

# ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

ГЛАВА 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 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 регулируемым направлением 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 ( $M_n=0, H_n=0$ )  
Удельный расход топлива на режиме форсажа ( $M_n=0, H_n=0$ )  
Тяга статическая на максимальном режиме ( $M_n=0, H_n=0$ )  
Удельный расход топлива на максимальном режиме  
Удельный расход топлива на крейсерском режиме  
Расход воздуха на максимальном режиме  
Температура газа перед турбиной на максимальном режиме  
Степень двухконтурности  
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре  
Степень повышения давления в вентиляторе  
Частота вращения ротора, об/мин  
Масса двигателя

Длина  
Диаметр

$L_{дв}$   
 $D_{дв}$

$P_{ф}$   
 $C_{уд.ф}$   
 $P_{взл.}$   
 $C_{уд.взл.}$   
 $C_{уд.кр}$   
 $G_{в}$   
 $T_r$   
 $m$   
 $\pi_{\Sigma}$   
 $\pi_{в}$   
 $n$   
 $M_{дв}$

## 1. США

В создании газотурбинных двигателей в США значительная роль принадлежит Федеральному правительству. Инициаторами создания новых разработок являются правительственные учреждения: министерство обороны (DoD), NASA, министерство энергетики (DoE) и министерство транспорта (DoT), разрабатывающие соответствующие программы на основе долгосрочных прогнозов.

Чтобы сократить цикл создания газотурбинных двигателей, снизить затраты на разработку и поддерживать передовые тех-

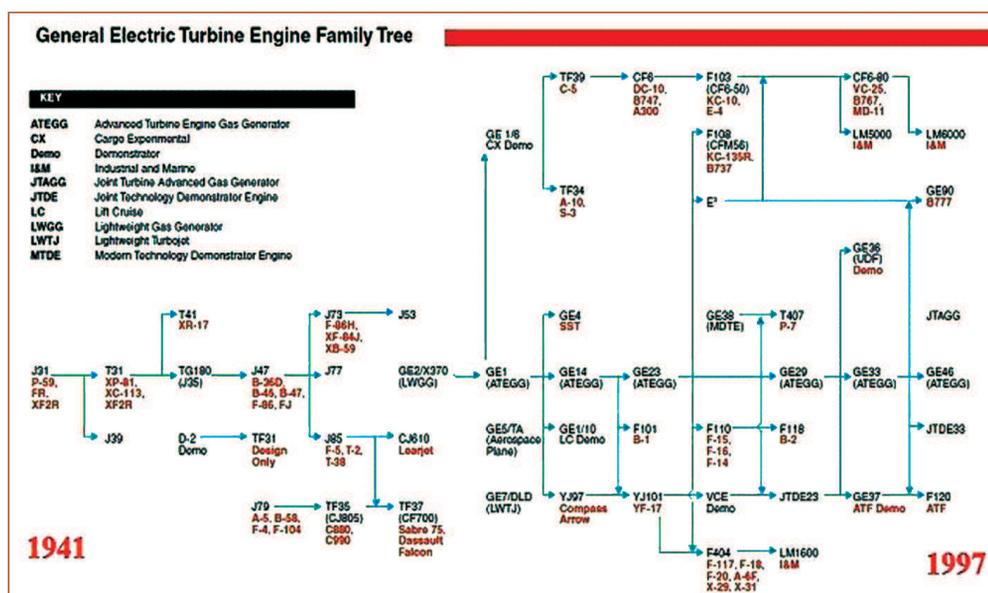


Таблица 1 - "Дерево" газотурбинных двигателей General Electric

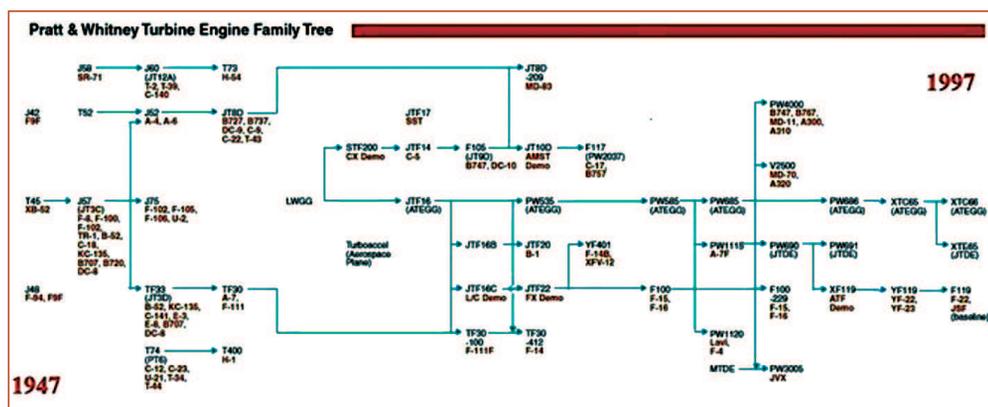


Таблица 2 - "Дерево" газотурбинных двигателей Pratt & Whitney

В США двигатели для боевой авиации создаются на конкурсной основе в рамках специальных программ создания самолётов. При этом участниками конкурса в основном являются ведущие американские разработчики: фирмы General Electric (GE) и Pratt-Whitney (PW), которые практически все свои авиационные двигатели после 1967 г. создали на основе газогенераторов ATEGG.

В таблицах 1 и 2 показаны "деревья" разработок ГТД GE и PW, на конец XX века, а в таблице 3 представлены поколения двигателей этих фирм, созданных в соответствии с достигнутым уровнем технологии [1 - 5].

**1.1. Современное обозначение авиационных двигателей США**

В США принято обозначение авиационных двигателей, состоящее их шести групп цифр и букв.

Пример:: Y F 119 - PW - 100  
T 700 - GE - 701 C  
(6)(1) (2) (3) (4) (5)

Первая группа (1) обозначает тип двигателя:

- J - ТРД,
- T - ТВД или ТВдД,
- F - ТРДД,
- A - адаптивный,
- O - поршневой, оппозитный,
- R - поршневой, радиальный,
- V - поршневой, V-образный.
- C - роторный,
- P - другой.

нологии в контексте будущих требований к двигателю, США во второй половине 1960-х гг. внедрили долгосрочную программу создания газогенераторов перспективных двигателей Advanced Turbine Engine Gas Generator (ATEGG). В соответствии с этой программой, военные и производители двигателей подписали контракт на создание ключевых технических заделов, основанных на предварительных фундаментальных исследованиях высоконагруженных компонентов двигателя для перспективных разработок. Целью программы является разработка новых методов конструирования, реализуемых в элементах, входящих в состав перспективных газогенераторов, а также оценка прочностных, экономических характеристик двигателей, созданных на базе этих газогенераторов.

Таблица 3 - Развитие технологии военных ГТД фирм GE и PW

|                       | 1960-е  | 1970-е   | 1980-е   | 1990-е  | 1990-е 2000-е   |
|-----------------------|---|--|--|---|---|
| Материалы / Процессы  | Жаропрочные сплавы. Никелевые сплавы. Титановые сплавы.   | Низкотемпературные композиты. Направленная кристаллизация. Порошковая металлургия. Методы неразрушающего контроля. | Монокристаллы. Теплозащитные покрытия. Компьютеризированная цифровая обработка. Автоматическая вакуумная сварка.                           | Интерметаллиды. Непосредственная форма. Усовершенствованные покрытия. Керамика для малонагруженных частей.  | Высокотемпературные композиты. Лазерная обработка. Снижение усталости при высоких циклах. Автоматическое диагностирование, прогнозирование и управление.    |
| Инструменты           | Механика разрушения   | Оптимизация компонентов.   | Автоматизированное проектирование/производство (CAD/CAM). Метод конечных элементов. Вычислительная гидродинамика. Допускаемые повреждения. | Быстрое прототипирование. Дополнительные датчики.   | Металлическое прототипирование. Испытания двигателей, интегрированные с имитаторами самолётов. Полное моделирование динамики двигателя (CFD).               |
| Технологии двигателей | Изменяемая геометрия статора. Охлаждение лопаток. Трубочато-кольцевые камеры сгорания. Поворотные вертикальные сопла. Форсажные камеры в ТРДД | Кольцевые камеры сгорания. Модульная конструкция. Большая степень двухконтурности.                                 | Диагностика. Цифровое электронное управление. Малоэмиссионные камеры сгорания. Малоаметные входные и выходные устройства.                  | "Блиски" (рабочие колёса или интегральные роторы). Полые лопатки вентилятора. Двухзонные камеры сгорания. Двигатели изменяемого цикла. 2-х мерные отклоняемые сопла. Роторы противовращения | Предварительные смесители. Интегрированные системы управления. Многоточечные топливные форсунки. Высокотемпературные топлива. Встроенный стартер-генератор. |
| Модели двигателей     | TF30, F402  | F100, F401, F101, TF34   | F110, F404   | F119, F120, F414  | F135  |

**Вторая группа (2)** - номер модели двигателя. Между буквой типа двигателя и номером модели нет тире. Военно-воздушные силы используют номера моделей от 100 до 399, флот использует от 400 до 699, а армия использует от 700 до 999. Номера присваиваются в числовой последовательности отдельно каждой службой.

**Третья группа (3)** является двухбуквенным кодом, обозначающим производителя двигателя. Несколько трехбуквенных кодов присваиваются неамериканским производителям или совместным предприятиям.

**Группа (4)** обозначает конкретную модель двигателя. Используется тот же метод присвоения, что и для базовых номеров модели: ВВС использует номера от 100 до 399, ВМС использует от 400 до 699, а армия использует от 700 до 999. Возможно, что двигатель ВВС, когда он используется ВМФ, получает номер модели ВМФ, например F110-GE-400.

Если будет закуплена новая модель двигателя, обозначенная в "старой" числовой последовательности, могут быть назначены индексы модели из "новой" системы. Это приводит к таким обозначениям, как T64-GE-416A. Для первого такого присвоения обычно выбирается следующий доступный номер в "старой" серии моделей и добавляется к "номеру базового блока", например. После T55-L-11 следовал T55-L-712.

**Группа (5)** является дополнительной буквой для обозначения незначительных модификаций модели двигателя. Буквы начинаются в алфавитном порядке от А и далее (I и O не используются). Буква W зарезервирована для двигателей с впрыском воды.

**Группа (6)** является необязательным обозначением статуса:  
 o X - экспериментальный,  
 o Y - проверка обслуживания.

**1.2. Первые американские ТРДДФ**

В рамках программы ATEGG компания General Electric разработала основную концепцию технологии GE1, а Pratt & Whitney в 1964 г. запустила первый проект STF200.

В 1960 г. министерство обороны США попыталось удовлетворить потребности двух служб (ВВС и ВМФ) в тактическом самолёте. Военно-воздушные силы искали замену для F-105 (рисунок 1.1), а военно-морской флот пытался заменить свой самолёт F-4 (рисунок 1.2).

14 июня 1960 г. ВВС выпустили SoR 183 (Statement of Operational Requirements), где были обозначены требования к самолёту:

- хорошие взлётные характеристики,

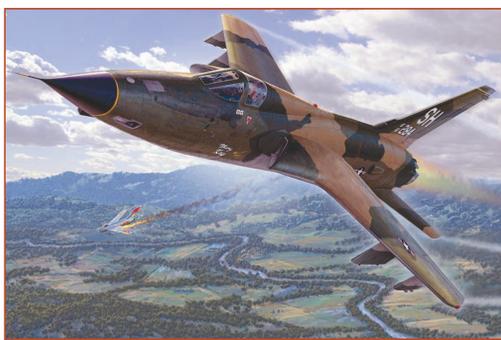


Рисунок 1.1 - F-105 Thunderchief



Рисунок 1.2 - F-4 Phantom II

**Таблица 4 - Основные параметры самолётов F-105D Thunderchief и F-4 Phantom II [6, 7]**

| Самолёт   | F-105D Thunderchief             | F-4 Phantom II              |
|---|---------------------------------|-----------------------------|
| Разработчик                                     | Republic Aviation               | McDonnell Douglas           |
| Годы производства                               | 1957 - 1964                     | 1958 - 1979                 |
| Изготовлено, шт.                                | 833                             | 5195                        |
| Масса пустого, кг.                              | 12181                           | 12701                       |
| Максимальная взлётная масса, кг.                | 23967                           | 20 230                      |
| Масса боевой нагрузки, кг.                      | 6400                            | 7275                        |
| Масса топлива во внутренних баках, кг.          | 3420 (+5720 в ПТБ)              | 6080 (+4000 кг в ПТБ)       |
| Силовая установка                               | 1xТРДФ Pratt-Whitney J 75-P-19W | 2xGeneral Electric J79-GE-8 |
| Максимальная скорость на высоте 11000 м, км/ч.  | 2208                            | 2370                        |
| Максимальная скорость у земли, км/ч.            | 1345                            | 1200                        |
| Крейсерская скорость, км/ч.                     | 939                             |                             |
| Дальность (без ПТБ), км                         | 1240                            | 2380.                       |
| Боевой потолок, м.                              | 12558                           | 18898                       |
| Длина разбега при нормальной взлётной массе, м. | 1301                            | 1340                        |
| Длина пробега без/с тормозным парашютом, м.     | 1327/724                        | 950                         |

- способность к сверхзвуковому (0,92<M<1,2) полёту на малой высоте,
- способность летать на скорости M=2,5 на большой высоте,
- дальность полёта через Атлантику или Тихий океан без дозаправки.

С этой целью в 1961 г. была принята программа Tactical Fighter Experimental (TFX) создания сверхзвукового истребителя/бомбардировщика для ВВС и ВМФ. Идею использования одних и тех же самолётов и двигателей для ВВС и ВМС продвигал министр обороны Роберт Макнамара (Robert McNamara).

В январе 1962 г правительство выбрало двух финалистов планёра и двигателя: General Dynamics/Grumman с P&W и Boeing с GE.

Компания General Electric для участия в конкурсе представила свой проект ТРДДФ MF295, а Pratt & Whitney - двигатель TF30.

**1.2. 1.2. General Electric**

General Electric - это высокотехнологичная промышленная компания, работающая по всему миру в четырех промышленных сегментах:

- Энергетическое оборудование
  - Альтернативные источники энергии
  - Комплекующие к авиации
  - Медицинское оборудование
- Подразделения компании:

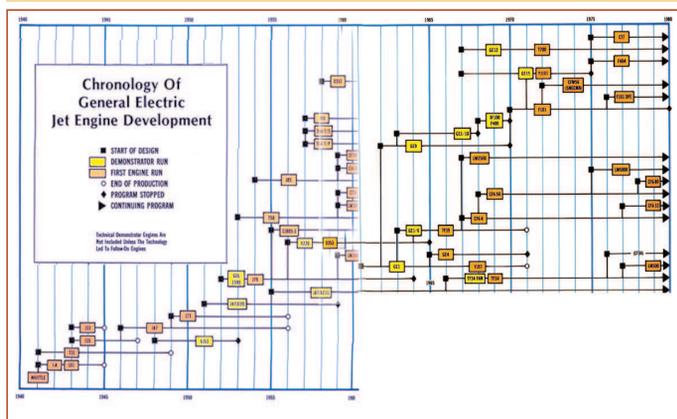
**GE Power** предоставляет широкий спектр технологий для производства и поставки электроэнергии, а также обработки воды, позволяющих локально решать проблемы клиентов.

**GE Renewable Energy** - подразделение GE, специализирующееся на решениях в области создания экологически чистой электроэнергии на основе возобновляемых источников.

**GE Aviation** - один из ведущих мировых поставщиков газотурбинных двигателей, бортовых и механических систем, генераторов электроэнергии, сервисных и цифровых решений для коммерческой, военной и бизнес-авиации.

**GE Healthcare** объединяет диагностические, терапевтические технологии и системы мониторинга с цифровыми и аналитическими возможностями, повышая эффективность оказания медицинской помощи пациентам по всему миру.

Таблица 5 - Хронология разработок газотурбинных двигателей General Electric [15]



1.3.1. Проект MF295

В США по программе создания газогенератора малой массы - Light Weight Gas Generator (LWGG), предполагалось создание двигателя, имеющего удельную массу в 2,5 - 3 раза меньшую, чем у двигателей, созданных в конце 1950-х гг. Результаты, полученные при реализации этой программы, использовались для создания новых газогенераторов демонстрационных и перспективных двигателей по программе ATEGG.

В 1950-х гг. деятельность относительно молодого дивизиона авиационных газотурбинных двигателей (Aircraft Gas Turbine Division) компании General Electric активно развивалась благодаря опыту работы над паровыми и газовыми турбинами, а также турбокомпрессорами, что позволило осуществить первые полёты реактивных двигателей в США. Это превратилось в крупный бизнес компании. Это подразделение вошло в 1960-е гг. с уверенностью и чувством, что оно может "покорить мир".

Под мощным, динамичным и часто уникальным стилем управления Герхарда Неймана (Gerhard Neumann), к концу десятилетия подразделение Aircraft Gas Turbine Division стало одной из десяти основных групп в General Electric.

Однако, в 1960 г. подал в отставку вице-президент и генеральный директор подразделения авиационных газовых турбин, теперь переименованного в подразделение летательных аппаратов Flight Propulsion Division (FPD), Джон Монтгомери (John Montgomery), чтобы стать президентом Daystrom, Inc. Его сменил Джин Файерстоун (Gene Firestone), который покинул GE менее чем через год, чтобы стать оперативным вице-президентом International Telephone and Telegraph. Менее чем за четыре года в дивизионе работали два топ-менеджера с совершенно разными управленческими стилями. Текущая навстречу отразилась на состоянии бизнеса реактивных двигателей GE в самом начале 1960-х гг.

В соответствии с работами, ведущимися по программам ATEGG и Tactical Fighter Experimental (TFX), компания General Electric предложила для самолёта Boeing проект ТРДДФ MF295 (рисунок 1.3), который был "меньше, легче и мощнее", чем TF30 компании Pratt & Whitney [8, 9].

В отличие от предыдущих разработок General Electric, это был проект двухроторного двигателя с передним расположением вентилятора, причём ротор каскада высокого давления был двухпорным (рисунок 1.4).

Предполагалось, что MF295, применяемый General Dynamics, будет использовать компоненты двигателей J-79 (ри-

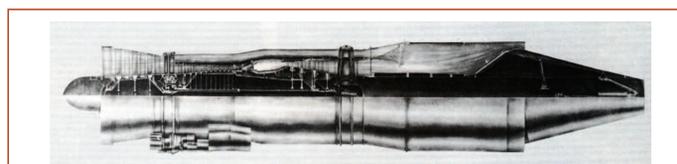


Рисунок 1.3 - Проект ТРДДФ MF295 [15]

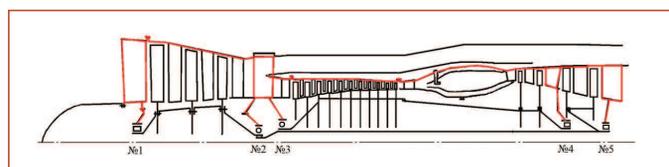


Рисунок 1.4 - Расположение опор на конструктивно-силовой схеме MF295

сунк 1.5) и J-93 (рисунок 1.6), чтобы сделать его менее "рискованным" для планировщиков DoD. Концепция General Electric считалась настолько удачной, что Lockheed, North American Aviation и McDonnell Douglas также рассматривали MF295 для своих проектов.

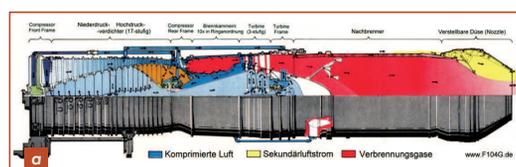


Рисунок 1.5 - Конструктивная схема а) и внешний вид б) ТРДФ J-79

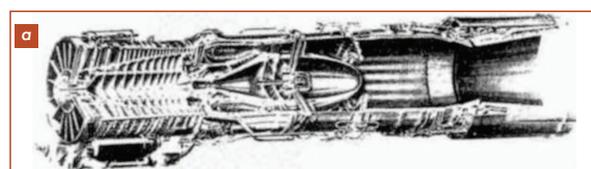


Рисунок 1.6 - Конструктивная схема а) и внешний вид б) ТРДФ J93

После продолжительной серии оценок, проведенных совместными отборочными группами военных служб США, и при активном участии Министерства обороны, конкуренция сузилась до двух - проект Boeing на базе GE MF295 и разработка General Dynamics/Grumman на базе P&W TF30.

Предлагаемая силовая установка Boeing - турбовентиляторный с форсажной камерой двигатель General Electric MF295, существовавший в то время только как проект, не был бы готов к полётам до 1967 г., в то время как Pratt & Whitney TF30 для General Dynamics находился на продвинутой стадии проектирования.

После выбора General Dynamics/Pratt & Whitney министерство обороны в ходе обширных слушаний в сенатском комитете по вооруженным силам заявило: "Мы не видим разницы между этими двумя предложениями, поэтому General Dynamics с TF30 выигрывает", подтвердив свой процесс принятия решений для TFX.

Выбор в пользу проекта P&W TF30 был сделан в конце 1962 г.

General Electric проиграли в этом соревновании, которое они считали для себя победным. Но усилия не пропали даром - был получен бесценный опыт, и он станет решающим фактором в будущих проектах.

**1.3.2. Демонстрационные газогенераторы GE**

Выход GE на арену истребителей с передовыми технологиями начался в конце 1960-х гг. с создания на основе газогенератора-демонстратора GE1 (рисунок 1.7) (1963 г) двух демонстрационных двигателей GE9 (1964 г.) и GE1/10 (рисунок 1.9) (1967 г.). Они были производными от программы GE "Building Block" и были разработаны для удовлетворения требований ВВС как к усовершенствованным пилотируемым самолётам стратегического назначения, так и к новым истребителям.

Министерство обороны уже решило, что версии нового истребителя ВВС и ВМФ будут иметь общее ядро (газогенератор) двигателя, но с различными элементами, отвечающими различным требованиям каждой службы.



Рисунок 1.7 - Газогенератор-демонстратор GE1; а) - внешний вид, б) - сборка

**Элементы конструкции:**

**Таблица 6 - Основные параметры GE1 [4, 10]**

|                                |             |
|--------------------------------|-------------|
| $P_{\phi}$                     | -           |
| $C_{уд.ф}$                     | -           |
| $P_{взл., кН (кгс)}$           | 22,3 (2275) |
| $C_{уд.взл}$                   | -           |
| $C_{уд.кр}$                    | -           |
| $G_{в}, кг/с$                  | 27 - 32     |
| $T_r$                          | > 1365 K    |
| $m$                            | 1,1         |
| $\pi_{к\sigma}$                | 11          |
| $\pi_v$                        | -           |
| $M_{дв}, кг$                   | 320         |
| $L_{дв}, м$                    | 1,78        |
| $D_{дв}, м$                    | 0,61        |
| Год начала стендовых испытаний | 1963        |

**Компрессор** - осевой, 14-ти ступенчатый с поворотными лопатками ВНА и направляющих аппаратов первых пяти ступеней. Корпус с продольным разъемом.

**Камера сгорания** - кольцевая. Корпус с продольным разъемом.

**Турбина** двухступенчатая. Сопловые и рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки второй ступени охлаждаемые.

Газогенератор GE1 послужил основой для создания многочисленных вариантов двигателей, из которых более пятнадцати были доведены до стендовых испытаний, а несколько двигателей выпускались или выпускаются серийно. Схема

развития двигателей, созданных на базе демонстрационного газогенератора GE1, приведена на рисунке 1.8 [11].

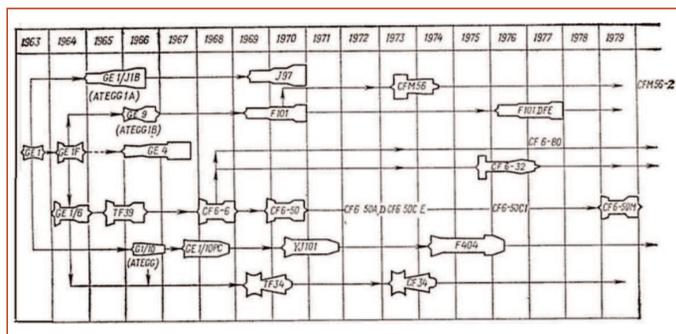


Рисунок 1.8 - Схема развития двигателей, созданных на базе газогенератора GE1

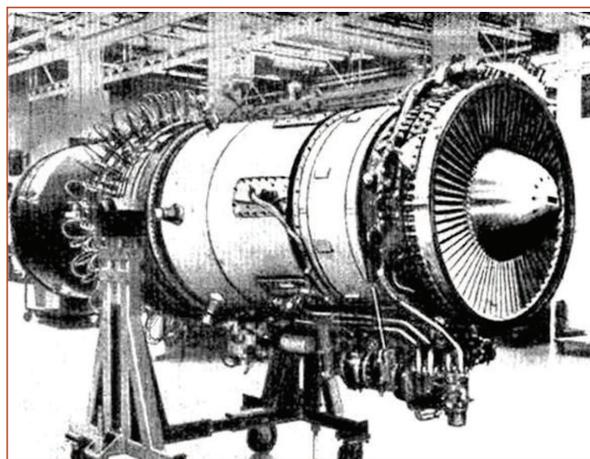


Рисунок 1.9 - Демонстрационный двигатель GE1/10

**Таблица 7. Основные параметры GE1/10 [8, 10, 11]**

|                                |                           |
|--------------------------------|---------------------------|
| $P_{\phi}$                     | -                         |
| $C_{уд.ф}$                     | -                         |
| $P_{взл., кН (кгс)}$           | 39,3 - 44,2 (4000 - 4500) |
| $C_{уд.взл}$                   | -                         |
| $C_{уд.кр}$                    | -                         |
| $G_{в}, кг/с$                  | 27 - 32                   |
| $T_r$                          | < 1366 K                  |
| $m$                            | -                         |
| $\pi_{к\sigma}$                | 11                        |
| $\pi_v$                        | -                         |
| $\pi$                          | -                         |
| $M_{дв}, кг$                   | -                         |
| $L_{дв}, м$                    | 3,632                     |
| $D_{дв}, м$                    | 0,965                     |
| Год начала стендовых испытаний | 1969                      |

**Элементы конструкции:**

**Вентилятор** без ВНА, с двумя рядами регулируемых направляющих аппаратов.

**Компрессор** осевой, с поворотными лопатками ВНА и направляющих аппаратов первых пяти ступеней.

**Камера сгорания** кольцевая.

**Турбина** с воздушным охлаждением.

**Реактивное сопло** регулируемое.

В 1969 г. GE1/10 проходил стендовые испытания.

Упомянутый ранее двигатель General Electric J93 (рисунок 1.6) был применён на разрабатывавшихся во второй половине 1950-х гг. проектах North American Aircraft сверхзвукового дальнего перехватчика F-108A Rapier (рисунок 1.10) и стратегического высотного сверхзвукового (M=3) бомбардировщика XB-70 Valkyrie (рисунок 1.11, 1.12).

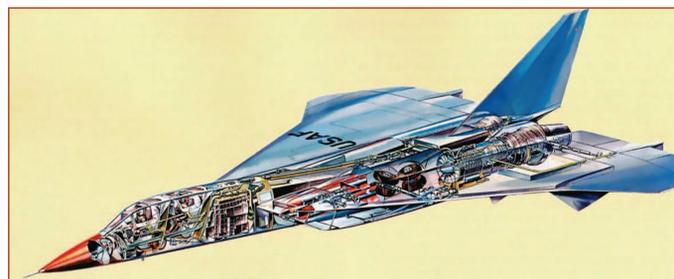
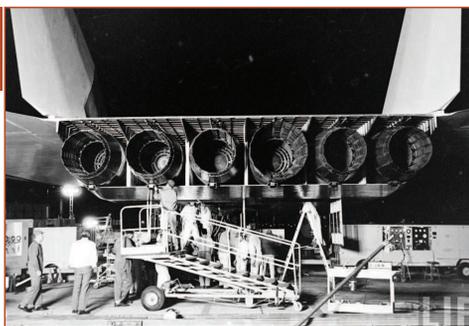


Рисунок 1.10 - Проект F-108A Rapier



Рисунок 1.11 - Взлёт XB-70A-1-NA Valkyrie с Edwards Air Force Base, 17 августа 1965

Рисунок 1.12 - Монтаж двигателей GE J93 на XB-70A



**Элементы конструкции:**

**Компрессор** осевой, одиннадцатиступенчатый. Лопатки направляющих аппаратов первых четырёх и последних четырёх ступеней своротные.

**Камера сгорания** трубчато-кольцевая.

**Турбина** с воздушным охлаждением, двухступенчатая.

**Ротор турбокомпрессора** трёхпорный. Все элементы управления и агрегаты двигателя располагаются в съёмной охлаждаемой коробке, закреплённой на корпусе компрессора.

**Система запуска** гидравлическая, питаемая от газотурбинного энергоузла для всех шести двигателей XB-70A. Для раздельного запуска на каждом двигателе имеется пороховой турбостартер.

Таблица 8. Основные параметры J93 [4, 13]

|                                |                |
|--------------------------------|----------------|
| $P_{\phi}$                     | 135,5 (13821)  |
| $C_{уд.ф}$                     | 202 (1,98)     |
| $P_{вал., кН (кгс)}$           | 111,36 (11360) |
| $C_{уд.вал}$                   | -              |
| $C_{уд.кр}$                    | -              |
| $G_{в}, кг/с$                  | 124,7          |
| $T_r, K$                       | 1422           |
| $m$                            | -              |
| $\tau_{к\sigma}$               | 8,7            |
| $\tau_{\nu}$                   | -              |
| $n$                            | -              |
| $M_{дв}, кг$                   | 2360           |
| $l_{дв}, м$                    | 6,2            |
| $D_{дв}, м$                    | 1,33           |
| Год начала стендовых испытаний | 1957           |

Поскольку температура газа на турбине составляла 1422 К, General Electric предложила изготавливать лопатки турбины из молибдена с никелевым покрытием. Однако ВВС запретили использование молибдена из-за опасения, что любое повреждение поверхности покрытия лопатки приведёт к окислению молибдена, что может вызвать катастрофический отказ двигателя. Тогда, чтобы работать при желаемой температуре турбины, инженеры GE решили применить воздушное охлаждение лопаток турбины. Был разработан процесс STEM (Sic Shaped Tube Electrolytic Machining), позволивший в турбинных лопатках сделать радиальные охлаждающие отверстия. Первое испытание J93-GE-3, ставшего первым действующим американским газотурбинным двигателем с воздушным охлаждением, проходило в июле 1959 г. [11].

В 1960-х гг. министерство обороны и ВВС изменили стратегические требования к американскому бомбардировщику дальнего действия. Проект Valkyrie был закрыт по распоряжению президента США Джона Кеннеди в 1961 г., как неподходящий для новой роли и в связи с растущей ролью межконтинентальных баллистических ракет, а два построенных прототипа XB-70 использовались в сверхзвуковых исследованиях.

Была создана программа усовершенствованного пилотируемого стратегического самолёта - Advanced Manned Strategic Aircraft (AMSA).

После долгих и трудных дискуссий, затрагивавших в первую очередь финансовую сторону программы, в апреле 1969 г. тема AMSA превратилась в программу B-1 [4].

В 1967 г. ВВС предоставили финансирование GE, чтобы компания могла ускорить собственное развитие демонстратора GE9 в качестве потенциальной силовой установки для AMSA. Под руководством Эда Уолла (Ed Woll) была разработана конструкция двигателя для силовой установки с тяговым усилием в 133,5 кН, способной обеспечить AMSA скорость  $M_{п} = 2$  [8].

Совместимость планёра и воздухозаборника двигателя была главным критерием. Три компании по производству самолётов боролись за контракт AMSA.

Двигатель для AMSA, созданный на основе демонстратора GE9, опирался на технологии разработки GE X370; в нем использовались никелевые сплавы Rene, созданные в лаборатории материалов. Это был первый турбовентиляторный двигатель компании. Он имел степень двухконтурности, равную 2,2.

**1.3.3. YJ101-GE-100**

В конце 1960-х гг. компания Northrop начала изучать требования к многоцелевому истребителю воздушного боя следующего поколения, призванному сменить семейство F-5. По мнению специалистов по планированию продукции Northrop, такие требования как высокая энерговооружённость, малая масса, низкая стоимость, способность выполнять широкий спектр задач ПВО должны были сохраниться до конца 20-го века.

Двигателем для нового лёгкого многоцелевого истребителя Northrop P-530 Cobra (рисунок 1.13), преобразованного в P-600 и позже получившего обозначение Нортроп YF-17, был YJ101 (рисунок 1.15) - модификация J97 (рисунок 1.16), созданная на базе демонстратора GE1.

Самолёт Northrop YF-17 (рисунок 1.14) создавался по программе лёгкого истребителя BBC Lightweight Fighter (LWF), позже ставшей программой Air Combat Fighter.



Рисунок 1.13 - Northrop P-530 Cobra



Рисунок 1.14 - YF-17 - а) и схема расположения двигателей YJ101-GE-100 на нём - б)



|                                  |                                       |
|----------------------------------|---------------------------------------|
| Разработчик                      | Northrop                              |
| Первый полёт, г.                 | 1974                                  |
| Масса пустого, кг.               | 9525                                  |
| Максимальная взлётная масса, кг. | 13894                                 |
| Масса боевой нагрузки, кг.       | 6400                                  |
| Силовая установка                | 2хТРДДФ General Electric YJ101-GE-100 |
| Максимальная скорость, км/ч.     | 2071 (M=1.95)                         |
| Дальность (без ПТБ), км          | 4500-                                 |
| Потолок, м.                      | 18000-                                |

Таблица 9 - Основные параметры самолёта Northrop YF-17 [14]

GE начала проектирование турбореактивного двигателя XJ101 в июне 1970 г. и перешла к полномасштабной разработке в 1971 г. В течение первого года GE финансировала разработку за счёт собственных средств. Затем, в апреле 1972 г. ВВС предоставили 20 миллионов долларов для завершения разработки двигателя, проведения лётной проверки конструкции и производства шести первых двигателей.

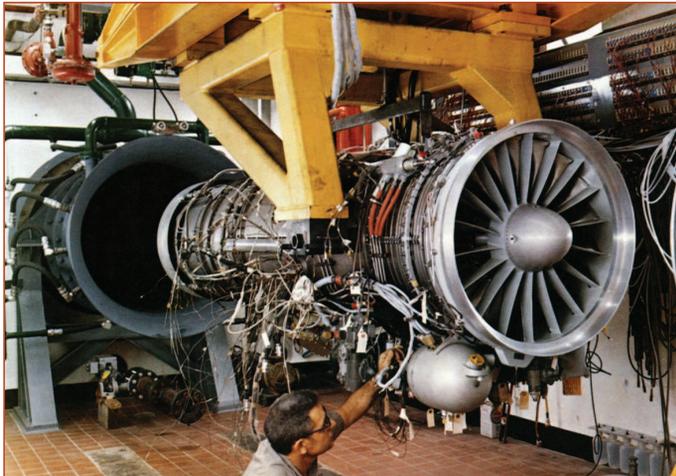


Рисунок 1.15 - YJ101

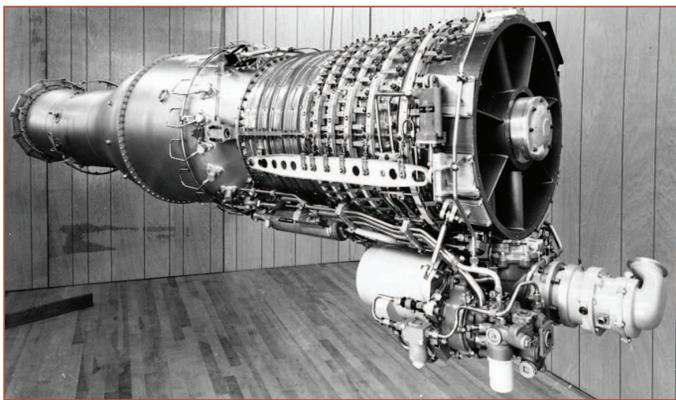


Рисунок 1.16 - Двигатель J97

**Турбина НД** - одноступенчатая. Применяется конвективный способ охлаждения лопаток.

**Форсажная камера** - охлаждается воздухом, отбираемым от компрессора НД и подводимым по кольцевому каналу, охлаждающему газогенератор двигателя.

**Реактивное сопло** - сверхзвуковое, регулируемое, многостворчатое, охлаждается воздухом, используемым для охлаждения форсажной камеры.

Было построено несколько двигателей, выполненных в лётном варианте. Проходил лётные испытания на истребителях Northrop YJ-17. К середине октября 1974 г. два истребителя Northrop YJ-17 совершили 133 полёта общей продолжительностью 142 ч 46 мин. Во время испытаний было осуществлено несколько успешных повторных запусков в полёте ТРДДФ YJ101-GE-100.

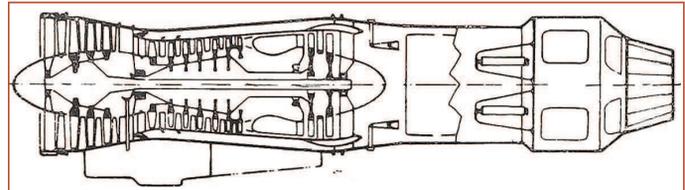


Рисунок 1.17 - Конструктивная схема ТРДДФ YJ101-GE-100



Рисунок 1.18 - ТРДДФ YJ101-GE-100 перед испытаниями

Таблица 10 - Основные параметры двигателя YJ101 [4, 13, 16]

| Применение  | Northrop YF-17            |
|---|---------------------------|
| $P_{фв}$ , кН (кгс)   | 64,8 - 66,8 (6600 - 6800) |
| $C_{уд.ф}$ , кг/кН ч (кг/кгс ч)                             | 192 (1,88)                |
| $P_{вал}$ , кН (кгс)  | (4300)                    |
| $C_{уд.взлг}$ , кг/кН <sup>2</sup> ч(кг/кгс <sup>2</sup> ч) | 79,6 (0,78)               |
| $C_{уд.кр}$   | -                         |
| $G_{в}$ , кг/с  | 56                        |
| $T_{гв}$ , К  | 1645                      |
| $m$   | 0,2                       |
| $T_{кэ}$  | 21                        |
| $n$   | -                         |
| $M_{дв}$ , кг   | 949                       |
| $L_{дв}$ , м  | 3,6                       |
| $D_{дв}$ , м  | 0,826                     |
| $D_{вх}$ , м  | -                         |
| Год начала стендовых испытаний                              | 1973                      |

Элементы конструкции ТРДДФ YJ101 (рисунки 1.17, 1.18):

**ВНА** - регулируемый, с противообледенительной системой.

**Компрессор НД** - трёхступенчатый. Рабочие лопатки и диски изготовлены из титанового сплава. НА первых двух ступеней регулируемые.

**Компрессор ВД** - семиступенчатый. Первые три ступени и передний корпус изготовлены из титанового сплава, остальные

четыре и задний корпус - из стали. Ротор изготовлен с применением сварки трением.

**Камера сгорания** - кольцевая с 17-ю топливными форсунками. Имеет плёночное охлаждение.

**Турбина ВД** - одноступенчатая, с охлаждаемыми лопатками.

### 1.3.4. XF100

Достижения в области создания компрессоров, камер сгорания и турбин в 1960-х гг. привели к решению предложить более компактный двигатель с каскадом высокого давления, включающим одноступенчатую турбину и двухпорный ротор как в проекте MF295, в результате чего в 1969 г. на основе газогенератора GE1/10 (рисунок 1.8) был спроектирован демонстратор ТРДДФ XF100 (рисунки 1.19 - 1.21), имеющий минимальное число ступеней турбокомпрессора и двухпорные роторы каскадов низкого и высокого давления (рисунок 1.20, а) [8, 10, 15].

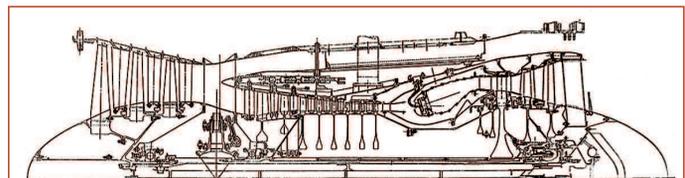


Рисунок 1.19 - Конструктивная схема GE XF100

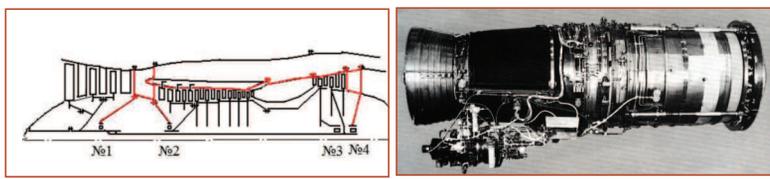


Рисунок 1.20 - Схема расположения опор а) и внешний вид б) демонстратора ТРДДФ XF100-GE

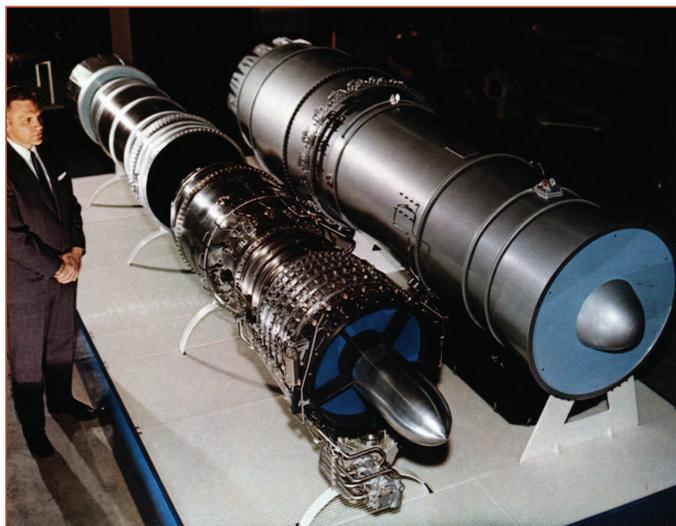


Рисунок 1.21 - Демонстратор GE1/10 (справа) и F100

### 1.3.5. GE4

Турбореактивный двигатель General Electric GE4, разработанный в конце 1960-х годов на основе General Electric YJ93, применявшемся на бомбардировщике XB-70, был предназначен для установки на сверхзвуковом пассажирском самолёте Boeing 2707 (рисунок 1.22). Этот самолёт создавался по программе строительства National Supersonic Transport (национального сверхзвукового пассажирского самолёта), о начале которой 5 июня 1963 г. объявил президент США Джон Кеннеди. В конкурсе на участие в программе участвовали три компании: North American, Lockheed и Boeing. 31 декабря 1966 г. государственная комиссия определила Boeing победителем.

Boeing 2707 изначально проектировался как широкофюзеляжный лайнер, что позволило бы ему взять на борт до 300 пассажиров (против 120-150 пассажиров у Ту-144 и 92-128 - у Конкорда).

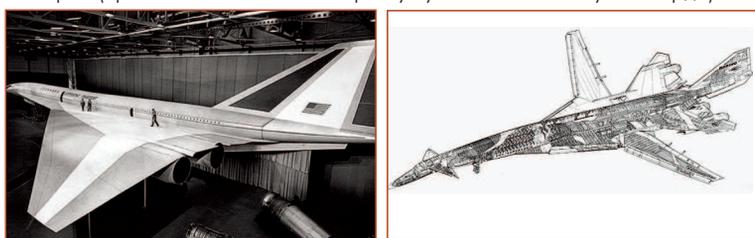


Рисунок 1.22 - Макет а) и схема б) самолёта Boeing 2707

|                                  |                              |
|----------------------------------|------------------------------|
| Разработчик                      | Boeing                       |
| Первый полёт, г.                 | не выполнялся                |
| Изготовлено, шт.                 | 2 (недостроены)              |
| Масса пустого, кг.               | -                            |
| Максимальная взлётная масса, кг. | 306 000                      |
| Пассажировместимость, чел.       | 277                          |
| Силовая установка                | 4xТРДДФ General Electric GE4 |
| Максимальная скорость, км/ч.     | 2650                         |
| Дальность (без ПТБ), км          | 7871                         |
| Потолок, м.                      | 22000                        |

Таблица 11 - Основные параметры (проект) самолёта Boeing 2707 [13, 15]

Турбореактивный двигатель GE4 (рисунки 1.23 - 1.29), имевший девятиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания и двухступенчатую турбину, был самым мощным двигателем своего времени.

Проект самолёта был весьма затратным, что, учитывая расходы на лунную программу, войну во Вьетнаме, на создание самого большого в мире Boeing-747, а также с техническими трудностями, вынудило Сенат США принять решение о прекращении программы National Supersonic Transport. Недостроенный полноразмерный макет Boeing 2707 передали в музей.

Закрытие проекта Boeing 2707 в 1971 г. повлекло прекращение работ над GE4. Всего было изготовлено 3 двигателя GE4.

Таблица 12 - Основные параметры двигателя GE4 [4, 13, 15]:

| Применение                       | Boeing 2707              |
|----------------------------------|--------------------------|
| $P_{ф.}$ , кН (кгс)              | 270,5 (27550)            |
| $C_{уд.ф.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)   | 175,1 (1,72)             |
| $P_{взл.}$ , кН (кгс)            | 211,8 (21570)            |
| $C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч) | 107,1 (1,05)             |
| $P_{кр.}$ , кН (кгс)             | 66,9 (6800)              |
| $C_{уд.кр.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)  | 154 (1,51) ( $M_n=2,7$ ) |
| $G_v$ , кг/с                     | 281                      |
| $T_r$ , К                        | 1533                     |
| $m$                              | 0                        |
| $\pi_{к\Sigma}$                  | 12,5                     |
| $n$                              | -                        |
| $M_{дв.}$ кг                     | 5100                     |
| $L_{дв.}$ м                      | 8,331                    |
| $D_{дв.}$ м                      | 1,803                    |
| $D_{вх.}$ м                      | 1,539                    |
| Год начала стендовых испытаний   | 1967                     |

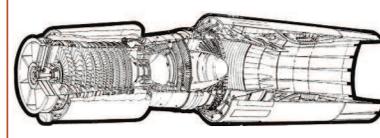
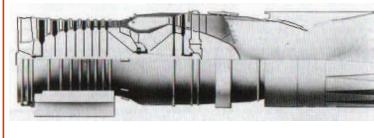


Рисунок 1.23 - Конструктивная схема а) и разрез б) ТРДФ GE4 (J5)

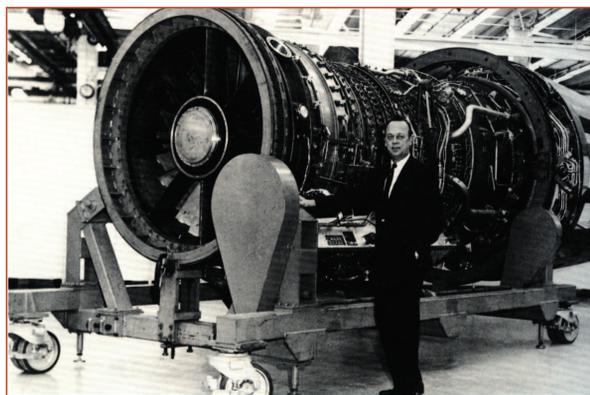


Рисунок 1.24 - ТРДФ GE4 (J5)

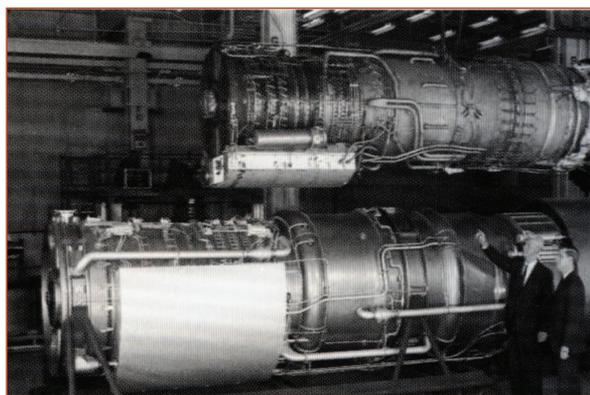


Рисунок 1.25 - J93 (вверху) и GE4 (снизу)

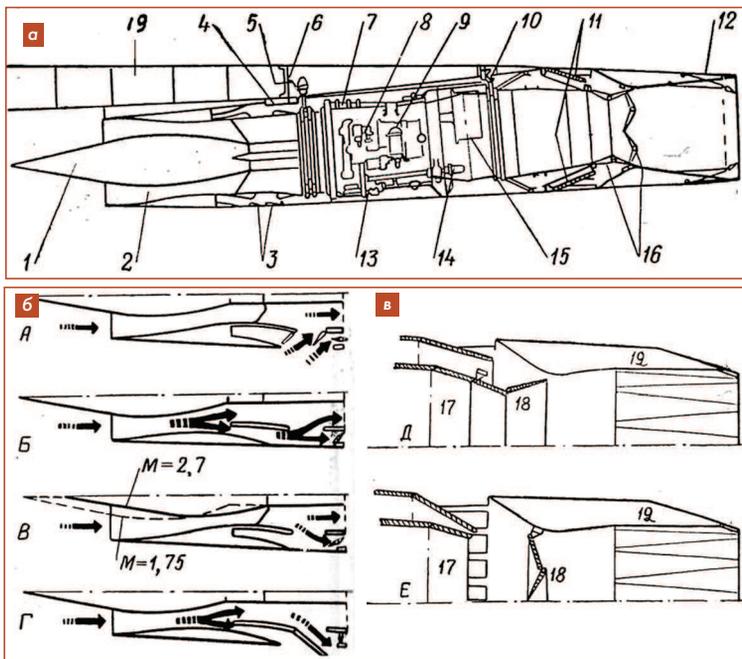


Рисунок 1.26 - Компоночная схема ТРДФ GE4 на СПС Boeing 2707-300  
а) Схема компоновки двигателя:

1 - центральное тело воздухозаборного канала; 2 - сверхзвуковой диффузор; 3 - дополнительный подвод воздуха и разгрузочные заслонки; 4 - штанга для передачи тягового усилия; 5 - передняя подвеска двигателя; 6 - задний лонжерон; 7 - канал вторичного воздуха; 8 - пневматический агрегат (правая сторона); 9 - агрегаты; 10 - задний узел крепления; 11 - створки окон перепуска; 12 - вторичное регулируемое сопло; 13 - коробка приводов агрегатов двигателя; 14 - компрессор системы кондиционирования воздуха; 15 - первичный теплообменник; 16, 18 - створки реверса тяги; 17 - первичное сопло; 19 - коробка крыла.

б) Положение воздухозаборного канала:

А - на взлётном режиме; Б - при внешнем сверхзвуковом сжатии воздуха ( $M \approx 1,75$ ); В - при внутреннем сверхзвуковом сжатии воздуха ( $M = 1,75 - 2,7$ ); Г - разгрузочный перепуск из воздухозаборного канала при убранных створках реверса.

в). Положение сопла:

Д - положение первичного сопла при полёте с дозвуковой скоростью; Е - положение первичного сопла при реверсировании тяги.



Рисунок 1.28 - Демонстрация двигателя GE4

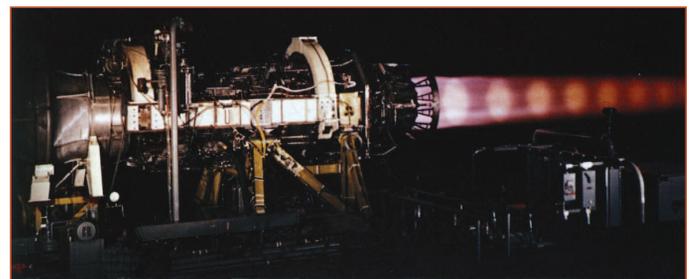


Рисунок 1.29 - Огневые испытания GE4

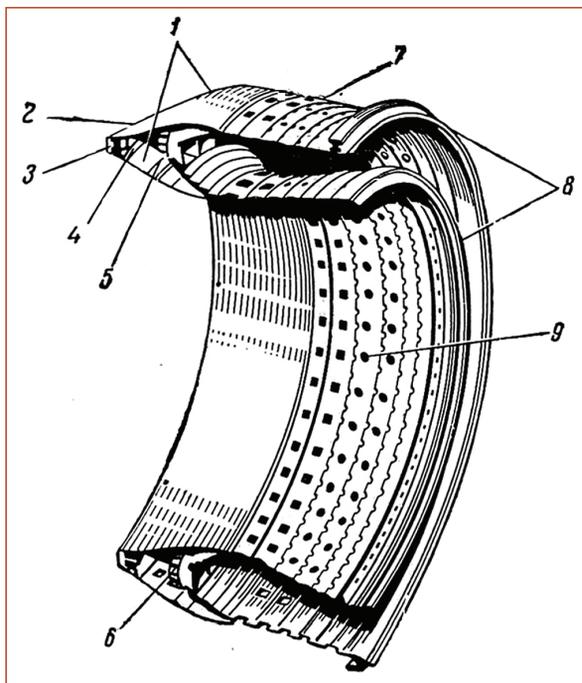


Рисунок 1.27 - Жаровая труба камеры сгорания двигателя GE4

1 - обтекатель; 2 - окна для топливных форсунок; 3 - установочные бобышки; 4 - стойка; 5 - элементы жесткости обтекателя; 6 - завихритель; 7 - наружная жаровая труба; 8-задние уплотнительные фланцы; 9 - отверстия для вторичного воздуха

### 1.3.6. F101-GE-100

В 1965 г. в США была разработана программа усовершенствованного пилотируемого стратегического самолёта - AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft), способного поражать цели на малой высоте [18].

По этой программе прорабатывались различные концепции самолёта: дозвуковой маловысотный; дозвуковой на малой высоте и сверхзвуковой на большой; вертикального или укороченного взлёта и посадки.

Командование ВВС приводило следующие факторы, требующие необходимость реализации программы AMSA:

- стратегические силы, включающие ракеты наземного и морского базирования, а также бомбардировщики являются более надёжным средством, сдерживающим противника, чем только ракетно-ядерные силы;
- самолёт AMSA станет более эффективным средством преодоления системы ПВО, чем существующие бомбардировщики;
- наличие бомбардировщика AMSA желательно в условиях любой, даже локальной войны.

В 1965 г. в Нью-Йоркской академии наук был представлен доклад представителя командования стратегической авиацией в котором обосновывалась необходимость иметь на вооружении как пилотируемые самолёты, так и управляемые ракеты, так как эти виды оружия дополняют друг друга, что способствует "гибкости" стратегических вооружений.

В ноябре 1968 г. представителями министерства обороны, ВВС и промышленности был разработан документ, содержащий концепцию создания на конкурсной основе самолёта AMSA.

В конкурсе участвовали ведущие компании США: Boeing, General Dynamics и Rockwell, входившая в корпорацию Nord American. В итоге, для создания планёра стратегического бомбардировщика ВВС США - В-1 была выбрана компания North American Rockwell.

Следует заметить, что ещё в 1962 г. ВВС США разработали новую систему стандартизации наименования имеющихся на вооружении образцов военной техники. В сентябре, представляя новую систему обозначений самолётов, секретарь ВВС Eugene Zuckert (Юджин Цукерт) заявил, что если на смену В-52 и В-70 будет построен новый бомбардировщик, то он будет иметь обозначение В-1. Так что обозначение самолёта стало известно ещё задолго до его появления [19].

Вначале В-1 называли "В-Опе", или просто "Вопе", что в переводе обозначает "кость", "скелет". Наименование "Lancer" самолёт получил 1 мая 1990 г., к этому времени "скелеты" уже несколько лет состояли на вооружении ВВС США.

В 1968 г. компоновка самолета AMSA была изменена с учетом необходимости большего разнесения крыла и оперения, которые до этого соединялись при установке крыла в положение максимальной стреловидности.

В мае 1969 г. усовершенствованный стратегический бомбардировщик AMSA получил официальное обозначение В-1А (рисунок 1.30).



Рисунок 1.30 - Самолёт В-1А (а) и схема расположения двигателей F101 на нём (б)

Глубокая решимость победить, вызванная неудачным соревнованием в начале года, а также достижения в области компрессоров, камер сгорания и турбин в 1960-х годах привели к решению General Electric предложить для AMSA компактный двигатель с каскадом высокого давления, имевшим одноступенчатую турбину и только две роторные опоры.

В результате чего в июне 1970 г. для разработки и произво-

дства двигателя для бомбардировщика В-1 ВВС США был выбран проект General Electric.

General Electric в апреле 1972 г. получила контракт ВВС на разработку и производство F101 - усовершенствованной версии двигателя J101 для оснащения стратегического бомбардировщика Rockwell В-1А.

F101 ознаменовал новый подход General Electric к разработке двигателей. Большинство новых военных двигателей закупаются с целью максимально продвинуть технологию и оптимизировать государственные средства, полученные и потраченные на исследования и разработки. General Electric решила начать новую программу на свои средства и подтвердить простоту, надёжность и ремонтпригодность разработки. Конструкция General Electric предусматривала использование двигателя с низкой степенью двухконтурности и с тягой около 67 кН.

В качестве базового двигателя для новой программы использовался демонстрационный газогенератор GE9, разработанный по контракту с командованием ВВС. Конструктивная схема, расход воздуха и размеры газогенератора GE9 в основном такие же, как у GE1. Некоторые элементы этих газогенераторов взаимозаменяемы.

F101 (рисунки 1.31 - 1.33) - первый турбовентиляторный реактивный двигатель со смешением потоков в форсажной камере, произведенный компанией GE Aviation, специально для программы Advanced Manned Strategic Aircraft (AMSA) - проекта создания самолёта стратегической авиации, в результате которой появился Rockwell В-1 (рисунок 1.30).

На самолете В-1 установлены четыре ТРДДФ F101. разме-

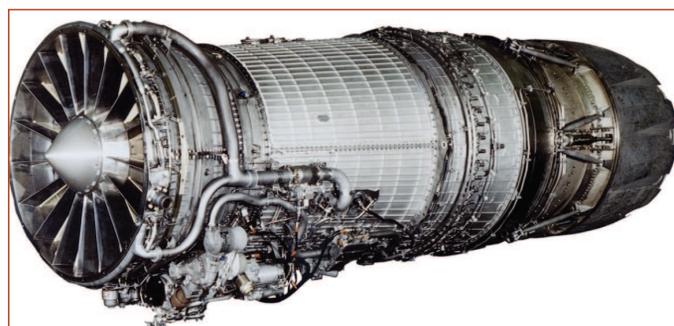


Рисунок 1.31 - ТРДДФ F101

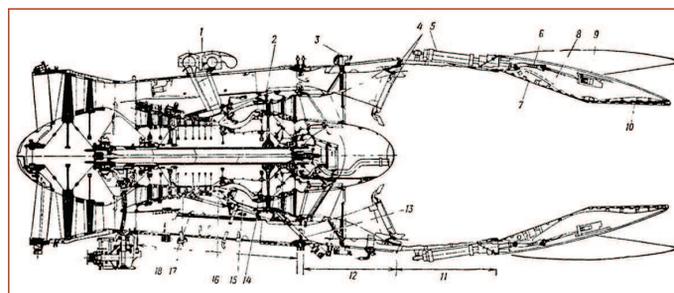


Рисунок 1.31 - ТРДДФ F101

1 - каналы отбора воздуха; 2 - рабочее колесо турбины компрессора; 3 - топливный коллектор; 4 - стабилизатор пламени; 5 - силовые цилиндры (8 шт.); 6 - ролики механизма поворота створок сопла; 7 - первичная внутренняя створка; 8 - кулачок механизма поворота створок сопла; 9 - внешняя створка и уплотнения; 10 - вторичная внутренняя створка; 11 - выпускная труба; 12 - зона смешения форсажной камеры; 13 - инфракрасный пирометр; 14 - сопловой аппарат турбины компрессора; 15 - камера сгорания; 16 - диффузор; 17 - внутренний корпус канала наружного контура; 18 - наружный корпус канала наружного контура.

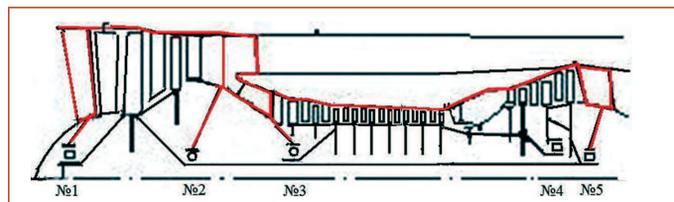


Рисунок 1.33 - Расположение опор на конструктивно-силовой схеме ТРДДФ F101



Рисунок 1.34 - Двигатели F101 в мотогондолах В-1А

щенные попарно в двух гондолах под неподвижными корневыми частями крыла, (рисунок 1.34). Поскольку гондолы, содержащие по два двигателя, разнесены довольно широко, фирма подробно изучила проблему устойчивости при отказах

двигателей, определив для случая нормальной беспомпажной работы двигателей границы углов атаки и скольжения в функции скорости.

Двигатель F101 предназначен для полёта на большую даль-

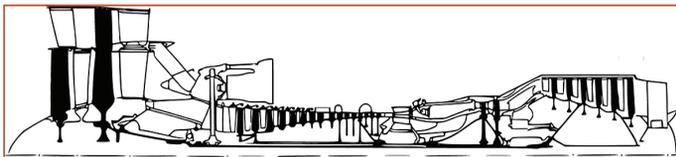


Рисунок 1.35 - Конструктивная схема ТРДД TF39

ность. При его разработке использован опыт проектирования форсажной камеры исходного варианта ТРД J79 (рисунки 1.5, 1.6), который применяется на самолете F-4 Phantom, и вентилятора ТРДД TF39 (рисунок 1.35) (применяется на самолете С-5А).

**Элементы конструкции ТРДДФ F101-GE-100 [4, 8, 10, 18, 20]:**

**Входное устройство.** Стальные лопатки регулируемого ВНА имеют подвижную заднюю часть пера лопатки. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора. Система регулирования воздухозаборников базировалась на результатах программы В-70 и использовала смешанное сжатие. В 1972 г. схема воздухозаборника была пересмотрена с целью снижения массы (- 615 кг на самолёт) и эксплуатационных затрат. Было доказано, что воздухозаборники внешнего сжатия, в конструкции которых была исключена приблизительно половина подвижных секций стенки, обеспечивают заданные характеристики и отвечают требованиям при допустимом ухудшении характеристик на сверхзвуковых скоростях. В сентябре было заявлено, что на В-1А будут установлены воздухозаборники с внешним сжатием. Общая длина воздушного канала от входной кромки воздухозаборника до двигателя составляла 6,5 м, а длина дозвукового диффузора - 4,5 диаметра входного сечения двигателя. Совместимость воздухозаборника с планёром проверялась на полномасштабном макете полукрыла и двигателя. Продувки в аэродинамической трубе с сечением 4,8 м проходили в научно-исследовательском центре им. Арнольда.

**Вентилятор** - двухступенчатый. Рабочие лопатки из титанового сплава, с бандажными полками на концах. Внешняя часть переднего корпуса вентилятора и лопатки ВНА снабжены противообледенительными устройствами, работающими на горячем воздухе, отбираемом от компрессора.

**Компрессор** - девятиступенчатый. Рабочие лопатки первых четырёх ступеней и диски первых трёх ступеней изготовлены из титанового сплава. Все диски и рабочие лопатки всех остальных ступеней, а также вал ротора высокого давления - из никелевого сплава Rene 95. Лопатки направляющих аппаратов первых трёх ступеней стальные поворотные. Лопатки направляющих аппаратов с пятой по девятую ступени - из сплава Inconel 718. Передний корпус компрессора (до направляющего аппарата шестой ступени) изготовлен из титанового сплава, а задний корпус - из стали. От пятой ступени производится отбор воздуха на самолётные нужды.

Для изготовления статора компрессора, где это позволяет тем-

пература, применяются усовершенствованные композиционные материалы на основе графита.

**Камера сгорания** - кольцевая, короткая, со смесеобразующим устройством. Изготавливалась из кольцевой заготовки сплава Hastelloy X. В качестве топливных форсунок применены 20 стальных трубок, через которые топливо подается в смесители вихревого типа в виде улиток, где оно предварительно смешивается с поступающим воздухом. Интенсивное смешение происходит при помощи двух завихрителей со спиральными лопатками. Такая конструкция обеспечивает хорошее смешение и полное сгорание углеводородного топлива на длине камеры менее 255 мм, причём в зоне длиной ~ 50 мм происходит смешение, а в остальной части - горение. Обеспечивает малую степень дымления на всех режимах.

Такая же камера сгорания применяется в ТРДД TF34 (рисунки 1.36 - 1.38).

**Турбина компрессора** - одноступенчатая. Рабочие и сопловые лопат-

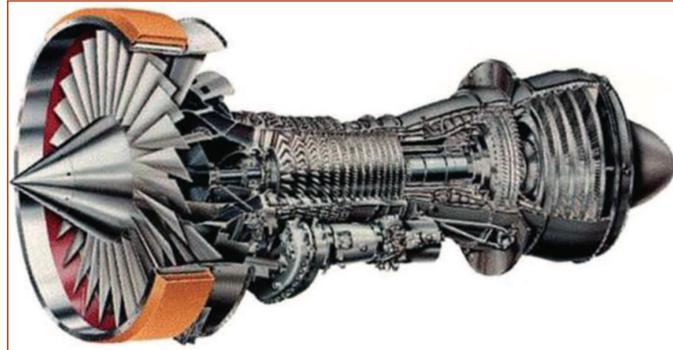


Рисунок 1.36 - Конструктивная схема ТРДД TF34

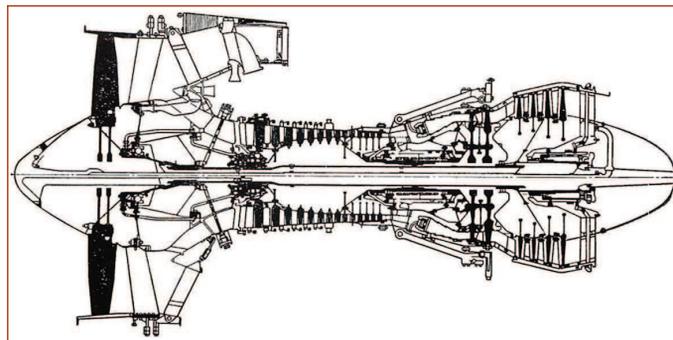


Рисунок 1.37 - Схемы ТРДД TF34-GE-2 и ТРДД TF34-GE-100 (внизу)

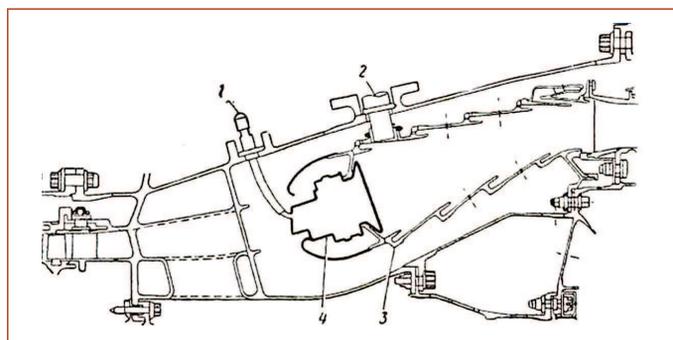


Рисунок 1.38 - Схематический разрез камеры сгорания ТРДД TF34-GE-2: 1 - труба подвода топлива; 2 - воспламенитель; 3 - жаровая труба; 4 - смесительно-вихревая камера

ки охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором. Рабочие лопатки выполнены из жаропрочного коррозионно-устойчивого сплава на никелевой основе Rene 120, диск рабочего колеса - из сплава Rene 95, а сопловые лопатки - из хромоникелевого сплава, легированного торием. В серийном производстве рабочие лопатки изготавливались из сплава Rene 125. Отверстия в лопатках создавались с помощью лазера.

**Турбина вентилятора** - двухступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие

лопатки первой ступени изготовлены из сплава Rene 125, второй ступени - из сплава Rene 80. Сопловые лопатки первой ступени выполнены из торий-хромо-никелевого сплава, а второй ступени - из сплава Rene 80. Вал турбины изготовлен из сплава Inconel 718.

**Форсажная камера** имеет 56 каналов: 28 для воздуха, поступающего из внешнего контура при  $T=394$  К через систему щелевых отверстий в её передней части, и 28 для газа. Смешение потоков происходит в зоне расположения стабилизатора пламени; впрыск топлива осуществляют 56 форсунок, расположенных в коллекторе перед стабилизатором пламени. Воспламенение топлива осуществляется с внутреннего кольца стабилизатора, что обеспечивает равномерное нарастание температуры и плавный переход на режим полного форсирования тяги. Экраны форсажной камеры, створки реактивного сопла и его уплотнения охлаждаются воздухом ( $T=394$  К), отбираемым за вентилятором. Корпус форсажной камеры изготовлен из сплава Inconel 625. Конструкция оптимизирована для продолжительного полёта на небольшой высоте при высоких дозвуковых числах  $M$  и для полёта на большой высоте при  $M=2,2$ .

**Реактивное сопло** - сверхзвуковое, многостворчатое, с консольно подвешенными створками сужающейся части (первичные створки), створками расширяющейся части (вторичные створки) и внешними створками. В системе привода створок используются 8 гидравлических силовых цилиндров. Первичные створки устанавливаются в заданное положение с помощью кулачка и роликов, являющихся элементами сужающейся части сопла. Шарниры подвески вторичных створок спрятаны в "тело" сопла для уменьшения внешнего сопротивления. При действии гидравлической системы привода первичные и вторичные створки могут передвигаться совместно или раздельно. Створки первичного и вторичного сопла выполнены с учетом опыта эксплуатации сопел ТРДФ J79 и J93. Выпускная труба выполнена из титанового сплава, створки сужающейся и расширяющейся частей сопла стальные, а внешние створки и уплотнения сопла изготовлены из стальной сотовой конструкции.

**Система управления.** В двигателе применён в качестве основного элемента системы управления инфракрасный фотоэлектрический пирометр, сфокусированный на лопатки ротора турбины компрессора. Его датчик настроен на средний уровень температуры семидесятидвух рабочих лопаток этого ротора. Когда среднее значение температуры достигает заданного предела, расход топлива и частота вращения ротора вентилятора автоматически снижаются. Система регулирования - гидромеханическая

**Эксплуатационная технологичность.** Двигатель модульной конструкции, что упрощает его ремонт (рисунок 1.39). На корпусе двигателя в зонах компрессора, камеры сгорания и турбины имеются лючки для бороскопического осмотра.

Испытания ТРДФ F101 по программе "проверка изделия" закончились в 1976 г (рисунок 1.40) с наработкой 12 000 ч. После чего началось производство двигателя малой серией. С 1976 г. по август 1979 г. испытания двигателя проводились по программе непрерывной технической доводки, которая имела целью ускорение достиже-

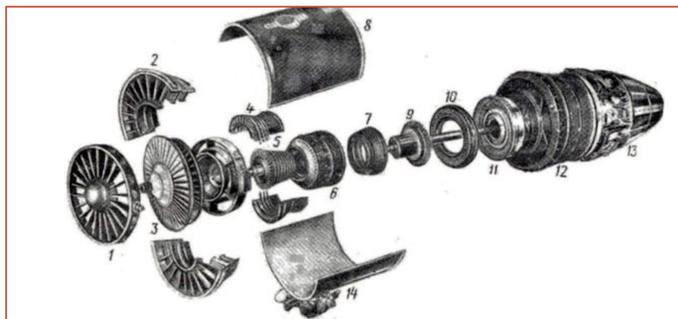


Рисунок 1.39 - Основные модули и узлы ТРДФ F101:

1 - передний корпус вентилятора; 2 - статор вентилятора; 3 - ротор вентилятора; 4 - статор компрессора; 5 - ротор компрессора; 6 - корпус и диффузор камеры сгорания; 7 - камера сгорания; 8 - наружный корпус внешнего контура; 9 - турбина компрессора; 10 - сопловой аппарат первой ступени турбины вентилятора; 11 - турбина вентилятора; 12 - форсажная камера; 13 - регулируемое реактивное сопло; 14 - агрегаты и регуляторы двигателя

ния технических параметров двигателя, увеличение срока службы его элементов и снижение стоимости жизненного цикла.

Стратегическое значение В-1 стало фактором в переговорах США - СССР по ОСВ-2, и в июне 1977 г. администрация президента Джими Картера решила прекратить программу В-1. Было изготовлено четыре прототипа В-1А.

Некоторые дальнейшие лётные испытания, включая испытания двигателей, были продолжены для подтверждения технологических достижений, реализованных в В-1/F101.

В 1980 г. на базе В-1А был создан В-1В (рисунок 1.42) как самолёт маловысотного прорыва ПВО.

Специально для выпуска В-1В в Палмдейле (Palmdale) построили новый завод. В программе серийного производства принимало участие 5200 субподрядчиков. Президент Р.Рейган потребовал наладить серийный выпуск В-1В как можно быстрее, из-за чего первые машины не получили полного комплекта штатных систем и оборудования. Первые семь В-1В "не умели" пускать крылатые ракеты, зато их поставки начались досрочно. Первый полёт первого серийного В-1В (82-0001) планировали на март 1985 г. Выкатка состоялась 4 сентября 1984 г., а первый полет - 18 октября 1984 г. Первый серийный В-1В был собран с использованием компонентов незавершенного пятого В-1А. Второй серийный В-1В полетел 1 октября 1986 г. Производственный план предполагал выпуск четырёх стратегических бомбардировщиков в месяц и этот план удалось выполнить. Выкатка 10-й серийной машины состоялась 20 января 1988 г., заказчик получил её 2 мая 1988 г. Все 100 самолётов В-1В от ВВС облетывал майор Валда Дж. Роббинс (Valda J. Robbins) [22].

Самолёт поступил в распоряжение стратегического командования ВВС США в качестве носителя ядерного оружия. В 1990-х его переоборудовали в носитель тактического вооружения.

Унификация по планёру между В-1А и В-1В составляет порядка 85%. В-1А предназначался для полётов на больших высотах со скоростью порядка  $M=2$ , а В-1В проектировался в расчёте на прорыв ПВО на малой высоте с высокой дозвуковой скоростью, и его максимальная скорость не превышает число  $M=1,25$ .

На В-1В были упрощена конструкция воздухозаборников двигателей, за счёт отказа от подвижных клиньев, и приняты меры по экранированию первых ступеней компрессоров, что обеспечило снижение ЭПР самолёта во фронтальной плоскости. Использование радиопоглощающих материалов в конструкции В-1В в сравнении с В-1А было увеличено на 85 %.

#### Список использованных источников информации

1. Parsch A. Designations of U.S. Military Aero Engines. 2008. [http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#\\_MILSTD1812\\_AirBreathing](http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#_MILSTD1812_AirBreathing).
2. Younessi 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. "Фёдорос", 1997. - 928 с.
7. Мировая авиация. Полная энциклопедия. www. aviacia.deagostini.ru.
8. The History Of General Electric Aircraft Engines . [https://www.456fis.org/HISTORY\\_OF\\_GENERAL\\_ELECTRIC\\_AIRCRAFT\\_ENGINES.htm](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. Иностраные 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. Иностраные 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. Иностраные 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)

Связь с авторами: zrellov07@mail.ru