двигателя

ем, принятым ВМС США в 1985 г., в производстве TRDDF F404 на своих заводах по технологии фирмы General Electric участвует компания Pratt-Whitney.



Рисунок 1.60 - Испытание F404-GE-400 на борту авианосца



Рисунок 1.62 - Двигатель F404 на борту авианосца Abraham Lincoln

Двигатель F404-GE-400 также применялся на экспериментальных самолётах: Grumman X-29A с обратной стреловидностью (рисунок 1.63) и сверхманевренном Rockwell-Messerschmitt-Belkow-Blohm X-31A (рисунок 1.64).

Два построенных самолёта Grumman X-29A проходили лётные испытания по программам NASA и ВВС США. Первый полёт самолёта состоялся в 1984 г. Программа испытаний первого самолёта была завершена 2 декабря 1988 г. после выполнения 254 полётов, второго самолёта - 30 сентября 1991 г., после выполнения 120 полётов. Оба самолёта в настоящее время находятся на консервации в лётно-исследовательском центре им. Драйдена (Dryden) [44, 45].

На самолётах X-31A была применена система отклонения вектора тяги двигателя с использованием трёх поворотных газовых рулей, установленных за соплом двигателя (рисунок 1.65). Рули были изготовлены из материала углерод-углерод с теплозащитным покрытием и имели стальные вкладыши для цапф привода. Эта система позволяла отклонять струи выходящих газов в любом направлении на угол до 10° относительно продольной оси двигателя с обеспечением поперечной составляющей силы тяги до 17 % от величины полной силы тяги. Отклонение вектора тяги использовалось не только для управления по тангажу и рысканью, но и как воздушный тормоз самолёта.

Первый полёт X-31 совершил с испытательного аэродрома фирмы Rockwell в Палмделе (Palmdel) 11 октября 1990 г., вторая машина начала летать 19 января 1991 г. В январе 1992 г. оба самолёта X-31A перевели из Палмдела в центр Эдвардса (Edwards), чтобы использовать испытательную инфраструктуру, которую предоставила NASA. В апреле начались полёты при постоянно увеличивающихся углах атаки на закритических режимах. В итоге в сентябре того же года получили уникальный режим: стабильный полёт при угле тангажа 70° (углом атаки это уже назвать трудно) - причём пилот разворачивал машину практически на 360°.

Стало ясно, что истребитель, обладающий системой изменения вектора тяги, сможет ориентироваться на цель без изме-



Рисунок 1.63 - Экспериментальный самолёт Grumman X-29A



Рисунок 1.64 - Экспериментальный самолёт Rockwell-MBB X-31A: а) - в полёте; б) - монтаж газовых рулей



Рисунок 1.65 - Система отклонения вектора тяги двигателя на самолёте X-31A: а) - вид сбоку; б) - вид со стороны сопла ТРДД F404-GE-400

нения траектории полёта, сумеет раньше, чем машина обычной схемы, занять выгодное положение для атаки в ближнем бою.

Таблица 16 - Основные параметры самолётов X-29A и X-31A [44 - 47]

Разработчик	Grumman	Rockwell-MBB
Самолёт	X-29A	X-31A
Первый полёт, г.	1984	1990
Изготовлено, шт.	2	2
Масса пустого, кг.	6250	5175
Максимальная взлётная масса, кг.	8074	7228
Масса боевой нагрузки, кг.	-	-
Силовая установка	1хТРДДФ General Electric F404-GE-400	1хТРДДФ General Electric F404-GE-400
Максимальная скорость км/ч.	1932	2752
Боевой радиус, км	-	-
Потолок, м.	16670	12190

### Модификации двигателя F404-GE

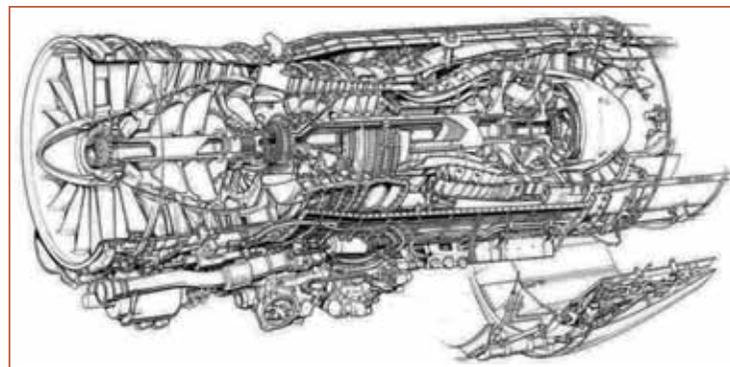


Рисунок 1.66 - Схема F404 с частичным вырезом

Таблица 17 - Основные параметры двигателей F404-GE-400, F404-GE-400D и F404-GE-402 [4, 17, 26 - 31, 41]

Применение	McDonnell Douglas F/A-18A/B Hornet	A-6F, A-4-S1, F-19A	McDonnell Douglas F/A-18C/D Hornet
Двигатель	F404-GE-400	F404-GE-400D	F404-GE-402
$P_{ф}$ , кН (кгс)	70,7 (7260)	6/ф	78,7 (8014)
$C_{уд.ф}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	204 (2,0)	6/ф	177 (1,74)
$P_{взл.}$ кН (кгс)	47,1 (4800)	48,1 (4900)	48,9 (4980)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	86,7 (0,85)	82,0 (0,804)	83 (0,814)
$C_{уд.кр}$	-	-	-
$G_b$ , кг/с	64,4	64,4	-
$T_r$ , К	1656	1603	1717
$m$	0,34	0,34	0,34
$\pi_{к\pi}$	25	-	26
$\pi_v$	-	-	-
$n_{вд}/n_{нд}$	-	-	-
$M_{дв}$ , кг	989	814	1035
$L_{дв}$ , м	4,033	2,26	3,90
$D_{дв}$ , м	0,884	0,884	0,89
$D_{вх}$ , м	-	0,787	-
Год начала стендовых испытаний	1977	1986	2003
Годы начала производства	1980	-	-

Двигатель F404-GE-400D отличается от ТРДД F404-GE-400 отсутствием форсажной камеры, разными узлами крепления, наличием гидромеханической и цифровой электронной САУ [17, 31].

Система управления состоит из полностью заменяющих друг друга гидромеханической и цифровой электронной систем.

Комплексные квалификационные испытания начались в 1986 г., лётные испытания - в 1987 г.

**Применение: самолёт А-6F.**

Grumman A-6F Intruder II ("незванный гость") - вариант радикальной модернизации американского всепогодного палубного штурмовика А-6Е (рисунок 1.67), предложенный в середине 1980-х гг. Первый полёт был совершён в августе 1987 г.

Этот самолёт должен был заменить старый Intruder с турбореактивными двигателями Pratt & Whitney J52-P-8А на вариант с турбовентиляторными бесфорсажными двигателями General Electric F404-GE-400D, что обеспечивало существенное увеличение мощности и улучшение топливной экономичности. Было построено пять опытных самолётов, после чего ВМС США отказались от этого варианта, предпочтя ему разработанный по технологии "стелс" перспективный штурмовик А-12 Avenger II [48].



Рисунок 1.67 - Grumman A-6E, прототип А-6F Intruder II

**F404-GE-402 / 102**  
(рисунки 1.68, 1.71, 1.72).

Двигатель с улучшенными характеристиками (ЕРЕ) имеет большую тягу, улучшенную топливную экономичность

и расширенные возможности выполнения полётов для самолётов F/A-18C/D Hornet (рисунки 1.69, 1.70). Он сохраняет проверенные конструктивные решения базового F404, в то же время обеспечивает повышенную тягу за счёт улучшенного термодинамического цикла и повышенной температуры. Эти улучшения характеристик без потери долговечности стали возможными благодаря применению новейших технологий и материалов в турбинной и форсажной частях двигателя [4, 34].

F/A-18В и F/A-18D - двухместные модификации одноместных истребителей-бомбардировщиков F/A-18А и F/A-18С, соответственно. Самолёты предназначены для ВМС и корпуса морской пехоты США



Рисунок 1.68 - F404-GE-402



Рисунок 1.69 - F/A-18C Hornet швейцарских ВВС



Рисунок 1.71 - Работа двигателей на форсажном режиме



Рисунок 1.70 - F/A-18D Hornet



Рисунок 1.72 - Подготовка к испытаниям ТРДДФ F404-GE-402 на палубе авианосца

**Двигатели семейства F404 в основном применялись на различных модификациях самолётов F-18:**

Таблица 18 - Основные параметры самолётов F/A-18C/D Hornet [6, 7, 28 - 30, 38]

Разработчик	McDonnell Douglas	
	F/A-18C Hornet	F/A-18D Hornet
Самолёт	F/A-18C Hornet	F/A-18D Hornet
Первый полёт, г.	1986	1987
Изготовлено, шт.	>2000	1479
Масса пустого, кг.	10455	10800
Максимальная взлётная масса, кг.	25400	25400
Масса боевой нагрузки, кг.	-	-
Силовая установка	2xТРДДФ General Electric F404-GE-402	2xТРДДФ General Electric F404-GE-402
Максимальная скорость км/ч.	1915	1950
Боевой радиус, км	720	740
Потолок, м.	15240	15240

**YF-18A** - опытный истребитель.

**F/A-18A** - одноместный истребитель-бомбардировщик. Для ВМС и КМП (корпус морской пехоты) США построен 371 самолёт (1980-1987 гг.).

**F/A-18B** (прежнее обозначение TF-18A) - двухместный учебно-боевой вариант самолёта F/A-18A. Для ВМС и КМП США построено 39 серийных F/A-18B.

**F/A-18C** - одноместный многоцелевой истребитель с усовершенствованным БРЭО и вооружением. Первый полёт - 3 сентября 1986 г., поставки начались 21 сентября 1987 г. и закончились в 2000 г. С конца 1989 г. выпускается в модификации "NightAttack" с оборудованием для всепогодных ночных ударов.

**F/A-18D** - двухместный вариант самолёта F/A-18C. Первый полёт - 6 мая 1988 г. Поставки начались в декабре 1989 г. и закончились в сентябре 2000 г. Выпускается с оборудованием для всепогодных ночных ударов. Модификация для КМП производится без командного поста управления самолётом в задней кабине и предназначена для выполнения только боевых задач, тогда как модификация для ВМС имеет двойное управление и используется только для тренировочных задач.

**F/A-18E Super Hornet** - модернизированная версия самолёта.

**F/A-18F Super Hornet** - двухместный учебно-боевой вариант.

**CF-18A и B** - одно- и двухместные варианты для ВВС Канады. Первый полёт - 29 июля 1982 г., поставлено 138 самолётов, из них 40 CF-18B - с 25 октября 1982 г. по 21 сентября 1988 г.

**AF-18A и ATF-18A** - одно- и двухместные варианты для ВВС Австралии. Было заказано 75 самолётов, в том числе 57 AF-18A и 18 ATF-18A, из них первые два были получены из США, остальные собраны или построены по лицензии и поставлены с мая 1985 г. по май 1990 г.

**EF-18** - одноместный (испанское обозначение С. 15) и двухместный (СЕ. 15) варианты для ВВС Испании. Поставлено 72 самолёта с лета 1986 г. по июнь 1990 г.

**F/A-18D(RC)** - двухместный разведчик с контейнерной системой ATARS. Летные испытания F/A-18 с разведывательным оборудованием начались 15 августа 1984 г. Серийно не строился.

**F-18L** - вариант наземного базирования. Серийно не строился.

**F-18 HARV** - экспериментальный самолёт для исследований в 1987-1994 гг. полётов на больших углах атаки, системы управления вектором тяги с использованием периферийных рулей и новых способов управления самолётом на больших углах атаки (с помощью расположенных в носовой части фюзеляжа поворотных гребней или системы выдува струй).

**F404-GE-100.** Предназначен для однодвигательного истребителя Northrop F-5G, в 1982 г. получившего обозначение F-20 Tigershark (рисунок 1.73). При его разработке ставилась задача получить надёжность однодвигательного истребителя Northrop F-20 Tigershark, равную надёжности двухдвигательного истребителя McDonnell Douglas F/A-18 Hornet.

По сравнению с двигателем F404-GE-400, ТРДД F404-GE-100 имеет следующие особенности [25, 36].

**Компрессор.** Изменена геометрическая форма регулируемых НА, что позволило увеличить на 3% расход воздуха через газогенератор и улучшить характеристики двигателя.

**Камера сгорания** получила дублирующую систему зажигания, питаемую от бортовой аккумуляторной батареи.

**Турбина компрессора.** Диски турбины изготовлены из сплава Inconel DA-718 вместо сплава Rene 95. С целью повышения долговечности рабочие лопатки изготовлены из сплава DSR80 с направленной кристаллизацией.

**Привод агрегатов.** Добавлена вторая коробка приводов с гидравлическим насосом и электрогенератором для аварийного питания соответствующих самолётных систем.

**Топливная система** имеет шестерённый топливный насос повышенной надёжности.

**Система управления** - дублированная, состоит из полностью заменяющих друг друга гидромеханической и цифровой электронной систем.

**Система диагностики** - регистрирует время запуска, длительность работы на различных режимах, температуру в нескольких местах двигателя и частично температурные циклы для определения срока службы элементов двигателя. Счётчик временной и циклической наработки регистрирует изменение некоторых параметров двигателя для контроля износа основных элементов. В случае неисправности какой-либо части системы, электронный цифровой блок берёт на себя выполнение диагностических функций при использовании установленных на корпусе восьми пронумерованных флажков, соответствующих определённым дефектам. При возникновении дефекта механик по сочетанию порядковых номеров флажков определяет процедуру выявления и устранения неисправностей. Этот блок обрабатывает все параметры, отражающие состояние двигателя во время полёта и наземных испытаний.

Программа F-20 была закрыта в ноябре 1986 г. Менеджеры фирмы попытались продать документацию на самолёт и технологическую оснастку Тайваню, однако эту сделку пресёк Госдепартамент США, не желавший портить отношения с континентальным Китаем [37].

На сегодняшний день единственным сохранившимся самолётом является третий Tigershark. Самолёт, никогда не принадлежавший правительству США, был подарен расположенному в Выставочном парке (Exposition Park Drive) Лос-Анджелеса Калифорнийскому научному центру (California Science Center). Сегодня самолёт выставлен в галерее прототипов (Sketch Foundation Gallery) этого центра.

**F404-GE-100D** - бесфорсажный вариант F404, разработанный для самолёта A-4SU Super Skyhawk (рисунок 1.74) - модернизированный вариант штурмовика Douglas A-4S Skyhawk (рисунок 1.74), осуществленный Singapore Aircraft Industries (SAI,



Рисунок 1.73- F-20 Tigershark

ныне ST Aerospace) в 1980-х гг. Он использовался как истребитель-бомбардировщик ВВС Республики Сингапур (RSAF), с 1989 по 2005 гг.

Самолёты **A-4SU/TA-4SU**, ставшие глубокой модернизацией A-4S-1, предназначались исключительно для ВВС Сингапура (RSAF). Они оснащались бесфорсажным двигателем и современным электронным оборудованием. В середине 1980-х годов был проведён первый этап модернизации сингапурских A-4, получив-

ших двигатели General Electric F404-GE-100D (A-4S-1). На втором этапе модернизации в 1988 г. была установлена новая авионика; эти самолёты (A-4SU и TA-4SU) получили обозначение Super Skyhawk[42].

Двигателем **F404-GE-102** (рисунок 1.76, 1.77), являющимся модификацией двигателя F404-GE-402, оснащён однодвигательный лёгкий учебно-боевой истребитель T-50 Golden Eagle (рисунок 1.78), производимый Korea Aerospace Industries (KAI) и Lockheed Martin для ВВС Республики Корея (ROKAF). Поскольку этот самолёт использует один двигатель, надёжность и безопасность являются



Рисунок 1.74 - A-4S с F404-GE-100D [43]



Рисунок 1.75- A-4SU Super Skyhawk взлетает с авиабазы Korat (Корат), Таиланд

Таблица 19 - Основные параметры двигателей F404-GE-100 и F404-GE-100D[25, 34 - 37,41]

Применение	Nortrop F-20 Tigershark	A-4SU Super Skyhawk
Двигатель	F404-GE-100	F404-GE-100D
P <sub>фр</sub> , кН (кгс)	77 (7907)	6/ф
C <sub>уд.ф</sub> , кг/кН ч (кг/кгс ч)	204 (2,0)	6/ф
P <sub>взл</sub> , кН (кгс)	47,9 (4882)	48,9 (4980)
C <sub>уд.взл</sub> , кг/кН ч (кг/кгс ч)	86,7 (0,85)	83 (0,814)
C <sub>уд.кр</sub>	-	-
G <sub>в</sub> , кг/с	64,4	64
T <sub>гр</sub> , К	1610	-
m	0,34	-
π <sub>кΣ</sub>	25	25
π <sub>в</sub>	-	-
η <sub>вд</sub> /η <sub>нд</sub>	-	-
M <sub>дв</sub> , кг	1013	826
L <sub>дв</sub> , м	4,038	2,261
D <sub>дв</sub> , м	0,89	0,889
D <sub>вх</sub> , м	0,79	-
Год начала стендовых испытаний	-	-
Годы начала производства	1982	1988

Таблица 20 - Основные параметры самолётов F-20 Tigershark и A-4SU Super Skyhawk[34 - 37,42]

	Northrop	Singapore Aircraft Industries
Разработчик	Northrop	Singapore Aircraft Industries
Самолёт	F-20 Tigershark	A-4SU Super Skyhawk
Первый полёт, г.	1982	1986
Изготовлено, шт.	3	~ 150
Масса пустого, кг.	5357	4650
Максимальная взлётная масса, кг.	12474	10250
Масса боевой нагрузки, кг.	-	-
Силовая установка	1xТРДД General Electric F404-GE-100	1xТРДД General Electric F404-GE-100D
Максимальная скорость км/ч.	2124	1128
Боевой радиус, км	713	-
Потолок, м.	16500	12192
Практическая дальность с ПТБ, км	3002	3220
Максимальная перегрузка, g	9	-

важными требованиями для двигателей серии -102.

Первый успешный полёт был совершён в августе 2002 г., а первый сверхзвуковой полёт последовал только через шесть ме-

сцев. Поставка T-50 началась в 2005 г. Масса двигателя - 1000 кг [49].

F404-102D был выбран Агентством перспективных исследовательских проектов в области обороны (Defense Advanced Research Projects Agency - DARPA) и ВВС США для оснащения однодвигательного экспериментального многоцелевого беспилотного лета-



Рисунок 1.76- F404-GE-102



Рисунок 1.77 - Основные модули ТРДД F404-GE-102



Рисунок 1.78- КАИТ-50

тельного аппарата X-45B (Unmanned combat aerial vehicle - UCAV), который разрабатывался компанией Boeing [50,51].

Boeing планировал разработать и построить два прототипа БПЛА. Версия X-45B получила обозначение A-45. Первый полёт был осуществлён в 2002 г. В начале 2003 г. DARPA объявило об отмене проекта X-45B в пользу разработки более крупной и улучшенной системы UCAV, включающей летательный аппарат Boeing X-45C, систему управления полётом, поддержки и моделирования. X-45C имел большую грузоподъемность (2041

кг), устойчивость и диапазон дальности, чем X-45B (рисунок 1.81). Его взлётная масса - около 16 тонн.

Разработка X-45C (рисунок 1.80) осуществлялась по программе Единой боевой беспилотной авиационной системы (Joint Unmanned Combat Air Systems - J-UCAS). На реализацию программы X-45C, включающую строительство и испытание трёх са-



Рисунок 1.79-F404-GE-102D



Рисунок 1.80- БПЛА X-45C

молётов, DARPA в октябре 2004 г. выделило 767 миллионов долларов. В июле 2005 г. DARPA выделило дополнительно 175 миллионов долларов на продолжение программы, а также на внедрение технологии автономной дозаправки в воздухе.

Первый из трёх запланированных самолётов X-45C первоначально предполагалось построить в 2006 г., а демонстрация его возможностей планировалась на начало 2007 г. К 2010 г. Boeing надеялся завершить создание системы автономной дозаправки в воздухе



Рисунок 1.81 - Проекция и некоторые параметры БПЛА: а) X-45B б) X-45C

X-45C с помощью танкера KC-135. В перспективе планировалось разработать версию X-45D еще большей грузоподъемности.

2 марта 2006 г. ВВС США решили не продолжать проект X-45. Компания Boeing представила ВМФ предложение о создании демонстрационной версии X-45, получившей обозначение X-45N. Первый полёт был запланирован на ноябрь 2008 г. Однако, контракт был заключён с компанией Northrop Grumman на создание БПЛА X-47 для ВМФ.

Программное обеспечение, разработанное Boeing для автономной посадки и взлёта X-45N на авианосцах, было установлено на первом F/A-18F, который использовал его для выполнения автономных заходов на посадку на борту авианосца.

Компоновка F404-102D ориентирована на высокую надёжность и включает полностью автоматизированное цифровое электронное управление (FADEC). Эта программа по двигателям также включает разработку усовершенствованной выхлопной системы для самолётов-невидимок X-45C [51].

Бесфорсажная модификация F404-GE-F1D2 (1998 г.) (рисунок 1.82) устанавливалась на ударный самолет (штурмовик-бомбардировщик) Lockheed-F-117A - Nighthawk (рисунок 1.83)

Для улучшения малозаметности на двигателе использовалось плоское сопло высотой 20 см и шириной 165 см. Макс. тяга 4850 кгс.

Таблица 22 - Основные параметры самолётов X-45B и X-45C [50, 51]

Разработчик	Boeing	
	X-45B	X-45C
Самолёт	X-45B	X-45C
Первый полёт, г.	2002	2006
Изготовлено, шт.	-	3
Масса пустого, кг.	6350	8165
Максимальная взлётная масса, кг.	9979	16556
Масса боевой нагрузки, кг.	907	2041
Силовая установка	1xТРДД General Electric F404-GE-102D	1xТРДД General Electric F404-GE-102D
Максимальная скорость км/ч.	1020	1020
Боевой радиус, км	-	-
Потолок, м.	12192	12192
Практическая дальность с ПТБ, км	833	2407
Максимальная перегрузка, g	-	-

Таблица 21 - Основные параметры самолёта T-50 GoldenEagle [39]

Разработчик	KAI+ Lockheed Martin
Самолёт	T-50 GoldenEagle
Первый полёт, г.	2002
Изготовлено, шт.	208
Масса пустого, кг.	6350
Максимальная взлётная масса, кг.	13500
Масса боевой нагрузки, кг.	3740
Силовая установка	1 x ТРДД General Electric F404-GE-102
Максимальная скорость км/ч.	1485
Боевой радиус, км	-
Потолок, м.	14630
Практическая дальность с ПТБ, км	1850 (без ПТБ)
Максимальная перегрузка, g	+8/-3



Рисунок 1.82 - F404-GE-F1D2

Самолёт предназначен для ночных высокоточных атак особо важных целей в ходе автономных одиночных вылетов. Он может также использоваться для тактической радиоэлектронной разведки районов, прикрытых средствами ПВО противника. На F-117 впервые применена новая малоотражающая форма. Он впервые взлетел в 1981 г. и долгое время держался в тайне, поскольку его основной секрет - внешние обводы. И только 21 апреля 1990 г. состоялась его первая публичная демонстрация.

Контракт на разработку F-117 МО США заключило с Lockheed 16 ноября 1978 г. В ВВС США трёхзначная индексация присваивалась самолётам, о которых было не принято распространяться в печати.

Появление в Советском Союзе ЗПК С-300В, способных



а) Рисунок 1.83 - Ударный самолёт Lockheed-F-117A-Nighthawk. б) структурная схема

обстреливать цели с ЭПР до 0,02 м<sup>2</sup> способствовало снижению интереса ВВС США к F-117A. Последний серийный самолёт был построен в 1990 г. В 2008 г. снят с вооружения.

Опытная модификация F404-GE-F2J3 установлена на одномоторном индийском лёгком многоцелевом истребителе четвёртого поколения Tejas Mk.1 ("Бриллиант") [54]. Самолёт разрабатывался Агентством развития авиации (Aeronautical Development Agency - ADA) при министерстве обороны Индии по программе LCA (Light Combat Aircraft). Взлётная тяга двигателя составляла 81,4 кН (8289 кгс), суммарная степень повышения давления - 27 [13].

Разработка перспективного индийского истребителя лёгкого класса была начата в 1983 г. Целью проекта было создание самолёта для замены советских МиГ-21. Разработка должна была осуществляться местной промышленностью при минимальном участии зарубежных организаций. Первый опытный самолёт типа LCA был построен в 1996 г., а его лётные испытания начались в 2001 г. Дальнейшие испытания, доработка и доводка проекта из-за проблем технического и технологического характера, а также в связи с неоднократным изменением требований заказчика также заняли много времени. Мелкосерийное производство самолёта началось в 2007 г. Палубная версия LCA(N) совершила первый полёт 27 апреля 2012 г. Истребитель LCA Tejas Mk.1 был принят на вооружение в 2015 г. Стоимость программы разработки ~1,3 млрд \$.



Рисунок 1.84 - HAL Tejas Mk. 1

Предполагалось, что двигателями F404-GE-F2J3 оснастят прототипы Tejas Mk.1, а серийные самолёты будут иметь индийские

двигатели GTRE GTX-35VS Kaveri, однако, вследствие недостатка опыта и технологий у индийских разработчиков проект не был реализован [55].

Двигатель F404-GE-IN20 (рисунок 1.85) пришёл на смену опытным двигателям F404-F2J3 [56]. Hindustan Aeronautics Limited (HAL) заказала дополнительно к первоначально закупленным в 2004 г. семнадцать двигателям F404-GE-IN20, ещё 24 - для истребителей Tejas BBC Индии.

Основанный на F404-GE-402, F404-GE-IN20 включает в себя высокопроизводительный вентилятор, имеет увеличенную тягу, систему Full Authority Digital Electronic Control (FADEC), монокристаллические лопатки турбины и разнообразие однодвигательных функций.

Также как и предыдущие модификации, этот двигатель сос-



Рисунок 1.85 - F404-GE-IN20

тоит из трёхступенчатого вентилятора и семиступенчатого компрессора высокого давления, приводимыми одноступенчатыми турбинами.

Таблица 23 - Основные параметры самолётов F-117A-Nighthawk и TejasMk.[51 - 53]

Разработчик	Lockheed	Aeronautical Development Agency (ADA)
Самолёт	F-117A-Nighthawk	TejasMk.1
Первый полёт, г.	1981	2001
Изготовлено, шт.	64	>30
Масса пустого, кг.	13381	8165
Максимальная взлётная масса, кг.	23625	15500
Масса боевой нагрузки, кг.	2270	-
Силовая установка	2xТРДД General Electric F404-GE-F1D2	1xТРДДF General Electric F-404-GE-IN20
Максимальная скорость км/ч.	993	1920
Боевой радиус, км	860	-
Потолок, м.	13716	15950
Практическая дальность с ПТБ, км	1720	2000
Максимальная перегрузка, g	6	+8,0/-3,5

Двигатель ТРДДФ F404J был выбран для прототипа шведского недорогого одномоторного истребителя четвёртого поколения JAS-39 Gripen, производимого компанией SAAB. Силовая установка серийного самолёта состоит из одного ТРДДФ Volvo Flugmotor RM12, являющегося шведской модификацией ТРДДФ F404J (рисунки 1.86 - 1.89).

Начало серийного производства двигателя было запланировано на 1989 г. Изготовление большинства узлов и деталей и общая сборка двигателя производились в Швеции фирмой Volvo Flugmotor Aero (сейчас GKN Aerospace Engine Systems) по лицензии фирмы General Electric [58, 59].

Двигатель разрабатывался с учётом сбалансированного выполнения требований в отношении характеристик, надёжности, эксплуатационной технологичности, цены и эксплуатационных расходов, а также опыта эксплуатации двигателя F404-GE-400 и особенностей системы управления двигателя F404-GE-100. Двигатель F404J был оптимизирован на выполнение конкретного профиля полёта.

Таблица 24 - Основные параметры двигателей F404-GE-F1D2 и F404-GE-IN20 [13, 52 - 56]

Применение	Lockheed-F-117A-Nighthawk	HAL Tejas Mk.1.
Двигатель	F404-GE-F1D2	F404-GE-IN20
$P_{ф}$ , кН (кгс)	6/ф	84 (8554)
$C_{уд.ф}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	6/ф	-
$P_{взл.}$ кН (кгс)	46,884 (4775)	-
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	82,6 (0,81)	-
$C_{уд.кр}$	-	-
$G_v$ кг/с	64,9	70
$T_{г}$ К	-	-
$m$	-	-
$\pi_{к.с.}$	25	28
$\pi_b$	-	-
$\pi_{ВД}/\pi_{НД}$	-	-
$M_{дв}$ кг	785	1072
$L_{дв}$ м	2,108	3,91
$D_{дв}$ м	0,889	0,89
$D_{вх}$ м	0,79	0,71
Год начала стендовых испытаний	-	-
Годы начала производства	1998	1992

С этой целью (рисунок 1.86):

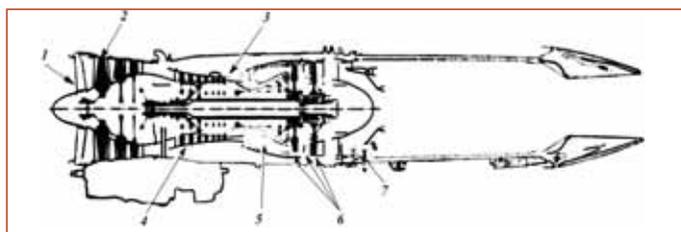


Рисунок 1.86- Особенности двигателя F404J. Вероятно, по отношению к двигателю F404-GE-100[25]

- 1 увеличен расход воздуха на 10%;
- 2 обеспечена способность выдерживать удар птицы массой до 0,5 кг;
- 3 повышено предельное значение давления за компрессором на ~ 15%;
- 4 изменена программа управления регулируемым НА;
- 5 на боевом режиме увеличена температура газа перед турбиной на ~ 42 К
- 6 применены улучшенные материалы в турбине;
- 7 - оптимизирована площадь форсажной камеры.

Двигатель имеет три силовых корпуса и пять подшипников, установленных в трёх опорах. Число деталей уменьшено, срок их службы увеличен.

Вентилятор был полностью переконструирован, чтобы обеспечить большую прочность и больший расход воздуха (рисунок 1.87).

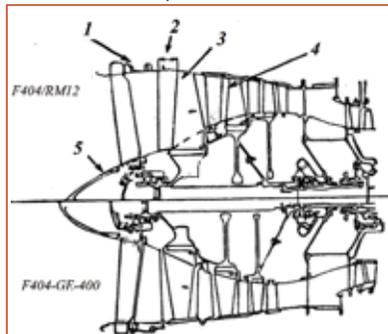


Рисунок 1.87- Изменения в конструкции вентилятора двигателя RM12  
1-усиленный передний корпус; 2-увеличено осевое расстояние; 3-усилены лопатки первой ступени; 4-увеличена толщина передней кромки лопатки; 5-усилен носовой обтекатель

Некоторые элементы двигателя также были изменены, чтобы улучшить его обслуживание. Воздухозаборники были спроектированы так, чтобы свести к минимуму отражение радара от вентилятора, уменьшая радиолокационное сечение самолёта в целом.

Аналоговый блок управления двигателем в F404 был заменен цифровым блоком

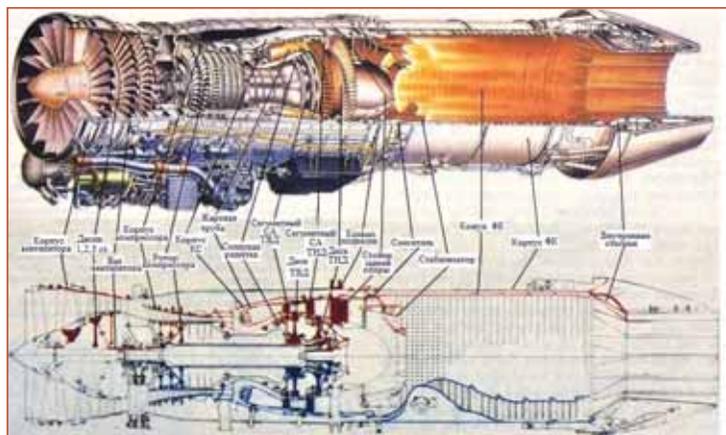


Рисунок 1.88- Основные элементы конструкции ТРДФ RM12

управления, разработанным совместно Volvo и General Electric. Новый блок обменивается данными с кабиной пилотов через цифровые шины данных. Гидромеханическая система осталась в качестве резервной в новой системе полномасштабного цифрового управления двигателем



Рисунок 1.89- Турбокомпрессор VolvoRM12

(FADEC), которую Volvo начала разрабатывать в 1996 г. Такие элементы, как диски и корпус вентилятора/компрессора, ротор компрессора, ступицы, уплотнения и форсажная камера, производятся в Швеции, там же производится окончательная сборка. General Electric сохраняет права на конструкцию двигателя и примерно на 60% его конструктивных элементов двигателя [59].

В 1979 г. правительство Швеции развернуло программу JAS (Jakt- истребитель, Attack- штурмовик, Spaning- разведчик),

Таблица25 - Основные параметры модификаций двигателя F404J и RM12 [13, 17, 41, 58, 59]

Применение	JAS-39 Gripen	
	F404J	RM12
Двигатель	F404J	RM12
$P_{ф}$ , кН (кгс)	80,23 (8170)	84 (8554)
$C_{уд.ф}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-	177 (1,74)
$P_{взл.}$ кН (кгс)	-	48,9 (4980)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-	83 (0,814)
$C_{уд.кр}$	-	-
$G_v$ кг/с	68	69
$T_{г}$ К	1613	-
$m$	-	0,34
$\pi_{к.с.}$	27	27
$\pi_b$	-	-
$\pi_{ВД}/\pi_{НД}$	-	-
$M_{дв}$ кг	-	1054
$L_{дв}$ м	4,038	4,04
$D_{дв}$ м	0,89	0,89
$D_{вх}$ м	0,79	0,71
Год начала стендовых испытаний	1978	1984
Годы начала производства	1989	1991



а) б)  
Рисунок 1.90- SAAB JAS-39Gripen:  
а) - в полёте; б) - на взлётной полосе

предполагающую создание единого и универсального боевого самолета. В 1980 г. был создан концерн Industrigruppen JAS, в который помимо SAAB вошли фирмы Scania, LM Ericsson, Volvo и другие.

Первый JAS 39 Gripen был публично представлен в 1987 г., а первый полёт был совершён в 1988 г. Программа испытаний была очень плотной и проводилась непрерывно.

Самолёт был принят на вооружение ВВС Швеции в 1993 г. (рисунок 1.90).

Он создавался для эксплуатации в тяжёлых зимних условиях, на коротких ВПП в том числе, на склонах, автомагистралях и грунтовых дорогах.

Самолёт JAS-39 Gripen снабжён системой связи и передачи данных CDL39, являющейся одной из лучших в мире [63]. Используя эту систему во время ударной операции самолёт может выполнять атаку, получать радиолокационное изображение района расположения цели и передавать его экипажам следующей группы самолётов.

**Таблица 26 - Основные параметры самолёта SAAB JAS-39Gripen [69, 61]**

Разработчик	VolvoFlugmotorAero (GKN Aerospace Engine Systems)
Самолёт	SAAB JAS-39Gripen
Первый полёт, г.	1988
Изготовлено, шт.	264
Масса пустого, кг.	6622
Максимальная взлётная масса, кг.	14000
Масса боевой нагрузки, кг.	-
Силовая установка	1 x ТРДДФ Volvo Aero RM12
Максимальная скорость км/ч.	2130
Боевой радиус, км	700
Потолок, м.	15240
Практическая дальность с ПТБ, км	3000
Максимальная перегрузка, g	+8/-3

Эти экипажи получают полное представление о районе цели и её состоянии. Эта же информация может быть передана на командный пункт. При ведении воздушного боя радиолокационное изображение противника может быть передано с борта одного Gripen на другой.

Последний может выключить свою БРЛС и незаметно приблизиться к цели. При этом любая, запущенная с него ракета, может контролироваться с борта первого истребителя.

Во время учений три пары истребителей-перехватчиков Gripen контролировали всё восточное побережье Швеции. Каж-



Рисунок 1.91- Самолёт Rafale A

дый лётчик знал, где находятся его товарищи, что они наблюдают и что собираются делать [63].

В 1983 г. фирмой Dassault в рамках национальной программы был разработан экспериментальный боевой самолёт Avion de Combat Experimentale (ACX). Позже ACX переименовали в Rafale A (рисунок 1.91).

Демонстрационный образец первого французского многоцелевого истребителя четвёртого поколения Rafale A (первый полёт в июле 1986 г.), разработанного компанией Dassault Aviation. был оснащён турбовентиляторными двигателями General Electric F404-GE-400[82].

В двигателях семейства F404 для обеспечения надёжности,



Рисунок 1.92- Особенности конструкции двигателей F404

безопасности и удобства эксплуатации предусматривались следующие мероприятия (рисунок 1.92):

- защита от перегрева;
- устойчивость к коррозии;
- ограничение частоты вращения роторов;
- испытаны давлением и огнестойкостью
- модульность;
- отсутствие межремонтного периода;
- техническое обслуживание по состоянию.

**Список использованных источников информации**

1. Parsch A. Designations of U.S. Military Aero Engines. 2008. [http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#\\_MIL-STD1812\\_AirBreathing](http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#_MIL-STD1812_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-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](http://www.aviacia.deagostini.ru).
8. The History Of General Electric Aircraft Engines . [https://www.456fis.org/HISTORY\\_OF\\_GENERAL\\_ELECTRIC\\_AIRCRAFT\\_ENGINES.htm](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.: 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. Иностраннные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, вып. 11. 1987. - с. 34 - 39.
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. Иностраннные авиационные двигатели. - М.: 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](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. Иностраннные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, вып. 7. 1975. - 282 с.
25. Иностраннные авиационные двигатели. - М.: 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.: Хобби-книга, 1994. - 288 с.
28. Иванов А. Палубный истребитель-бомбардировщик F/A-18. Военное обозрение. <https://topwar.ru/37157-palubnyy-istrebitel-bombardirovshchik-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. Иностраннные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, приложение к вып. 12. 1992 - 289 с.
32. Boeing F/A-18 Hornet and Super Hornet. <http://www.ausairpower.net/bug.html>.
33. D.C. Isby . Fighter Combat in the Jet Age. London. Harper Collins Publishers. 1997. - 192 pp.
34. Опытный истребитель Northrop F-20 "Tigershark" <https://raigap.livejournal.com/651923.html>
35. Нереализованные проекты: опытный истребитель F-20 Tigershark (США) <https://www.arms-expo.ru/articles/weapons-in-the-world/nerealizovannyye-proekty-opytnyy-istrebitel-f-20-tiger-shark-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-ур-194&source=wiz>
37. Уголок неба. 2014 (Страница: "Northrop F-20 Tigershark". Дата модификации: 16-03-2021). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f20.html>.
38. Уголок неба. 2012 (Страница: "McDonnell Douglas F/A-18D Hornet". Дата модификации: 17-03-2021). <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](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" Дата модификации: 27-03-2021). <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" Дата модификации: 28-03-2021). <http://www.airwar.ru/enc/xplane/x31.html>.
48. А-6 "Intruder". Палубный штурмовик. (США). <https://modernweapon.ru/aviatsiya/shturmoviki/a-6-intruder-palubnyj-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) CZERWIEC 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](https://gaz.wiki/wiki/ru/Boeing_X-45).
52. Уголок неба. 2012 (Страница: "Lockheed F-117 Nighthawk" Дата модификации: 01-05-2021). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f117.html>.
53. Lockheed F-117A Nighthawk. Малозаметный тактический ударный самолет. <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 Volvo RM12" Дата модификации: 10-05-2021). <http://www.airwar.ru/enc/engines/rm12.html>.
59. Volvo RM12. <https://ru.knowledgr.com/01538068/VolvoRM12>.
60. SAAB JAS-39 Gripen. [http://skyships.ru/?page\\_id=11549](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. Под ред. Муильямса. - М.: "Омега", 2006. - 144 с.

Связь с автором: [zrellov07@mail.ru](mailto:zrellov07@mail.ru)