

ЦИАМ

ИНОСТРАННЫЕ
АВИАЦИОННЫЕ
ДВИГАТЕЛИ

1984

Ц И А М

ИНОСТРАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

(По данным иностранной печати)

(10-е переработанное и дополненное издание)

Под общей редакцией
Г. В. СКВОРЦОВА

1 9 8 4

Составители:

*В. В. БАРДИНА, Н. К. БЕЛОВ, Е. И. ИВАНОВА, И. В. ИОНОВА,
А. В. КОШЕЛЕВА, Е. В. КУЗНЕЦОВ, Н. Г. ФЕДОРЧЕНКО,
В. Н. ФЕДЯКИН, К. Н. ЧИКИНА*

Редакторы:

*П. В. ИСАЕВ, Е. В. КУЗНЕЦОВ, А. В. МИКЕРОВ,
В. В. СИЛОВ, Г. В. СКВОРЦОВ, И. Г. ХОХЛОВ*

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящий справочник, составленный по материалам открытой иностранной печати (журналам, справочникам, материалам сообщений и проспектам отдельных фирм), содержит систематизированные сведения о современных иностранных серийных, опытных и разрабатываемых авиационных двигателях по состоянию на 1 апреля 1984 г.

Книга состоит из шести основных разделов: двухконтурные ТРД, одноконтурные ТРД, турбовальные и турбовинтовые двигатели, прямоточные и ракетно-прямоточные двигатели, вспомогательные силовые установки и программы США и Канады по созданию демонстрационных и экспериментальных двигателей.

В отличие от прошлых изданий справочника в X издании в традиционный раздел «Прямоточные ВРД» наряду с малообъемными ПВРД внесен ряд описаний ракетно-прямоточных двигателей, получающих все большее признание в качестве силовой установки авиационных ракет. В разделе «Вспомогательные силовые установки» в отличие от прошлого издания, где были приведены только таблицы этих двигателей, помещен ряд описаний наиболее распространенных и перспективных ВСУ.

В справочник не включены двигатели, по которым к началу его составления было опубликовано слишком мало сведений, многие серийные двигатели, подробно описанные в предыдущих изданиях справочника («Адур» RT.172-58, JT8D-209 и -217, JT9D-7Q, T700 и др.), а также двигатели, работа над которыми уже прекращена или не получила развития (QCSEE, ALF 101, CF6-32, RB.401 и др.). В то же время в данное издание вновь включен ряд описаний основных серийных двигателей (F100, JT9D-7R4, RB.199, CFM.56-2 и др.), дополненных новыми сведениями о их совершенствовании в процессе эксплуатации и дальнейшем развитии, а также новых модификаций многих исходных двигателей, уже описанных ранее в справочнике (CF6-80C2, F101-GE-102, F404-GE-100, TRE 331-14/15 и др.).

Каждый раздел, как и в прошлых изданиях, включает наиболее важные опубликованные в печати сведения о включенных в него двигателях (основные данные, краткое описание конструкции, характеристики, схемы и фотографии двигателя, его узлов и систем). Приведены также данные об условиях и особенностях эксплуата-

ции двигателя (ресурс, надежность, эксплуатационная технологичность, уровни шума и выброса вредных веществ), стоимости основных работ, цене двигателя, основных этапах его создания и последующего развития, возможном применении и состоянии развития двигателя.

Так как очередные издания справочника выпускаются раз в 3 года и за это время сведения о двигателях могут существенно дополниться и измениться, рекомендуем в промежутки времени между очередными изданиями справочника пользоваться краткими справочными таблицами основных данных иностранных турбовальных ГТД, ТВД, ТРД, ТРДД и ПВРД, выпускаемыми периодически информационным сектором ОНТИ ЦИАМа.

В конце книги помещен полный алфавитный указатель всех двигателей, сведения о которых опубликованы в настоящем X издании справочника и в его VIII и IX изданиях. В указателе, составленном К. Н. Чикиной, сначала приведен расположенный по алфавиту список двигателей, имеющих названия или буквенные обозначения, за ним список двигателей, имеющих только цифровые обозначения, расположенные в списке в возрастающей степени, и потом расположенный по алфавиту перечень программ.

Описания ТРДД США (кроме фирмы Пратт-Уитни), МоПВРД и РПД отредактированы П. В. Исаевым; описания ТРД, ТВД, турбовальных ГТД — Е. В. Кузнецовым; описания ВСУ — А. В. Микеровым; описания ТРДД Франции, Японии, фирмы Пратт-Уитни, CFM.56 и М.85 — В. В. Силовым; программы создания двигателей США и Канады — Г. В. Скворцовым; описания ТРДД фирмы Роллс-Ройс, RJ.500-35, V.2500 и RB.199 — И. Г. Хохловым.

Отдельные описания или подразделы описаний двигателей в справочнике были просмотрены А. А. Горбатко, Ю. А. Ивановым, Ю. М. Киселевым, А. И. Козловым, И. Я. Лившицем, Р. П. Малыгиной, Т. А. Нуруллаевым, Б. А. Пономаревым, А. Ф. Савостиным, Ю. И. Тулуповым, Ю. И. Шальманом и А. Н. Ященковым, которые дали ряд ценных советов, замечаний и пожеланий. Всем вышеуказанным лицам редакция и составители справочника выражают свою глубокую благодарность.

Отдел научно-технической информации ЦИАМа, выпуская X издание справочника по иностранным авиадвигателям, обращается с просьбой ко всем пользующимся им прислать сведения о том, где и насколько эффективно были использованы опубликованные в нем материалы, а также высказать свои пожелания и замечания, которые будут учтены при выпуске последующих изданий.

$B_{\text{дв}}$ — габаритная ширина двигателя, мм;
 b/t — густота решетки;
 C_e — удельный расход топлива турбовального ГТД, г/л.с.ч;
 $C_{\text{уд}}$ — удельный расход топлива ТРД, ТРДД, кг/кгс.ч;
 $C_{\text{э}}$ — удельный расход топлива ТВД, г/э.л.с.ч;
 $\bar{d}$ — относительный диаметр втулки;
 $D_{\text{дв}}$ — габаритный диаметр двигателя, мм;
 D_c — диаметр сопла, мм;
 Δ_r — радиальный зазор.
 G_v — расход воздуха через компрессор, кг/с;
 $G_{\text{вн}}$ — расход воздуха через внутренний контур ТРДД, кг/с;
 $G_{\text{вн}}$ — расход воздуха через наружный контур ТРДД, кг/с;
 $G_{\text{вс}}$ — расход воздуха через двигатель (суммарный), кг/с;
 $G_{\text{в.охл}}$ — расход воздуха на охлаждение, кг/с;
 G_t — расход топлива в основной камере сгорания, кг/ч;
 $G_{t\text{с}}$ — расход топлива суммарный в ТРДФ (ТРДДФ), кг/ч;
 $\gamma_{\text{дв}}$ — удельная масса двигателя, кг/кгс (л.с.);
 H — высота полета, км или м;
 $H_{\text{дв}}$ — габаритная высота двигателя, мм;
 $\bar{h}$ — удлинение лопатки;
 i — степень редукции;
 $L_{\text{дв}}$ — габаритная длина двигателя, мм;
 $M_{\text{дв}}$ — сухая масса двигателя, кг;
 $M_{\text{кр}}$ — крутящий момент, кгм;
 $M_{\text{п}}$ — число М полета;
 $M_{\text{с.у}}$ — масса силовой установки, кг;
 m — степень двухконтурности;
 n — частота вращения, об/мин;

N_v — винтовая мощность ТВД, л.с.;
 N_e — мощность на валу турбовального ГТД, л.с.;
 $N_{\text{э}}$ — эквивалентная мощность ТВД, э.л.с.;
 p — давление, кгс/см²;
 $\pi_{\text{вн}}$ — степень повышения давления воздуха вентилятором в наружном контуре;
 $\pi_{\text{к}}$ — степень повышения давления воздуха в компрессоре;
 $\pi_{\text{кс}}$ — общая степень повышения давления воздуха в компрессоре;
 $\pi_{\text{э}}$ — общая степень повышения давления воздуха в двигателе;
 R — тяга двигателя, кгс или тс;
 $R_{\text{уд}}$ — удельная тяга, кгс.с/кг;
 T_r^* — температура газа перед турбиной, °К;
 t_n — температура наружной среды, °С;
 T_c^* — температура газа в реактивном сопле, °К;
 T_t^* — температура газа за турбиной, °К;
 $T_{\text{ф}}^*$ — температура газа в форсажной камере, °К;
 τ — время, продолжительность действия, с;
 u — окружная скорость, м/с;
 $v_{\text{р.с}}$ — скорость истечения реактивной струи, м/с;
 V — скорость полета, км/ч.
 a — с агрегатами;
 b — боевой;
 v — вентилятора;
 $v.ж$ — с впрыском жидкости;
 $v.v$ — выводной вал;
 $ВВП$ — с вертикальным взлетом и посадкой;
 $v.d$ — высокого давления;
 $vз$ — взлетный;

ВНА — входной направляющий аппарат;
 возд — воздухозаборник;
 ВПП — взлетно-посадочная полоса;
 ВСУ — вспомогательная силовая установка;
 вх — вход;
 гг — газогенератор;
 ГДУ — газодинамическая устойчивость;
 ГУГА — главное управление гражданской авиации;
 дв — двигатель;
 ЗПК — звукопоглощающая конструкция;
 и — идеальное сопло;
 ИКМ — измеритель крутящего момента;
 к — компрессор;
 к.в.д. — компрессор высокого давления;
 $K_{в.п}$ — коэффициент выключений двигателя в полете;
 $K_{д.с.д}$ — коэффициент досрочных съёмов двигателя;
 к.н.д. — компрессор низкого давления;
 кр — крейсерский;
 м, макс — максимальный;
 м.кр — максимальный крейсерский;
 м.п — максимальный продолжительный;
 МСА — международная стандартная атмосфера;
 н — наружный;
 НА — направляющий аппарат;
 наб.выс — набор высоты;
 н.д — низкого давления;
 НЛГ — нормы летной годности;
 ном — номинальный;
 ПВРДЖ — прямоточный воздушно-реактивный двигатель на жидком топливе;
 ПВРДТ — прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом топливе;
 пред — предельный;
 прив — приведенный;
 рас — расчетный;
 р — реальное сопло;
 р.к — рабочее колесо;
 РПД — ракетно-прямоточный двигатель;

РУД — рычаг управления двигателем;
 с — сопло;
 СА — сопловой аппарат;
 САУ — система автоматического управления;
 с.т — свободная турбина;
 СКВП — самолет с коротким взлетом и посадкой;
 СУ — силовая установка;
 СУВП — самолет с укороченным взлетом и посадкой;
 СВКВП — самолет вертикального и короткого взлета и посадки;
 т.к — турбина компрессора;
 ТКС — турбокомпрессорный стартер;
 ТКСЭ — турбокомпрессорный стартер — энергоузел;
 ТУ — технические условия;
 у — установочный;
 ф — с включенной форсажной камерой;
 ФАУ — федеральное авиационное управление;
 ф.к — форсажная камера;
 ч — часовой;
 э — эквивалентный;
 CAN (Committee of Aviation Noise) — комитет по авиационному шуму;
 DEEC (Digital Electronic Engine Control) — цифровая электронная САУ двигателя;
 EPA (Environment Protection Agency) — управление по охране окружающей среды;
 EPN (Effective Percieved Noise) — эффективный воспринимаемый шум;
 FADEC (Full Authority Digital Engine Control) — цифровая электронная САУ с «полной ответственностью»;
 ICAO (International Civil Aviation Organization) — международная организация гражданской авиации;
 PNL (Percieved Noise Level) — уровень воспринимаемого шума.

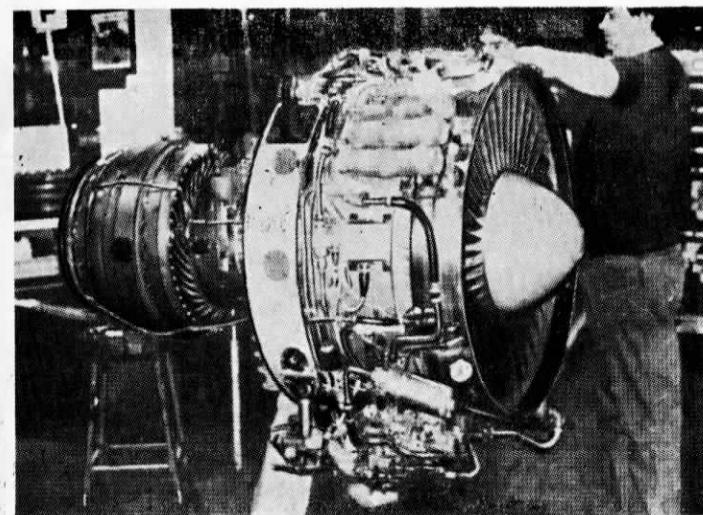
ДВУХКОНТУРНЫЕ ТРД

АВКО ЛАЙКОМИНГ

ТРДД
США

ALF 502L-2

Двухвальный ТРДД с приводом
вентилятора через редуктор



Внешний вид ТРДД ALF 502L-2.

$R = 3400 \text{ кгс}^1$
 $n_v = 7350 \text{ об/мин}$
 $n_k = 19750 \text{ об/мин}$
 $C_{уд} = 0,424 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$
 $G_{вс} = 116 \text{ кг/с}$
 $m = 5,0$
 $\pi_{кв} = 13,6$
 $\pi_v = 1,5$
 $T_{г*} = 1423 \text{ }^\circ\text{К}$
 $D = 1060 \text{ мм}$
 $L = 1487 \text{ мм}$

взлетный режим

$M_{дв} = 590 \text{ кг}$

$\gamma_{дв} = 0,1735 \text{ кг/кгс}$

¹ Возможно увеличение тяги ТРДД ALF 502L-2 путем добавления 3-й подпорной ступени и увеличения диаметра турбины.

Разработан на основе газогенератора военного ГТД Т55.

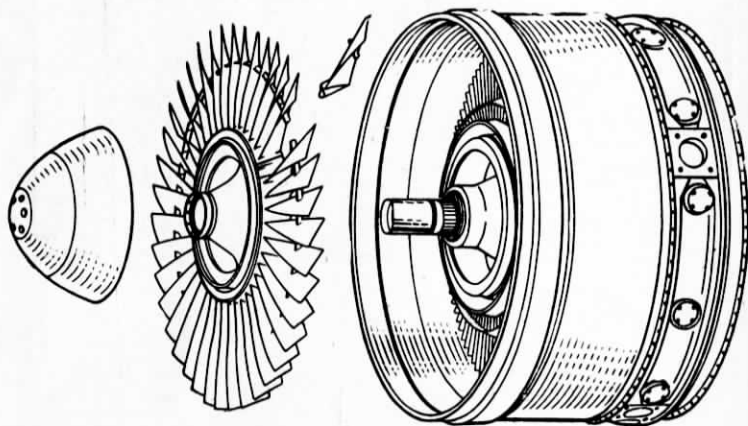
Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, выполнен за одно целое с двумя подпорными ступенями. Корпус вентилятора — литой. Ротор опирается на два подшипника — роликовый и упорный шариковый.

Рабочие лопатки изготовлены из титанового сплава, в средней части имеют противовибрационные полки для демпфирования колебаний и повышения стойкости к повреждению при попадании посторонних предметов; угол закрутки рабочих лопаток равен 15° . Число рабочих лопаток вентилятора — 40, спрямляющих — 85.

Подпорные ступени — осевые, их лопатки изготовлены из титанового сплава.

В корпусе вентилятора имеется удерживающее кольцо для локализации разрушения. Входной обтекатель оборудован противообледенительной системой, в которой в качестве рабочего вещества используется горячее масло.

Уровень шума вентилятора уменьшен путем устранения ВНА и увеличения расстояния между рабочими и спрямляющими лопатками до величины, равной двум хордам, а также благодаря выбору оптимального числа рабочих (40) и спрямляющих (85) лопаток и умеренной окружной скорости.



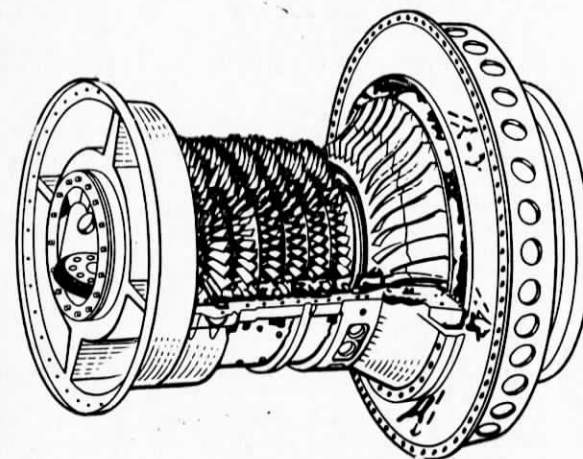
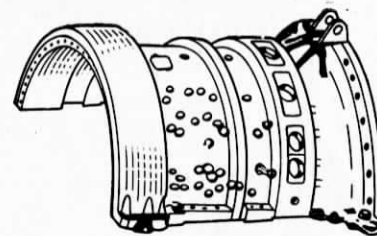
Модуль вентилятора.

Редуктор, приводящий вентилятор — одноступенчатый, планетарный, с косозубыми шестернями, $i=0,436$.

Компрессор — комбинированный (7 осевых и 1 центробежная ступень) с регулируемым ВНА.

Рабочие лопатки первых двух осевых ступеней — с малым удлинением. Рабочие лопатки осевого компрессора выполнены из нержавеющей стали, имеют хвостовики типа «ласточкин хвост» и могут индивидуально заменяться в аэродромных условиях. Диски изготовлены из стали. За шестой ступенью осуществляется перепуск воздуха, что позволяет улучшить устойчивость компрессора на переходных и установившихся режимах при малой частоте вращения. Перепуск воздуха находится под контролем регулятора двигателя.

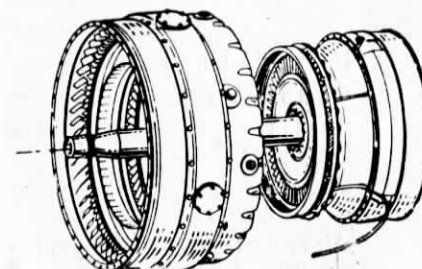
Центробежная ступень состоит из двух механически обработанных частей из титанового сплава. Все колеса компрессора закреплены на стальном валу и образуют барабанно-дискую конструкцию. Корпус разъемный, из двух половин.



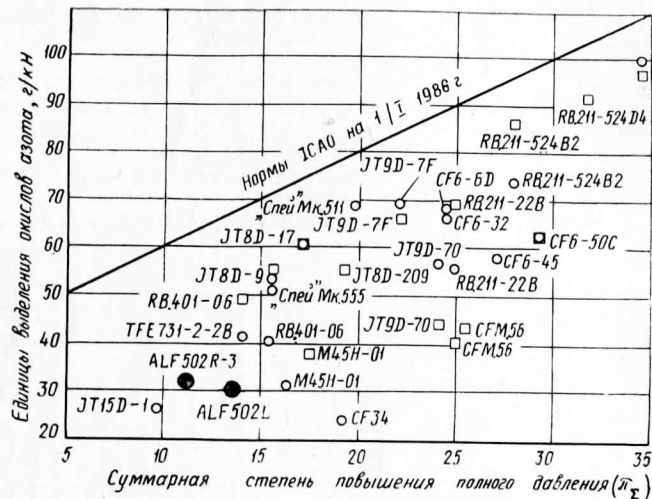
Модуль каскада в. д.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, выполнена с применением жаропрочной стали с покрытием. Топливных форсунок — 28. Большая длина зоны смешения камеры сгорания обеспечивает уменьшение турбулентности потока, что также способствует снижению шума.

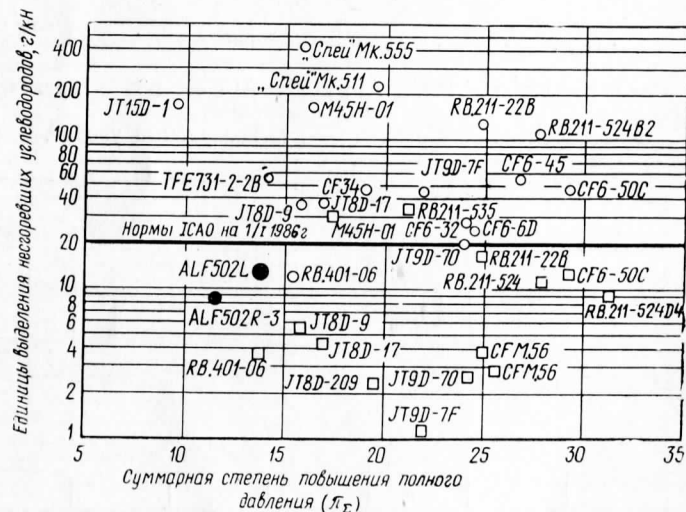
В корпусе камеры сгорания имеются дренажные клапаны для удаления топлива в случае неудачного запуска при выключении двигателя. Топливо сливается в бачок и снова подается в топливную систему работающего двигателя. Воздушная полость вокруг камеры сгорания используется для подогрева отбираемого от компрессора воздуха, поступающего в противообледенительную систему самолета.



Модуль камеры сгорания и турбины вентилятора.



Уровни выделения окислов азота двигателями ALF 502L, ALF 502R-3 и другими двухконтурными двигателями.
○ — современные уровни; □ — прогнозируемые уровни.



Уровни выделения несгоревших углеводородов двигателями ALF 502L, ALF 502R-3 и другими двухконтурными двигателями.
○ — современные уровни; □ — прогнозируемые уровни.

Ресурс и наработка. Планируемый начальный межремонтный ресурс двигателя ALF 502 — 4000 ч, ресурс вентилятора — 10 000 ч и компрессора — 6000 ч. Осмотр горячей части и замена в случае необходимости деталей — че-

рез 1500 ч¹. Расчетный ресурс до разрушения вращающихся деталей достигает 50 000 ч, их усталостная долговечность определена в диапазоне от 16 600 до 33 000 полетных циклов. К моменту сертификации (февраль 1980 г.) наработка 19 опытных ТРДД ALF 502L во время стендовых и летных испытаний превысила 12 000 ч. К концу февраля 1982 г. наработка двигателей ALF 502 составила более 28 000 ч.

Эксплуатационная технологичность. Техобслуживание и ремонт двигателей ALF 502 могут производиться как по состоянию, так и в соответствии с определенными сроками межремонтного ресурса.

Двигатель ALF 502 состоит из 4 модулей: вентилятора массой ~226 кг; каскада в.д. массой ~145 кг; камеры сгорания и турбины вентилятора массой 122,5 кг и коробки приводов вспомогательных агрегатов массой 18,5 кг. Модульная конструкция обеспечивает хорошую эксплуатационную технологичность и малые затраты на техобслуживание.

Два человека могут произвести замену модуля камеры сгорания и турбины вентилятора за 2,2 ч, а модуля коробки приводов агрегатов за 1,8 ч. Обе операции можно сделать без съема двигателя с самолета. Замена модулей вентилятора и каскада в.д. выполняется в цехе.

Без снятия двигателя с самолета могут быть заменены: отдельные рабочие и направляющие лопатки вентилятора и его обтекатель (без балансировки и съема двигателя с самолета могут заменяться до шести противоположных пар рабочих лопаток вентилятора); рабочие и направляющие лопатки подпорных ступеней; редуктор привода вентилятора; отдельные рабочие и направляющие лопатки компрессора (до 10 рабочих лопаток); жаровая труба камеры сгорания; обе турбины и их сопловые аппараты; уплотнения установочной площадки коробки приводов агрегатов; приводной вал и вспомогательные агрегаты.

При замене компрессора двигатель снимается с самолета, так как для этой операции необходимо проводить балансировку его ротора.

Для диагностики технического состояния ТРДД ALF 502 применяется диагностическая аппаратура фирмы Авко Лайкоминг, состоящая из портативного анализатора, дополнительных датчиков и электрической проводки.

В конструкции ТРДД ALF 502 предусмотрена возможность его борoscopического осмотра без снятия с самолета. Осмотру подлежат ВНА и спрямляющий аппарат подпорных ступеней, рабочие лопатки компрессора, жаровая труба камеры сгорания, сопловой аппарат первой ступени турбины компрессора, сопловые лопатки турбины вентилятора, ротор турбины вентилятора.

Состояние развития. Серийный.

Применение. Устанавливается на служебный самолет «Челленджер» CL-600.

Этапы развития

1977 г. Стендовые испытания полностью собранного двигателя.

Ноябрь 1978 г. Первое летное испытание на самолете «Челленджер».

Февраль 1980 г. Получен сертификат ФАУ США.

Модификации

ALF 502L-2C. $R_{вз} = 3540$ кгс, $C_{уд}$ на 2,5% ниже, чем у ТРДД ALF 502L-2 (гарантированная величина), $T_{г*}$ на 16,5 °К меньше, чем $T_{г*}$ в ТРДД ALF 502L-2. Имеется система автоматического восстановления тяги. Предназначался для установки на самолеты «Челленджер» CL-600 с конца 1983 г.

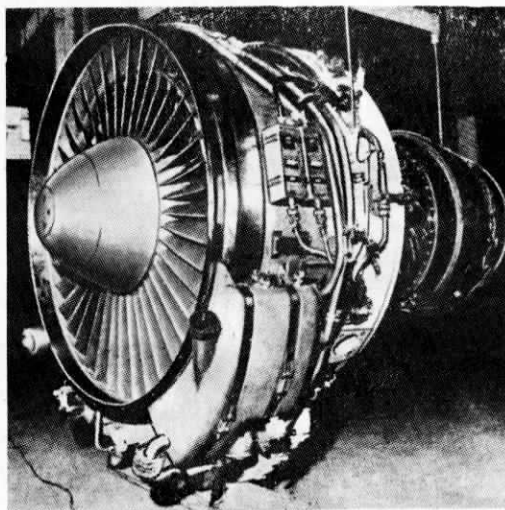
ALF 502L-3. $R_{вз} = 3540$ кгс, $C_{уд} = 0,415$ кг/кгс·ч, $D = 1059$ мм, $L = 1487$ мм, $M_{дв} = 589$ кг. Значения R и $C_{уд}$, а также снижение $T_{г*}$ на 17 °К на крейсерском режиме подтверждены результатами проведенных испытаний. Опытный. Получение сертификата ФАУ США планировалось на июнь 1982 г.

¹ По данным на 1977 г.

АВКО ЛАЙКОМИНГ

ALF 502R-3

Двухвальный ТРДД с приводом
вентилятора через редуктор



Внешний вид ТРДД ALF 502R-3

$R = 3040$ кгс
 $n_v = 7320$ об/мин
 $n_k = 19\,460$ об/мин
 $C_{уд} = 0,41$ кг/кгс·ч
 $G_{в\Sigma} = 111$ кг/с
 $m = 5,71$

$\pi_{к\Sigma} = 11,4—11,6$
 $\pi_v = 1,45$

$T_T = 1155^\circ\text{K}$

$R = 2860$ кгс

$D = 1060$ мм

$L = 1440$ мм

$M_{дв} = 565—576$ кг

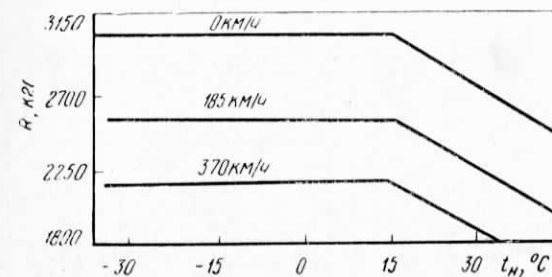
$\gamma_{дв} = 0,185—0,189$ кг/кгс.

взлетный режим

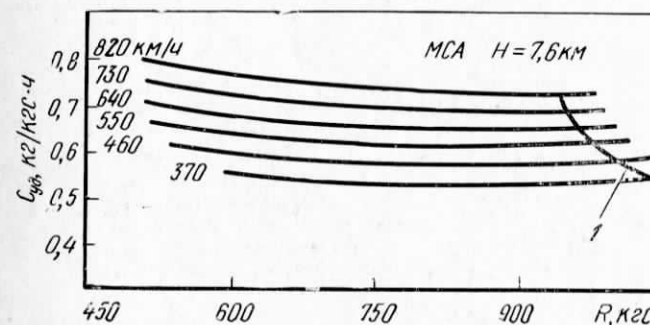
максимальный продолжительный режим

ТРДД
США

Взлетная тяга МСА, $H=0$



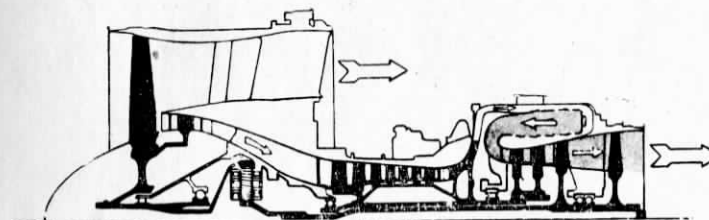
Тяга ТРДД ALF 502R-3 в зависимости от наружной температуры



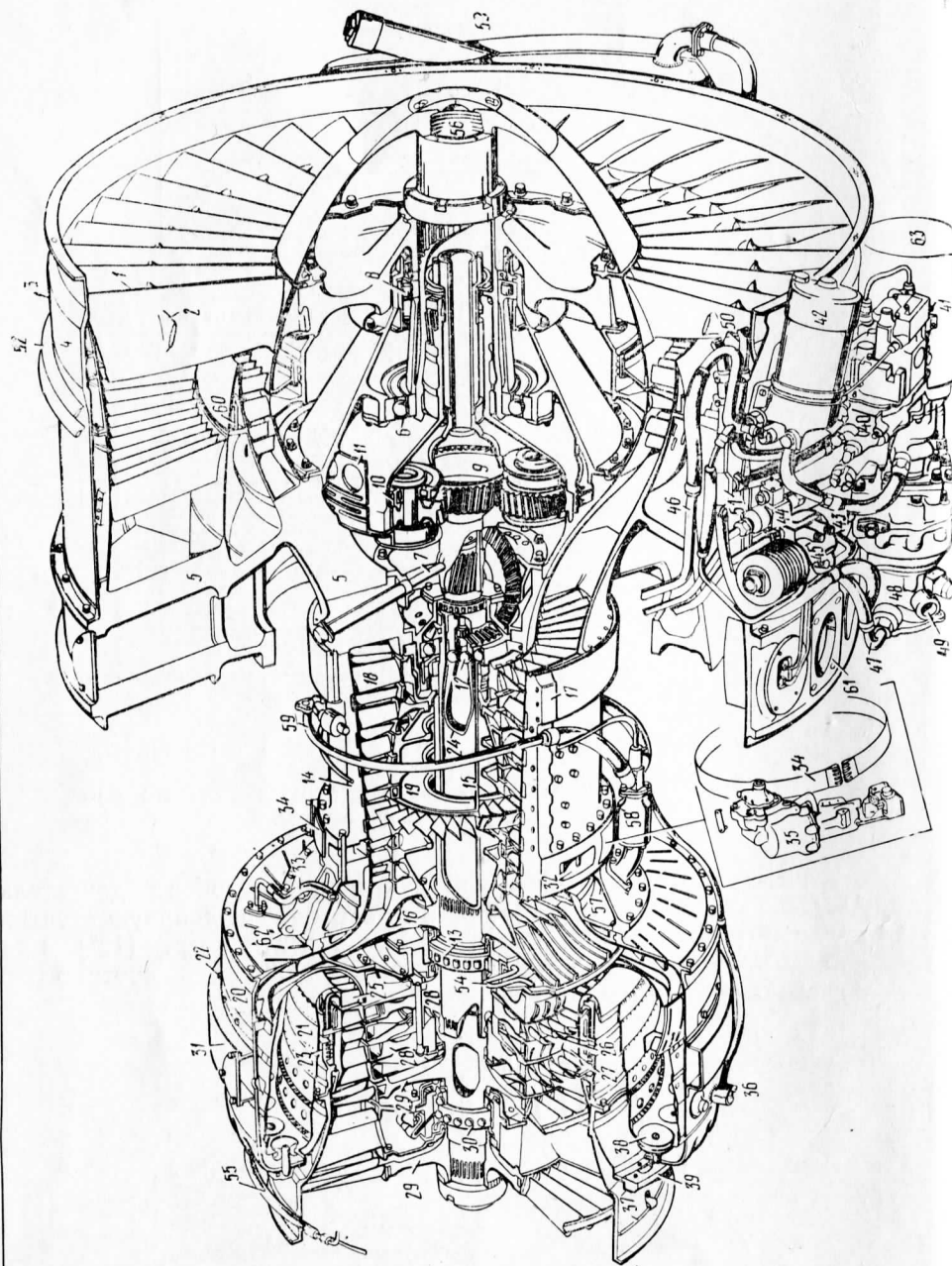
Удельный расход топлива ТРДД ALF 502R-3 в зависимости от тяги.

1—максимальный рекомендованный режим крейсерского полета и режим набора высоты.

ТРДД ALF 502R-3 конструктивно подобен двигателю ALF 502L-2, но в отличие от него имеет одну подпорную ступень, меньший угол закрутки рабочих лопаток вентилятора (12°) и коробку приводов агрегатов, модифицированную в соответствии с требованиями установки на самолете ВАе.146.



Схематический продольный разрез ТРДД ALF 502R-3.



ТРДД ALF 502R-3 с частично вырезанным корпусом.

1—зентиллятор, выполненный с применением титанового сплава; 2—противовибрационные полки на рабочих лопатках зентиллятора; 3—стальной корпус зентиллятора; 4—кольцо, удерживающее обломки разрушенных лопаток; 5—основной силовой корпус из легкого сплава; 6—упорный подшипник зентиллятора; 7—датчик частоты вращения ротора зентиллятора; 8—опорный подшипник вала зентиллятора; 9—редуктор; 10—роликовый подшипник планетарного редуктора; 12—упорный подшипник компрессора; 13—роликовый подшипник компрессора; 14—семиступенчатый осевой компрессор; 15—направляющие лопатки; 16—одноступенчатый центробежный компрессор; 17—разъемные в полевых условиях; 19—диски из деформируемой легированной стали; 20—корпус диффузора из жаропрочной легированной стали; 21—жаровая труба камеры сгорания из жаропрочной стали с покрытием; 22—фиксирующие болты камеры сгорания; 23—уплотнительные кольца; 24—стальной вал каска турбины компрессора; 25—охлаждаемые сопловые лопатки с покрытием; 26—охлаждаемые рабочие лопатки с покрытием; 28—диски из жаропрочной стали турбины компрессора; 29—диски и рабочие лопатки турбины зентиллятора; 30—упорные подшипники турбины зентиллятора; 31—канал отбора воздуха; 32—окно отбора воздуха за шестой ступенью компрессора, открытое на режиме разгона и на пониженных установившихся режимах; 33—подвод воздуха от компрессора к системе регулирования перепуска воздуха; 34—лента перепуска воздуха; 35—привод ленты перепуска воздуха; 36—воспламенитель; 37—проводка термодатчиков; 38—топливная форсунка; 39—топливный коллектор; 40—регулятор расхода топлива; 41—рычаг регулирования тяги; 42—главный топливный фильтр; 43—топливный фильтр в магистрали; 44—топливный расходомер; 45—ограничитель заброса частоты вращения ротора и т. д.; 46—выход топлива из масляно-топливного теплообменника; 47—подача топлива в масляно-топливный теплообменник; 48—подкачивающий топливный насос; 49—подвод топлива к насосу; 50—подвод воздуха к датчику давления на входе; 51—подвод воздуха к датчику давления на выходе; 52—маслопроводы к масляно-топливному теплообменнику; 53—маслобак; 54—подача масла к подшипнику компрессора; 55—подача масла к подшипнику турбины; 56—обтекатель с масляной противообледенительной системой; 57—воздух, отбираемый в противообледенительную систему; 58—клапан регулирования отбора воздуха в противообледенительную систему; 59—канал подвода воздуха противообледенительной системы к корпусу двигателя; 60—воздушный канал противообледенительной системы вокруг входной кромки; 61—передняя установочная площадка (4 места крепления); 62—задняя подвеска (3 места крепления); 63—объединенный блок приводов агрегатов и генератора.

Топливная система. В ТРДД ALF 502R-3 могут быть использованы топлива следующих марок.

США	Англия	Канада	Международная ассоциация воздушного транспорта (IATA)
ASTM D1655 Jet A	DERD 2482	3-GP-23	Керосин
ASTM D1655 Jet A-1	DERD 2494	3-GP-23F	Керосин (низкая температура кристаллизации)
MIL-T-5624 JP-5	DERD 2498	3-GP-24c	
ASTM D1655 Jet B	DERD 2498	3-GP-22F	Широкофракционное топливо
MIL-T-5624H JP-4			JP-4

В топливах могут быть использованы совместно или в отдельности следующие присадки:

- 1) противокоррозионная присадка DERD 2461 APL 2461;
- 2) антиводокристаллизационная и биоцидная присадка DERD 2451;
- 3) антимикробиологические присадки;
- 4) антиэлектростатическая присадка Шелл ASA3.

Система управления СУ на самолете. Управление силовой установкой четырехдвигательного самолета BAe.146 не сложнее управления одним двигателем. ЭВМ, связанная с четырьмя приводами РУДов, позволяет экипажу выбрать автоматическую синхронизацию работы двигателей или их регулирование по предварительным значениям n_v , n_k или $T_{г*}$. Синхронизация режимов может осуществляться как при разгоне самолета, так и на установившемся режиме полета; в качестве ведущего может быть выбран двигатель № 1 или № 2. Система не допускает превышения предельных значений параметров двигателя на режиме синхронизации. При взлете в условиях жаркой погоды и с высотных аэродромов в систему управления вводятся данные о t_n и H , что позволяет рассчитать соответствующую максимальную частоту вращения роторов. При необходимости взлета с пониженной тягой соответствующий режим работы двигателя обеспечивается введением в систему управления специально завышенных величин t_n , $T_{г*}$ и t_n можно задавать вращением ручек настройки на блоке управления с дисплеем. Окошко в верхнем углу блока показывает необходимую частоту вращения или $T_{г*}$, а стрелки на четырех индикаторах положения РУД начинают светиться, если требуется внести изменение, которое не могут автоматически обеспечить приводы РУДов. Пилот перемещает РУД в направлении, указанном стрелками.

Масляная система. В двигателе ALF 502R-3 могут быть использованы масла вязкостью 3 сСТ (тип I) и 5 сСТ (тип II). Смешение масел типа I и II не разрешается.

Наработка. По данным на октябрь 1983 г., наработка ТРДД ALF 502R-3 составила 12 000 ч (на самолетах BAe.146).

Эксплуатационная технологичность. Съем и замену ТРДД ALF 502R-3 можно выполнить за 5,6 ч. Затраты на обслуживание двигателей ALF 502R-3 в долларах на самолето-час., по данным 1982 г., следующие:

Вид затрат	4ТРДД ALF 502R-3 (на самолете BAe.146)
Затраты на капитальный ремонт, долл.	94,5
Затраты на обслуживание в условиях эксплуатации, долл.	13,1
Общие затраты на самолето-час., долл.	107,6

Состояние развития. Серийный. Сертификат ФАУ США выдан в январе 1981 г. **Применение.** Устанавливается на 4-двигательные пассажирские самолеты BAe.146-100 и BAe.146-200.

Модификации

ALF 502R-4. $R_{вз} = 3160$ кгс, $R_{м.п} = 2970$ кгс. Приемочные испытания двигателя проводились при температуре газа за турбиной, равной 1178°K. Конструктивно подобен двигателю ALF 502R-3 и имеет те же усовершенствования. Сертификат ФАУ США на ТРДД ALF 502R-4 выдан в начале 1982 г. Применение не известно.

ALF 502R-5. $R_{вз} = 3160$ кгс. Повышение тяги на 4% (по сравнению с тягой ТРДД ALF 502R-3) достигнуто усовершенствованием турбины компрессора при сохранении умеренной $T_{г*}$. Сертификат ФАУ США на двигатель ALF 502R-5 выдан в середине 1982 г. Предназначается для установки на самолеты BAe.146-100 и -200.

ATF 3-6A-4C

Трехвальный ТРДД с расположением ротора в. д. за турбиной вентилятора

$$R = 2360 \text{ кгс} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_{II}=0, t_{II}=26,5^\circ\text{C} \end{array} \right.$$

По сравнению с ТРДД ATF 3-6¹ содержит некоторые конструктивные изменения и новые материалы для увеличения температуры газа перед турбиной и тяги, а также снижения удельного расхода топлива.

Вентилятор. Новый, марки E6. В отличие от ТРДД ATF 3-6 имеет спрямляющий аппарат, общий для обоих контуров и расположенный перед разделителем потока.

Компрессор н. д. Изменен клапан перепуска воздуха для повышения ГДУ и применены новые уплотнения.

Турбина компрессора в. д. Рабочие лопатки с направленной кристаллизацией. Температура газа перед турбиной повышена. Температура газа за турбиной в. д. достигает 1283°K.

Турбина компрессора н. д. Применены новые уплотнения в качестве одной из мер по улучшению летно-технических характеристик при эксплуатации в жаркую погоду.

Реверсивное устройство — конструкции фирмы Юрель-Дюбуа с тремя шарнирно-закрепленными створками. Створки скобами соединены с задним подвижным корпусом. Каждая створка имеет двойное назначение: перекрытие канала своей задней частью и отклонение газовой струи посредством передней части. Управление реверсивным устройством осуществляется посредством гидравлического привода, связанного с гидравлической системой самолета. Гидропривод воздействует на механическую передачу, перемещающую с помощью ходовых винтов задний корпус, что вызывает поворот створок. Полученная при модельных испытаниях степень реверсирования в среднем составила 40%. Наземные испытания натурного опытного образца реверсивного устройства были запланированы на июнь 1983 г.

Масса отдельного устройства 123 кг, его установочная масса ~190 кг (на самолете «Фалькон» 200). Получен заказ на поставку реверсивного устройства для двигателей самолета «Фалькон» 200.

Надежность. Частота выключений 46 двигателей в полете (на самолетах HU-25A службы береговой охраны США) составила, по данным на апрель 1983 г., 1 на 11 063 ч наработки.

Наработка. Нарботка опытных двигателей за время стендовых и летных испытаний к июню 1982 г. превысила 15 000 ч; летная наработка ТРДД ATF 3-6 (на 40 самолетах HU-25A службы береговой охраны США) с начала 1982 г. и до середины декабря 1983 г. составила 38 000 ч.

Эксплуатационная технологичность. В процессе техобслуживания можно не придерживаться жесткого регламента, установленного для проведения пол-

ных переборок двигателя. Осмотр горячей части можно выполнять без снятия двигателя с самолета.

Состояние развития. Серийный. Типовой сертификат ФАУ США и УГА Франции получен летом 1982 г.

Применение. Служебные самолеты Дассо-Бреге «Фалькон» 200.

Модификации

ATF 3-6-2C с упрочненным вентилятором. $R_{вз}=2470$ кгс. Устанавливается на патрульно-разведывательные самолеты HU-25A «Гардиан» службы береговой охраны США.

ATF 3-6A-3C. $R_{вз}=2470$ кгс. Устанавливается на самолеты «Гардиан» французских ВМС.

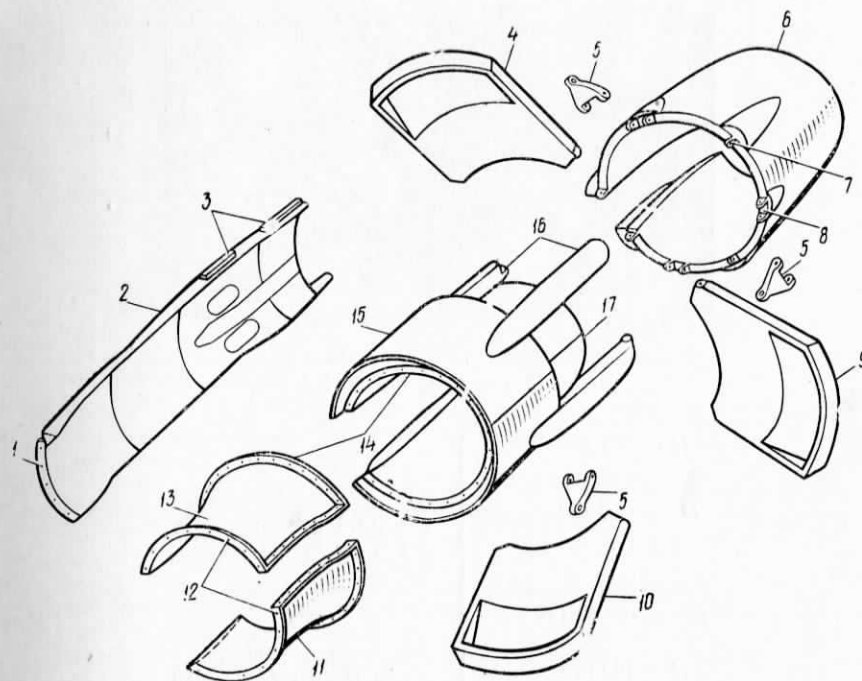


Схема реверсивного устройства фирмы Юрель-Дюбуа.

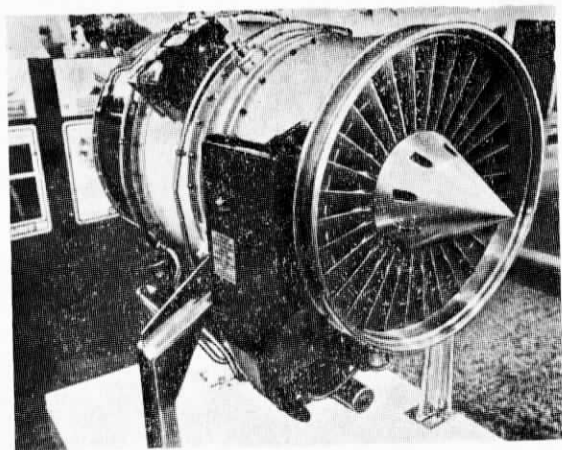
1—фланец крепления корпуса наружного контура; 2—панель; 3—направляющие; 4—верхняя створка реверсивного устройства; 5—скоба; 6—задний подвижный корпус канала наружного контура; 7—крепление ходового винта; 8—крепление скобы; 9—боковая створка реверсивного устройства; 10—нижняя створка реверсивного устройства; 11—передний корпус канала наружного контура (нижняя часть); 12—фланцы крепления переднего корпуса; 13—передний корпус канала наружного контура (верхняя часть); 14—соединительные фланцы; 15—неподвижный корпус канала наружного контура; 16—консоли; 17—задняя часть неподвижного корпуса канала наружного контура.

¹ См. справочники «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 50—55; 1981, с. 10—12.

ГЭРРИТ

F109-GA-100

Двухвальный ТРДД



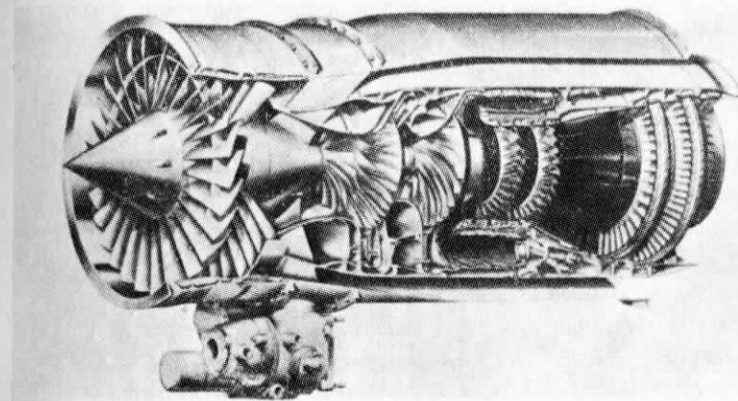
Внешний вид ТРДД F109-GA-100.

$R = 600$ кгс	} взлетный режим при $H=0$, $M_n=0$
$C_{уд} = 0,392$ кг/кгс·ч	
$G_v = 23,7$ кг/с	
$m = 4,5-5$	
$\pi_{кв} = 16,5$	
$T_r^* = 1353-1423$ °K	} крейсерский режим при $H=9$ км, $M_n=0,5$
$R = 180$ кгс	
$D_{вх} = 475$ мм	
$D_{дв} = 520-548$ мм	
$L = 945$ мм	
	$M_{дв} = 178$ кг
	$\gamma_{дв} = 0,296$ кг/кгс

Разработан на основе газогенератора ТВД Т76/ТРЕ 331 по программе обеспечения повышенной усталостной прочности двигателя (ENSIP¹), направленной на увеличение его ресурса и повышение стойкости к повреждениям в боевых условиях.

¹ Enhanced Structural Integrity Program.

ТРДД
США



ТРДД F109-GA-100 с частично вырезанным корпусом.

Вентилятор — одноступенчатый; содержит 28 рабочих лопаток с противовибрационными полками. Представляет собой уменьшенный вариант вентилятора двигателей TFE 731¹ и ATF 3²; в него введены усовершенствования, разработанные фирмой Гэрритт для повышения стойкости рабочих лопаток при попадании посторонних предметов (рабочие лопатки утолщены) и улучшения их аэродинамических характеристик.

Обтекатель вентилятора — вращающийся, самоустраняющий обледенение. Корпус вентилятора — двойной, обеспечивает удержание лопаток при обрыве. Одноступенчатый спрямляющий аппарат расположен между вентилятором и разделителем потоков.

Компрессор — 2-ступенчатый, центробежный, выполнен из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная; форсунки с воздушным распылом топлива.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая осевая, с охлаждаемыми рабочими лопатками, которые индивидуально заменяются. Выполнена с применением технических решений, разработанных в ходе осуществления исследовательских программ фирмы Гэрритт.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая, осевая; рабочие лопатки бандажированные. На выходе расположен спрямляющий аппарат, обеспечивающий малую закрутку потока. Выполнена с применением технических решений, разработанных в ходе осуществления исследовательских программ фирмы Гэрритт.

Реактивное сопло — нерегулируемое.

Привод агрегатов. Коробка приводов агрегатов расположена под промежуточным корпусом двигателя; мощность к коробке приводов подводится от вала п.д. через одну из трех основных стоек, установленных под углом 120°С.

Система управления — электронная, цифровая с резервной гидромеханической системой, встроенной системой самопроверки и системой контроля технического состояния двигателя; обеспечивает автоматический запуск двигателя и не нуждается в регулировках во время эксплуатации.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975, с. 11.

² См. описание на стр. 22, 23.

Надежность. Частота съемов двигателя для осмотра и ремонта в цеховых условиях на 1000 ч наработки — 3,5. Средняя наработка на выключение двигателя в полете — 2083 ч.

Наработка. В ходе доводочных испытаний двигатели должны наработать 11 000 ч.

Эксплуатационная технологичность. Средняя наработка между операциями техобслуживания — 203 ч. Коэффициент эксплуатационной готовности — 0,99.

Состояние развития. Проходит стендовые испытания. Разрабатывается по контракту ВВС США суммой 121 млн. долл., которым предусматривается поставка 29 серийных двигателей. В ходе доводки предполагается использовать 6 доводочных двигателей.

Применение. Тренировочный самолет Фэрчайлд Т-46А (NGT)¹, тренировочный самолет Фэрчайлд FRC 225 (экспортный вариант самолета Т-46А).

Этапы развития

Лето 1983 г. Испытания демонстрационного двигателя.

Ноябрь 1983 г. Изготовление опытных двигателей.

Март 1984 г. Планировалось начать предполетные испытания.

Сентябрь 1984 г. Намечалось получить разрешение на проведение летных испытаний.

Апрель 1985 г. Намечено первое летное испытание.

Сентябрь 1985 г. Запланировано проведение летных испытаний по полной программе.

Февраль 1986 г. Предполагаются поставки первых серийных двигателей.

Июнь 1986 г. Планируется завершение квалификационных испытаний.

¹ New Generation Trainer — тренировочный самолет нового поколения

Г Э Р Р И Т Т

ТРДД
США

TFE 731-3

Двухвальный ТРДД со смешением потоков и редуктором

$R = 1680 \text{ кгс}$	}	взлетный режим при $H=0, M_n=0, t_n=24,5^\circ\text{C}$
$C_{уд} = 0,515 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$		
$G_{в\Sigma} = 53,7 \text{ кг/с}$		
$m = 2,8$		
$\pi_{к\Sigma} = 14,6$		
$\pi_{в} = 1,54$	}	максимальный продолжительный режим при $H=0, M_n=0, t_n=24,5^\circ\text{C}$
$T_r^* = 1353^\circ\text{K}$		
$R = 1590 \text{ кгс}$		
$C_{уд} = 0,510 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$		
$R = 370 \text{ кгс}$		
$C_{уд} = 0,818 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	}	максимальный крейсерский режим при $H=12,1 \text{ км}, M_n=0,8, \text{ МСА}$
$G_{в\Sigma} = 18,9 \text{ кг/с}$		
$m = 2,68$		
$\pi_{к\Sigma} = 18,3$		
$D_{вх} = 716 \text{ мм}$		
$L = 1263 \text{ мм}$ (от кромки входного устройства фланца выпускной трубы)		
$M_{дв} = 335\text{—}343 \text{ кг}$		
$\gamma_{ав} = 0,2\text{—}0,204 \text{ кг/кгс}$		

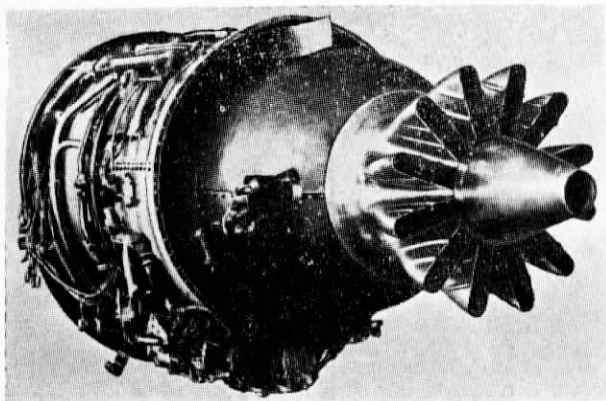
ТРДД TFE 731-3 в основном подобен двигателю TFE 731-2¹, но в отличие от последнего имеет ряд усовершенствований отдельных элементов². Ниже приведены дополнительные сведения о смесителе, применении, эксплуатационной технологичности и модификациях ТРДД TFE 731-3, а также об эксплуатационных показателях (надежность, наработка) всего семейства ТРДД TFE 731 и развитии их надежности за период с 1975 по 1981 г.

Смеситель потоков — 12-лепестковый, обеспечивает снижение расхода топлива, уровней дымности и шума. Разработан фирмой Гэрритт по программе QCGAT.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975, с. 10—15.

² Приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 57—59.

Первые стендовые испытания двигателя со смесителем потоков были проведены в марте 1982 г., было сделано 450 измерений параметров двигателя на установившихся режимах с воспроизведением различных высот полета и чисел M_n . Согласно результатам испытаний, взлетная тяга двигателя была получена на 2% выше расчетной без смесителя, удельный расход топлива на 4% ниже расчетного (при $M_n = 0,79$, $H \approx 12,5$ км); уровень шума ТРДД TFE 731-3 со смесителем потоков оказался ниже на 3–4 дБа.



Опытный образец 12-лепесткового смесителя фирмы Гэрритт.

Эксплуатационная технологичность. Операции технического обслуживания ТРДД TFE 731-3 и интервалы между ними в сравнении с соответствующими данными ТРДД TFE 731-2 приведены в следующей таблице.

Таблица

Вид техобслуживания ¹	TFE 731-2	TFE 731-3	Операции
Профилактический осмотр	Через 150 ч	Через 150 ч	Очистка топливных фильтров; замена масляных фильтров; анализ масла в маслосистеме; осмотр уловителя стружки, трубопроводов и проводки системы зажигания; смазка шлицевых соединений в приводах вспомогательных агрегатов.
Промежуточный осмотр	Через 300 ч	Через 300 ч	Операции профилактического осмотра, а также проверка клапана дренажной системы.

¹ Различные виды техобслуживания осуществляются в специализированных центрах фирмы.

Вид техобслуживания	TFE 731-2	TFE 731-3	Операции
Основной осмотр	Через 1050 ч ¹	Через 750 ч ¹	Осмотр вентилятора, редуктора, турбин и.д. и в.д., тарировка системы измерения температуры газа перед турбиной, проверка регулятора превышения частоты вращения.
Капитальный осмотр	Через 4200 ч ²	Через 4200 ч ²	Осмотр компрессорной части газогенератора.

¹ Может быть увеличен для усовершенствованных двигателей.

² Должно быть получено одобрение ФАИ США.

Состояние развития. Серийный.

Применение. Служебные самолеты «Джетстар» 2, «Уэстинд» 1124, «Фалькон» 50, «Сейбрлайн» 65 и тренировочный самолет «Скайфокс».

Модификации

TFE 731-3-1J. Устанавливается на тренировочные самолеты CASA C-101BB.

TFE 731-3B-100G. $R_{вз} = 1655$ кгс (при $H=0$). Устанавливается на служебные самолеты «Астра».

TFE 731-3B-100S. По конструкции подобен ТРДД TFE 731-3, но работает при более низкой $T_{г*}$ для увеличения ресурса. Взлетный режим ($H=0$, $M_n=0$, МСА). $R=1660$ кгс, $C_{уд}=0,5$ кг/кгс·ч, $\pi_{кз}=14,4$ ($C_{уд}=0,507$ кг/кгс·ч при $t_n=21$ °C). Крейсерский режим ($H=12,1$ км, $M_n=0,8$, МСА). $R=385$ кгс, $C_{уд}=0,816$ кг/кгс·ч. $D_{дв}=868$ мм, $L_{дв}=1263$ мм, $M_{дв}=340$ кг, $\gamma_{дв}=0,206$ кг/кгс.

Реверсивное устройство — двухстворчатое, изготовлено фирмой Рор. Для обеспечения раскрытия реверсивного устройства в случае потери давления в гидросистеме используются аккумуляторы. $K_{д.с.д. 1000}=0,26$; $K_{в.д. 1000}=0,07$, что эквивалентно одному выключению на 14 285 ч наработки в полете. Средняя наработка на съем поставленных с начала 1979 г. двигателей — 5900 ч.

Серийный. Сертификат получен осенью 1981 г. Установлен на служебном самолете Цессна «Ситейши» III.

Некоторые сведения об эксплуатации семейства ТРДД TFE 731 за период с 1975 по 1981 г.

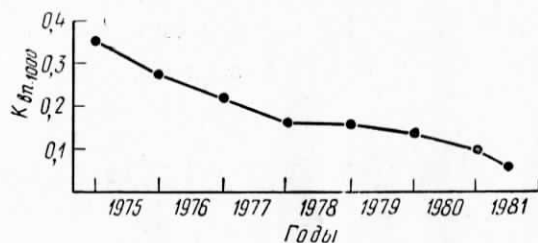
Наработка. Общая наработка ТРДД TFE 731 в эксплуатации составила 4,7 млн. ч (по данным на октябрь 1982 г.), наработка двигателя-лидера составила 5483 ч, средняя наработка двигателя — 1191 ч (данные на июнь 1981 г.).

Надежность и ресурс. Фирма Гэрритт постоянно анализирует надежность двигателей TFE 731 по результатам эксплуатации и использует новейшие технические решения для повышения надежности элементов и увеличения интервалов между периодическими контрольными техосмотрами.

В ТРДД TFE 731 были усовершенствованы следующие элементы: уплотнение подшипника № 3 ротора компрессора, воздушно-масляный теплообменник, элемент заднего крепления двигателя, балансировочный поршень, гибкий вал к датчику частоты вращения вала вентилятора (n_1) (только в модификации TFE 731-2), подшипник № 5, дренажная система полостей и уплотнения подшипников № 4 и 5.

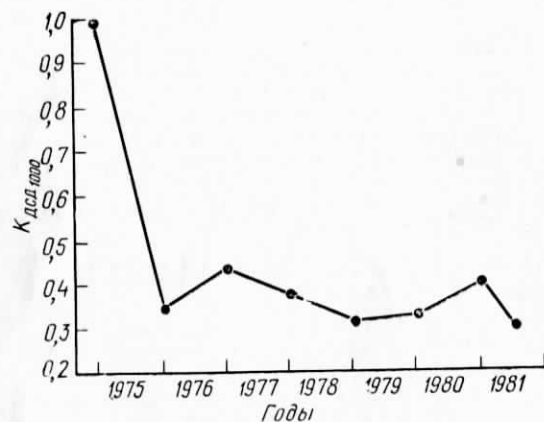
Для дальнейшего повышения надежности и ресурса фирма Гэрритт планировала в 1981—1982 гг. также реализовать следующие мероприятия:

- нанесение покрытия на внутреннюю поверхность корпуса компрессора в. д. для увеличения его долговечности;
- усовершенствование системы зажигания с целью исключения случайного воспламенения (проходит проверку в условиях эксплуатации);
- нанесение теплозащитного покрытия на стенки камеры сгорания (оценивается в условиях эксплуатации);
- применение дублирования пробода в системе измерения температуры газа перед турбиной (проверяется в условиях эксплуатации);
- усовершенствование центробежных форсунок для устранения эрозии.



Изменение по годам частоты выключений ТРДД TFE 731 в полете (за первое полугодие 1981 г. $K_{в.1000} = 0,080$).

В период с середины 1980 до середины 1981 г. выключения в полете ТРДД TFE 731 вызывались отказами (неисправностями) следующих элементов: подшипника № 5 (30%), подшипника малой шестерни (22%), крыльчатки компрессора (10%), регулятора расхода топлива (9%), редуктора вентилятора (8%), лопаток турбины в. д. (5%), лопаток турбины в. д. (3%), топливного насоса (3%), по другим причинам (10%).



Изменение по годам частоты досрочных съёмов ТРДД TFE 731 (за первое полугодие 1981 г. $K_{д.с.д.1000} = 0,290$).

Досрочные съёмы двигателей TFE 731 в период с середины 1980 г. до середины 1981 г. были вызваны отказами (неисправностями) следующих элементов: графитовых уплотнений (18%), подшипника № 5 (16%), подшипника малой шестерни (15%), из-за ухудшения характеристик двигателя (10%), редуктора вентилятора (8%), лопаток турбины в. д. (5%), корпуса компрессора (5%), крыльчатки компрессора (5%), турбины в. д. (3%), по другим причинам (15%).

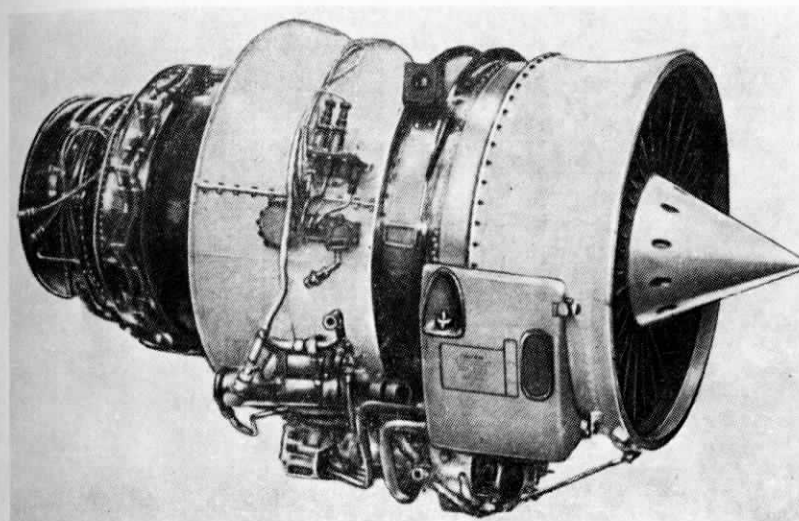
Г Э Р Р И Т Т

ТРДД

США

TFE 731-5

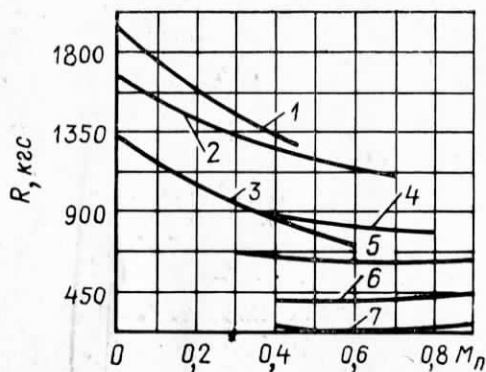
Двухвальный ТРДД с редуктором



$R = 1950 \text{ кгс}$ $= 24,4^\circ\text{C}$	(до $t_n =$	} взлётный режим при $H = 0, M_n = 0, \text{ МСА}$
$C_{уд} = 0,475 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}^1$		
$m = 3,4$		
$R = 1790 \text{ кгс}$		} максимальный продолжительный режим при $H = 0, M_n = 0, \text{ МСА} + 8^\circ\text{C}$
$C_{уд} = 0,481 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$		
$R = 435 \text{ кгс}$		} крейсерский режим при $H = 12,1 \text{ км}, M_n = 0,8, \text{ МСА}$
$C_{уд} = 0,802 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$		
$R = 227 \text{ кгс}$		} крейсерский режим при $H \approx 15,3 \text{ км}, \text{ МСА}$
$D_{дв} = 886 \text{ мм}$		
$L \approx 1380 \text{ мм}$		
$M_{дв} = 375 \text{ кг}$		
$\gamma_{дв} = 0,192 \text{ кг/кгс}$		

¹ $C_{уд} = 0,484 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$ при $t_n = 23^\circ\text{C}$.

В ТРДД TFE 731-5 по сравнению с двигателями предыдущих модификаций усовершенствованы вентилятор и его турбина, что в сочетании с небольшим увеличением $T_{г*}$ обеспечивает увеличение тяги и снижение удельного расхода топлива на всех режимах эксплуатации. В частности, на крейсерском режиме тяга двигателя TFE 731-5 увеличилась на 17%, а удельный расход топлива снизился на 2%.



Изменение тяги ТРДД TFE 731-5 в зависимости от числа M_n и высоты полета.
1—на взлетном режиме при $H=0$, МСА; 2—на взлетном режиме при $H=3,0$ км, МСА; 3—на взлетном режиме при $H=0$, в жаркий день; 4—на максимальном крейсерском режиме при $H=6$ км, МСА; 5—на максимальном крейсерском режиме при $H=9$ км, МСА; 6—на максимальном крейсерском режиме при $H=12$ км, МСА; 7—на максимальном крейсерском режиме при $H=15,3$ км, МСА.

Вентилятор — одноступенчатый. Подобен вентилятору ТРДД ATF-3¹ (этой же фирмы), но имеет по сравнению с ним на 3% уменьшенный диаметр, который, однако, больше, чем у ТРДД TFE 731-3. Рассчитан на больший расход воздуха и пониженный уровень шума (по сравнению с ТРДД TFE 731-3). Модифицированный редуктор рассчитан на передачу большей мощности. Степень редукции 0,496.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, имеет теплозащитное покрытие, аналогичное используемому в камере сгорания двигателя ATF-3.

Турбина компрессора — одноступенчатая, рабочие и сопловые лопатки из сплава MAR M247 с направленной кристаллизацией.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая, высоконагруженная. Рабочие и сопловые лопатки с более широкой хордой (чем у двигателя TFE 731-3), что позволяет сократить их число. Добавлен выходной спрямляющий аппарат,

¹ См. описание на стр. 22, 23.

разработанный на основе технических решений, полученных в ходе осуществления программы QCGAT.

Система управления — электронная цифровая типа FADEC (фирмы Гэрритт) с резервной гидромеханической; автоматическая система резервирования тяги.

Наработка. К концу ноября 1983 г. наработка двигателей TFE 731-5 в ходе доводочных и сертификационных испытаний составила 6600 ч¹, из них 1000 ч в полете.

Применение. Предназначен для тренировочных самолетов CASA C-101.
Этапы развития

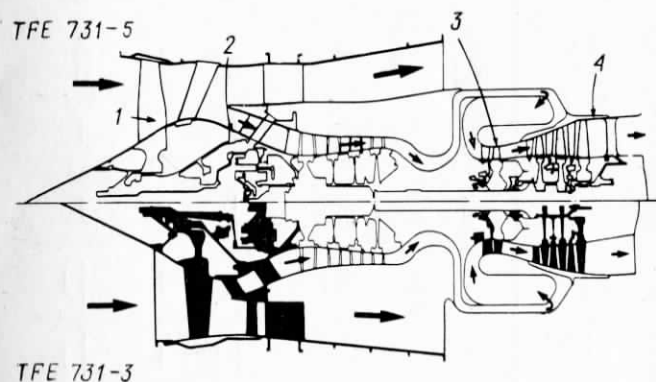
Март 1979 г. Начало разработки.

Август 1981 г. Первые стендовые испытания.

Октябрь 1982 г. Начало летных испытаний.

Октябрь 1983 г. Сертификационные испытания на заброс птиц (тяга двигателя после заброса двух птиц массой по 0,7 кг при скорости 300 км/ч поддерживалась в течение 5 мин равной 81% номинальной вместо 75% по ТУ ФАУ).

Конец 1983 г. Получен сертификат.



Сравнение конструктивных схем ТРДД TFE 731-5 и TFE 731-3.
1—новый вентилятор; 2—новый редуктор; 3—сопловые и рабочие лопатки турбины компрессора из новых жаропрочных сплавов; 4—новая турбина вентилятора.

Модификации.

TFE 731-5A. Отличается от модификации TFE 731-5 наличием смесителя, применение которого позволяет увеличить $R_{вз}$ до 2040 кгс и снизить $C_{уд}$ на крейсерском режиме до 0,771 кг/кгс·ч. Получение сертификата запланировано на декабрь 1984 г. Предназначается для установки на служебный самолет «Фалькон» 900.

TFE 731-5R-1H. $R_{вз}=1950$ кгс². В конце 1983 г. получен сертификат. Выбран для установки на служебный самолет BAe.125-800.

TFE 731-7. $R=2270$ кгс. Может быть установлен на будущие варианты тренировочного самолета «Скайфокс».

¹ Общая наработка 12 двигателей к моменту сертификации должна была составить 5000 ч.

² Тяга двигателя может быть увеличена с помощью автоматической системы резервирования до 2040 кгс.

ТРДД CF6-50¹

Марка двигателя	R, кгс (идеальное сопло)	$\frac{C_{уд.}}{кг \cdot ч}$	$\frac{G_{в2}}{кг/с}$	$\frac{m}{T_{г*} \cdot K}$	$\frac{\pi_{к2}}{\pi_{в}}$	$\frac{R}{кгс}$	$\frac{C_{уд.}^2}{кг \cdot ч}$	$D_{в}, мм$	$L_{дв}, мм$	$M_{дв}, кг$	Состояние развития	Применение
Взлетный режим ($H=0$, $M_{дв}=0$, MSA)												
CF6-50C2	23 835 до $t_{дв}=30^{\circ}C$	0,371	670	$\frac{4,31}{1620}$	$\frac{30,4}{—}$	5150	0,631	2194	4650	3960	Серийные	DC-10-30, A-300B, топливозаправщик KC-10;
CF6-50E2	24 500 (до $t_{дв}=26^{\circ}C$ для -50C2B и до $30^{\circ}C$ для -50E2B)	0,385	675	$\frac{4,25}{—}$	$\frac{31,1}{—}$	—	—	2194	4650	3960	Серийный	B-747-200 DC-10-30
CF6-50C2F	21 110 (до $t_{дв}=43^{\circ}C$ для -50C2F и до $36^{\circ}C$ для -50E2F)	—	—	$\frac{4,64}{—}$	$\frac{26,3}{—}$	—	—	—	—	—	Сертифицирован в 1983 г.	B-747-200
CF6-50E2F	—	0,354	631	—	—	—	—	2194	4650	3980	Серийные	DC-10-15 B-747SR

¹ Подробные сведения о конструкции, эксплуатационных данных ТРДД CF6-50, а также данные о более ранних модификациях приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 14—31.

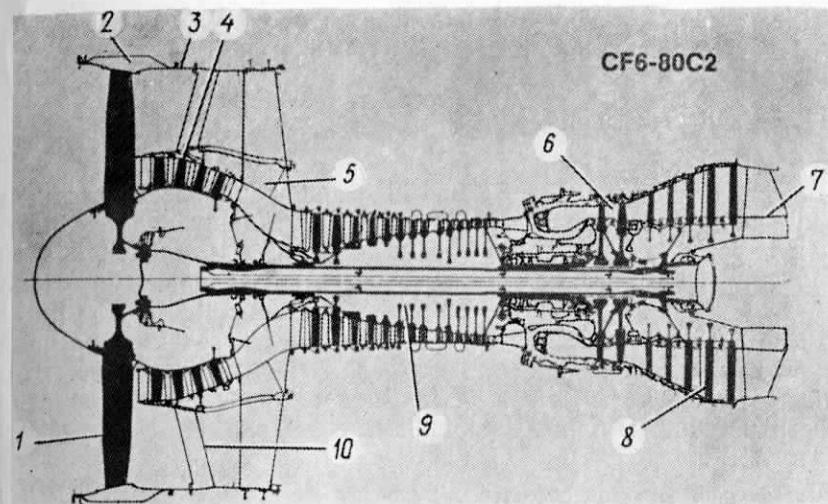
² Средние значения для неустановленного двигателя.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДД
США

CF6-80C2

Более мощная и экономичная модификация серийного ТРДД CF6-80A¹



Схематический разрез ТРДД CF6-80C2 с указанием его отличий от ТРДД CF6-80A.

1—удлиненные лопасти вентилятора с измененной кривизной; 2—удерживающее кольцо из алюминия и кевлара фирмы Дюпон; 3—корпус вентилятора из алюминия и композиционных материалов; 4—четыре подпорных ступени вместо трех в CF6-80A; 5—литой титановый корпус вместо корпуса из стальных сварных элементов; 6—лопасти с направленной кристаллизацией первой ступени турбины компрессора; активное управление зазорами, профиль лопаток и контур проточной части изменен; 7—стойки литого стального заднего корпуса выполняют функцию лопаток спрямляющего аппарата; 8—турбина вентилятора имеет дополнительную пятую ступень и лопасти с измененным профилем; 9—ротор компрессора усилен, охлаждение ротора для управления радиальными зазорами, профили и закрутка лопаток изменены; 10—графито-эпоксидные лопасти спрямляющего аппарата вентилятора.

¹ Описание ТРДД CF6-80A приведено в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 22—26.

$$\begin{array}{l}
 R = 25\,400 \text{ кгс} \quad (\text{до } t_{\text{п}} = 30^\circ\text{C}) \\
 C_{\text{уд}} = 0,324 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \\
 G_{\text{вз}} = 780 \text{ кг/с} \\
 m = 5,2 \\
 \pi_{\text{кз}} = 29,4 \\
 T_{\text{г}}^* = 1528^\circ\text{K}
 \end{array}
 \left. \vphantom{\begin{array}{l} R \\ C_{\text{уд}} \\ G_{\text{вз}} \\ m \\ \pi_{\text{кз}} \\ T_{\text{г}}^* \end{array}} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_{\text{п}}=0 \end{array}$$

$$\begin{array}{l}
 R = 5693 \text{ кгс} \\
 D_{\text{в}} = 2362 \text{ мм} \\
 D_{\text{дв}} = 2827 \text{ мм} \\
 L_{\text{дв}} = 4036 \text{ мм}
 \end{array}
 \left. \vphantom{\begin{array}{l} R \\ D_{\text{в}} \\ D_{\text{дв}} \\ L_{\text{дв}} \end{array}} \right\} \begin{array}{l} \text{крейсерский режим при} \\ H=10,7 \text{ км}, M_{\text{п}}=0,8 \end{array}$$

$$\begin{array}{l}
 M_{\text{дв}} \approx 4050 \text{ кг} \\
 \gamma_{\text{дв}} = 0,16 \text{ кг/кгс}
 \end{array}$$

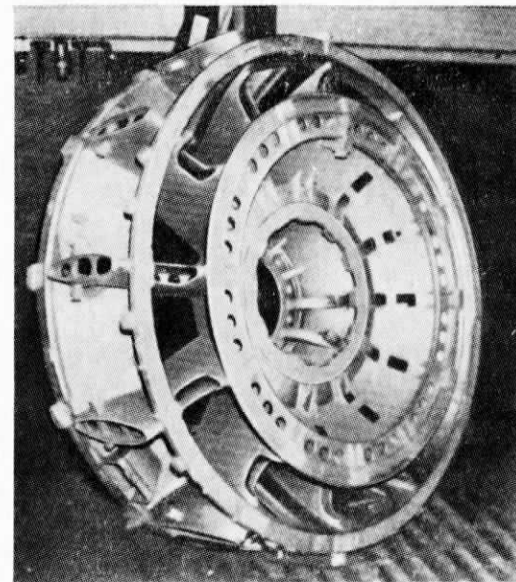
Разработка двигателя CF6-80C2 была направлена главным образом на его оптимизацию по расходу топлива за полет, снижение эксплуатационных расходов, возможность увеличения тяги двигателя до 28 120 кгс и снижения крейсерского удельного расхода топлива по сравнению с $C_{\text{уд}}$ двигателей CF6-50C и CF6-80A на 11 и 5% соответственно. Большая часть снижения удельного расхода топлива получена благодаря использованию результатов исследований проточной части, а также рабочих и направляющих лопаток с пространственным профилированием, проведенным по программе двигателя E³.

Воздухозаборник. Входной обтекатель выполнен из кевлара фирмы Дюпон и графитовых материалов.

Вентилятор — одноступенчатый. Увеличен диаметр по сравнению с вентилятором двигателя CF6-80A ($D_{\text{в}}=2195$ мм) и применены лопатки с измененной кривизной. Подпорных ступеней четыре вместо трех; лопатки с улучшенной аэродинамикой.

Все лопатки подпорных ступеней расположены перпендикулярно потоку в целях снижения осевой составляющей скорости потока и напряжений в замках лопаток типа «ласточкин хвост». Корпус из алюминия и композиционных материалов. Удерживающее кольцо изготовлено из алюминия и кевлара фирмы Дюпон. Задний корпус — литой титановый (рис. с. 37). Он на 31,7 кг легче сварной стальной конструкции в двигателе CF6-80A. Лопатки спрямляющего аппарата выполнены полыми из графито-эпоксидного материала, что позволяет уменьшить массу вентиляторного модуля.

Компрессор — 14-ступенчатый, полностью выполненный из стали. Аэродинамика проточной части улучшена по сравнению с проточной частью компрессора двигателя CF6-80A, изменены профили и закрутка лопаток, улучшены уплотнения замков типа «ласточкин хвост» у основания рабочих лопаток и монтажных полок лопаток НА. Ротор очень жесткий, что позволяет уменьшить зазоры между рабочими лопатками и корпусом, и охлаждается для управления радиальными зазорами. Форма отверстий за 8-й ступенью компрессора изменена для улучшения течения отбираемого воздуха, в результате уменьшились его потери и расход для выполнения той же работы. Вместо индивидуальной отливки лопаток спрямляющего



Задний литой титановый корпус вентилятора.

аппарата применена их отливка группами по пять или шесть штук, что позволяет уменьшить утечки, а также снизить их стоимость.

Камера сгорания — кольцевая, короткая. Снижена степень неравномерности температурного поля. Применение нового теплозащитного покрытия, а также изменение щелей для охлаждения жаровой трубы позволяют уменьшить возможность перегрева ее отдельных участков и удвоить ресурс по сравнению с жаровой трубой двигателя CF6-80A. Корпус изготовлен из прокатанных кольцевых секций. Камера сгорания крепится непосредственно к турбине компрессора.

Турбина компрессора — подобна по схеме турбине компрессора двигателя CF6-50 (однако меридиональный профиль проточной части первой ступени соплового аппарата на периферии изменен), но, благодаря применению новых материалов, в частности сплава рене 80 с направленной кристаллизацией для лопаток и сплава никонель 718 для дисков, и снижению температуры газа ($T_{\text{г. макс}}^* = 1550^\circ\text{K}$), а также конструктивным усовершенствованиям, на ее охлаждение требуется меньшее количество охлаждающего воздуха. В сочетании с мероприятиями по минимизации радиального зазора на крейсерском режиме полета это способствует достижению высокого к.п.д. и ресурса работы лопаток более 20 000 ч. Переход на литье с направленной кристаллизацией позволяет снизить стоимость производства рабочих лопаток, так как при этом верхнее донышко отливается за одно целое с лопаткой, что исключает необходимость ее пайки твердым припоем после отливки. Профили лопаток изменены в целях более равномерного распределения работы между ступенями и повышения эффективности турбины. Уменьшены утечки в замковой части рабочих лопаток. Для уменьшения количества воздуха, необходимого на охлаждение соплового аппарата 1-й ступени турбины, применено керамическое покрытие его полок.

Турбина вентилятора — 5-ступенчатая вместо 4-ступенчатой. Увеличение длины и массы турбины компенсируется повышением ее эффективности. Профиль рабочих лопаток существенно изменен. Задний корпус — стальной, литой. Реконструированные стойки выполняют функцию лопаток спря-

ляющего аппарата для уменьшения потерь на выходе, они установлены под разными углами относительно внутренней и наружной части корпуса для получения компромиссных характеристик по вибрации и тепловому расширению.

В турбине вентилятора применено регулирование радиальных зазоров, управляемое двухпозиционным клапаном (взлетный режим — крейсерский режим).

Наибольшие изменения (по сравнению с ТРДД CF6-50) внесены в конструкцию узла опор турбин, в котором исключен промежуточный корпус вместе с задним валом турбины компрессора, его подшипником и маслоотстойником, а задняя опора турбины вентилятора с усиленным подшипником перемещена в полость ее ротора. Подшипник турбины вентилятора, расположенный в промежуточном корпусе, исключен.

Реактивное сопло. Для снижения уровня шума реактивной струи газогенератора применены проволочная сетка и перфорированные панели.

Реверсивное устройство наружного контура. Обтекатель реверсивного устройства выполнен из графито-эпоксидного материала, листового стекловолокна соотопового наполнителя Nomex, а также из проволочной сетки и перфорированных панелей для снижения уровня шума.

Система управления — гидромеханическая с электронным цифровым корректором. Входной сигнал перемещения РУДа передается с помощью системы тросов и направляющих роликов к гидромеханическому регулятору, управляющему расходом топлива и положением лопаток НА. Сигнал частоты вращения вентилятора вводится в электронный цифровой блок для сравнения ее с заданным значением.

Состояние развития. Проходит стендовые испытания.

Применение. Предполагается установить на аэробусы Эрбас Индастри А.310, А.300-600, пассажирские самолеты Бонинг В.747, В.767 и Макдоннелл Дуглас MD-100.

Этапы развития

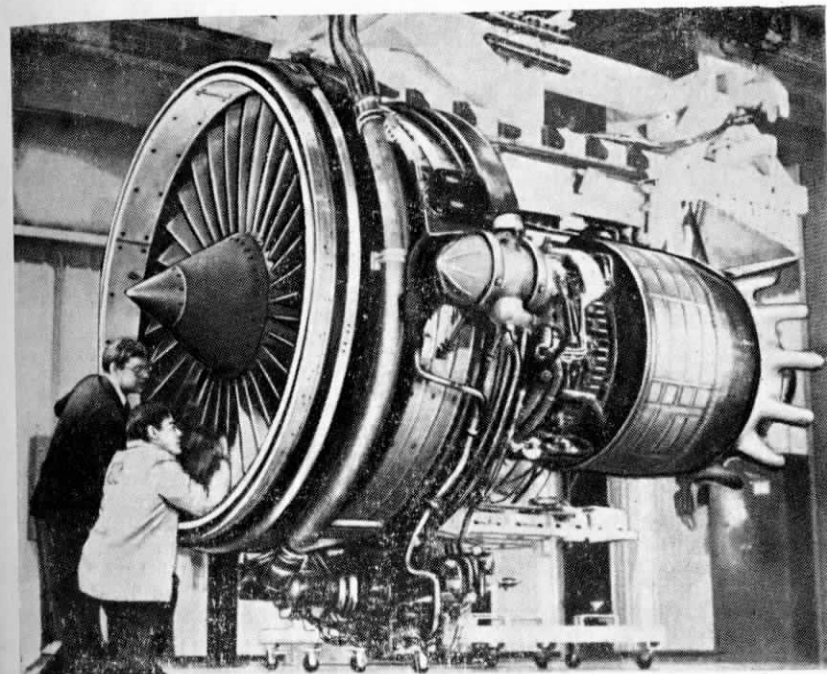
Июнь 1984 г. Планируется начать летные испытания двигателя на аэробусе Эрбас Индастри А.300.

Сентябрь 1985 г. Намечена сертификация аэробуса А.300-600 с ТРДД CF6-80C2.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

Е³

Экономичный двухвальный ТРДД
со смещением потоков



ТРДД Джeneral Электрик Е³ перед испытаниями на открытом стенде.

$$\left. \begin{array}{l} R = 16\,550 \text{ кгс} \\ m = 7,5 \\ T_r = 1616^\circ\text{К} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при } H = \\ = 0, M_n = 0 \end{array}$$

$$\left. \begin{array}{l} m = 6,8 \\ \pi_{k\Sigma} = 38 \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{режим набора высоты} \\ \text{(расчетный)} \end{array}$$

$$\left. \begin{array}{l} C_{уд,эф} = 0,572 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \\ G_{в\Sigma} \text{ прив} = 635 \text{ кг/с} \\ \pi_{k\Sigma} = 36,1 \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{крейсерский режим при} \\ H = 10,7 \text{ км, } M_n = 0,8 \end{array}$$

$$M_{c,y} = 4220 \text{ кг}$$

$$M_{дв} = 3290 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,2 \text{ кг/кгс}$$

Программой создания экспериментального двигателя E³ предусматривалась разработка перспективных технических решений, необходимых для создания нового поколения экономичных гражданских двигателей конца 1980-х — начала 1990-х гг.

По сравнению с исходным двигателем CF6-50C намечались снижение удельного расхода топлива на 12%, уменьшение на 50% степени ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации (путем внедрения короткой жесткой конструкции двигателя, отделения посторонних частиц на входе в компрессор и управления радиальными зазорами), снижение на 3% прямых эксплуатационных расходов (путем уменьшения $C_{уд}$ и повышения других экономических показателей) и возможность увеличения тяги двигателя на 20%. Все основные технические требования NASA на двигатель E³ были выполнены или превышены, в частности удельный расход топлива при испытаниях экспериментального двигателя в компоновке каскада н. д. с газогенератором был улучшен на 13,5%¹ по сравнению с двигателем CF6-50C.

Вентилятор — одноступенчатый с 32 рабочими лопатками (среднее удлинение $h=2,596$) из титанового сплава Ti-17 (рис. с. 41) и одной подпорной ступенью. Относительный диаметр втулки — 0,342. На расчетном режиме расход воздуха на единицу площади — 208,9 кг/м², приведенная окружная скорость — 411,5 м/с, $\pi_n=1,65$, $\eta_n=0,887$. Противовибрационные полки расположены на радиусе 55% длины лопатки и смещены к задней кромке лопатки для снижения аэродинамического сопротивления.

Окружная скорость концов лопаток на взлетном режиме — 365 м/с. Расстояние между рабочими и спрямляющими лопатками равно 1,9 длины хорды рабочей лопатки. Лопатки спрямляющего аппарата совмещены с опорными стойками. Отношение числа спрямляющих лопаток к числу рабочих лопаток равно 1,1 (обычно это отношение равно 2). Скорость истечения воздуха на выходе из сопла наружного контура — 298 м/с.

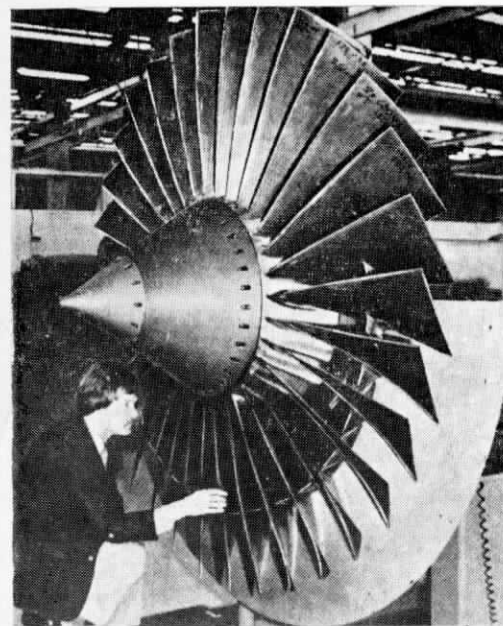
Расход воздуха через подпорную ступень равен 22% $G_{вс}$. Степень повышения давления в вентиляторе с подпорной ступенью во внутреннем контуре — 1,67. Кольцевой разделитель за подпорной ступенью направляет почти половину воздуха в наружный контур, что способствует улучшению запасов устойчивости компрессора на режимах дросселирования и отделению мелких посторонних частиц от воздуха, поступающего в компрессор.

На корпусе вентилятора повышенной жесткости имеется удерживающее кольцо из стали и кевлара.

Компрессор — 10-ступенчатый, $\pi_k=23$ (в 16-ступенчатом компрессоре двигателя CF6-50 $\pi_k=16$), с регулируемым ВНА и НА первых четырех ступеней.

Расчеты компрессора проводились на ЭВМ с использованием теории трехмерного течения. Рабочие лопатки с малым удлинением из сплава рене 95 позволяют по сравнению с CF6-50C иметь повышенную частоту вращения и большой запас по помпажу. Радиальные зазоры уменьшены благодаря лучшему подбору материалов ротора и статора по термическо-

¹ $C_{уд}=0,55$ кг/кгс·ч. Скорость полета не указана, вероятно, $M_n=0,8$. По-видимому, величина $C_{уд}$ получена пересчетом результатов испытаний экспериментального двигателя на открытом стенде.



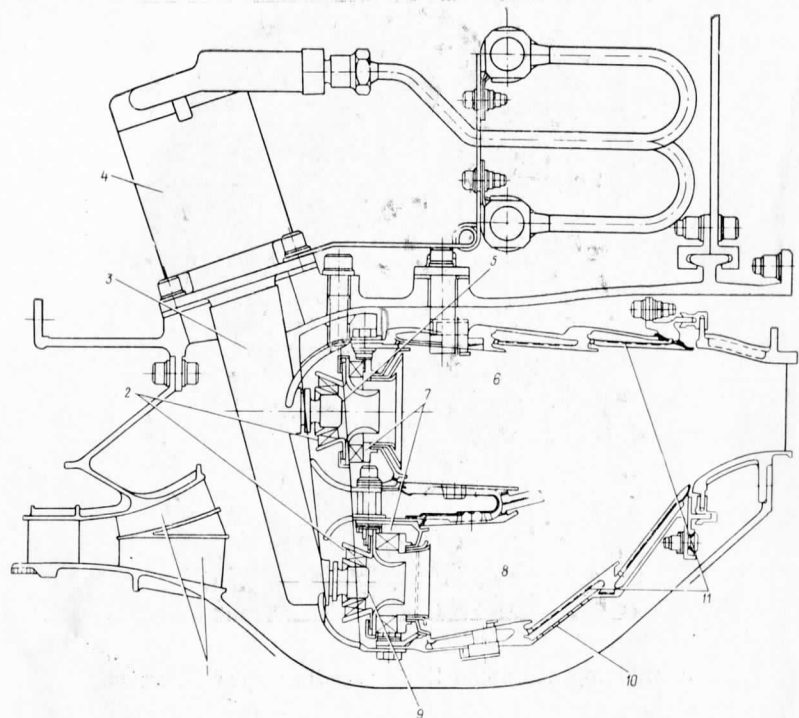
Вентилятор двигателя E³ фирмы Джeneral Электрик.

му расширению, а также применению системы активного управления радиальными зазорами в последних пяти ступенях. Система уплотнений усовершенствована. К. п. д. компрессора на максимальном крейсерском режиме оценивается в 0,86.

Камера сгорания — короткая, кольцевая, двухъярусная, двухзонная с параллельным расположением основной и дежурной зон. Каждая зона имеет свой диффузор. Дежурная зона обеспечивает низкий уровень выделения окиси углерода и несгоревших углеводородов на режимах малой тяги. Основная зона горения позволяет получить низкий уровень выделения окислов азота на режимах повышенной тяги. В горелках обеих зон использованы центробежные форсунки в сочетании с двумя соосными завихрителями с противоположным направлением закрутки воздуха. Такая система рассчитана на хороший распыл топлива при приемлемом перепаде давления. Количество горелок в каждой зоне — 30. Заданная величина потерь полного давления в камере — 5% (в диффузоре — 1,5%, в жаровой трубе — 3,5%), максимальной неравномерности поля температур — 0,25, минимального значения коэффициента полноты сгорания — 99,5%.

Жаровая труба сегментной конструкции состоит из силовой оболочки, выполненной из сплава INCO 625 и снабженной большим количеством отверстий, через которые поступает воздух для конвективно-плечной (с орошением) системы охлаждения сегментов, образующих «горячие» стенки жаровой трубы.

Внутренняя обечайка жаровой трубы образована тремя кольцевыми поясами сегментов по 15 шт. в каждом поясе, внешняя — тремя поясами, каждый из которых содержит 20 сегментов. Таким образом, для сборки жаровой трубы требуется 105 сегментов. Сегменты крепятся к силовой



Камера сгорания двигателя E³ фирмы Джеперал Электрик.

1—короткий криволинейный диффузор с внезапным расширением (с рассекателем и стойками); 2—первичные завихрители; 3—корпус узла форсунок; 4—топливный распределительный клапан; 5—форсунка малого газа; 6—дежурная зона; 7—вторичные завихрители с противоположной закруткой; 8—основная зона; 9—основная форсунка; 10—силовая оболочка жаровой трубы; 11—сегментные обечайки с конвективно-плечным охлаждением.



Внешний вид кольцевой камеры сгорания двигателя E³ фирмы Джеперал Электрик.

оболочке, а в местах их стыка обеспечивается взаимное перекрытие соседних сегментов, уменьшающее утечки воздуха. Изготавливаются сегменты методом точного литья из жаростойкого литейного сплава X-40 на кобальтовой основе. Камера сгорания рассчитана на увеличенный ресурс — 9000 ч при пониженном расходе охлаждающего воздуха.

Автономные испытания камеры сгорания и испытания на демонстрационном двигателе показали, что практически все параметры камеры (исключая выделения окислов азота) отвечают заданным.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая (по типу турбины компрессора ТРДД CF6-50). По сравнению с ней имеет улучшенные аэродинамические характеристики профилей лопаток, усовершенствованную систему охлаждения ($\bar{G}_{\text{в.охл}} = 15,94\%$ при $T_{\text{г}}^* = 1611^\circ\text{K}$ по сравнению с $\bar{G}_{\text{в.охл}} = 14,6\%$ при $T_{\text{г.взл}}^* = 1578^\circ\text{K}$) и теплозащитные покрытия на некоторых участках сопловых и рабочих лопаток 1-й ступени.

Применена система активного управления радиальными зазорами, осуществляемая соответствующим режиму двигателя охлаждением элементов корпусов. В корпусе над торцами рабочих лопаток расположены сегментные керамические вставки, обеспечивающие более высокую коррозионную и эрозионную стойкость. Керамические вставки не требуют охлаждения и состоят из прочного опорного каркаса и более мягкого истираемого поверхностного слоя. В междисковой полости применено усовершенствованное лабиринтное уплотнение, предотвращающее перетекание газа под торцевой поверхностью соплового аппарата 2-й ступени. Кольцевая внешняя неподвижная часть уплотнения выполнена сотовой с незаполненными ячейками. Число сопловых и рабочих лопаток выбрано с учетом уровня генерируемого шума. Расчетное значение первичного к. п. д. турбины $\eta_{\text{т.к}}^* = 0,925$ при $\Delta_r = 0,41$ мм.

Рабочие и сопловые лопатки изготавливаются из сплава рене 150 с направленной кристаллизацией, а диски из гранул сплава рене 95 — методом изостатического прессования.

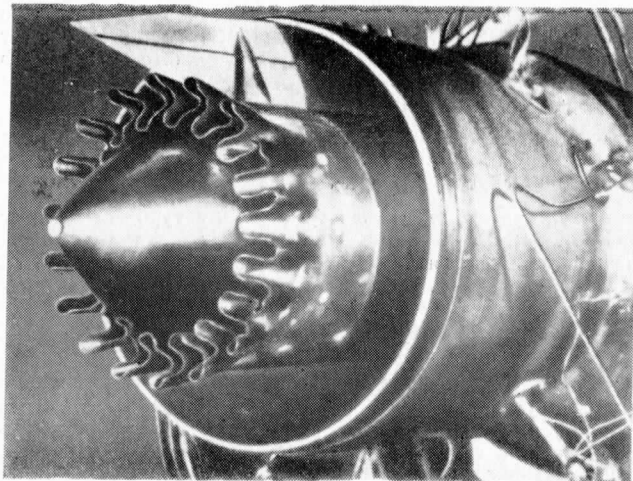
Расчетный ресурс новых сопловых и рабочих лопаток 9000 ч (4500 циклов), а с ремонтом 18 000 ч (9000 циклов); дисков и валов соответственно 18 000 ч (9000 циклов) и 36 000 ч (18 000 циклов) и корпусов 9000 ч (4500 циклов).

Турбина вентилятора — 5-ступенчатая, неохлаждаемая, противоположного вращения относительно турбины компрессора. Над бандажированными рабочими лопатками расположены сотовые вставки с незаполненными ячейками. Расчетное значение к. п. д. турбины $\eta_{\text{т.в}}^* = 0,917$.

Рабочие и сопловые лопатки литые и изготовлены из сплавов рене разных марок (сопловые лопатки всех ступеней и рабочие лопатки 1-й ступени — рене 150, рабочие лопатки 2-й ступени — рене 125 и рабочие лопатки 3, 4 и 5-й ступеней — рене 77), а кованые диски из сплава инконель 718. Все рабочие лопатки выполнены с бандажными полками и снабжены удлиненной ножкой. Применена система активного управления радиальными зазорами, использующая воздух, отбираемый за вентилятором.

Расчетный ресурс рабочих лопаток 1-й ступени составляет более 46 000 ч (30 000 циклов).

Смеситель потоков — 24-лепестковый, желобкового типа, малой длины, выполнен из сплава инконель. Коэффициент смещения на максимальном крейсерском режиме оценивается в 75%. Применение смесителя позволит снизить $C_{\text{уд.кр}}$ на 3%, сократить прямые эксплуатационные расходы на 1—2% и снизить уровень шума на 0,4—1,1 ЕРН дБ.



Смеситель потоков.

Система управления — электронная, цифровая (типа FADEC). На вход в систему управления поступают от датчиков следующие сигналы: температура на входе в вентилятор и компрессор, температура и давление за компрессором, температура на входе в турбину вентилятора и частоты вращения вентилятора и компрессора. Система предназначена для регулирования расхода топлива в каждую зону горения камеры сгорания, управления радиальными зазорами в турбинах компрессора и вентилятора, в пяти последних ступенях компрессора, клапаном перепуска воздуха и реверсивным устройством. Система двухканальная; дублирующий канал включается в случае отказа основного. Система имеет средства автоконтроля и способна парировать отказы датчиков.

Пусковая система. При испытаниях экспериментального двигателя на открытом стенде время запуска без отбора воздуха от компрессора было менее 45 с, время приемистости при переходе с режима 10% тяги на режим 90% тяги составило 5 с.

Эксплуатационные данные. В ходе испытаний экспериментального двигателя уровень шума был получен в среднем на 5 EPN дБ ниже требований ФАУ США FAR ч. 36 (1978 г.).

Уровень выделения окислов азота во время стендовых испытаний двигателя соответствовал 20,1 г/кг топлива вместо намечавшегося по программе E³ 17,5 г/кг. Дальнейшее снижение уровня выделения окислов азота оказалось «технически не осуществимым». Уровень выделения несгоревших углеводородов составил 1,45 вместо 2,75, уровень выделения окиси углерода — 19,13 вместо 20,75 и уровень дымления — 0,6—2,2 вместо 20 г/кг топлива.

Состояние развития. Программа создания демонстрационного ТРДД E³ в основном завершена (летные испытания двигателя не проводились из-за их высокой стоимости). NASA удовлетворено результатами программы E³, которые будут использоваться и в последующие годы.

Применение. Экспериментальный.

Этапы развития

Август 1982 г. Стендовые испытания газогенератора, продолжительность которых составила 44 ч вместо намечавшихся 80 ч вследствие хороших результатов, полученных в экспериментах.

Весна 1983 г. Испытания по проверке характеристик двигателя на открытом стенде продолжительностью 65 ч.

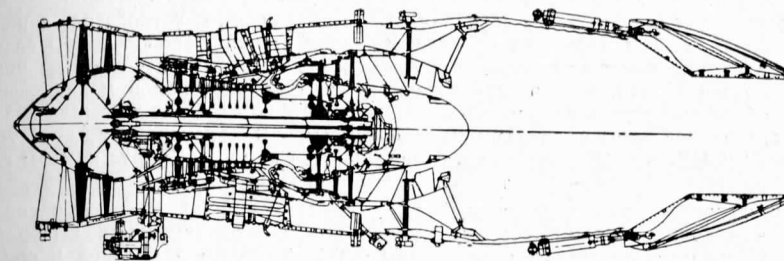
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДДФ

США

F101-GE-102

Двухвальный ТРДДФ



Схематический разрез ТРДДФ Джeneral Электрик F101-GE-102.

$$R\Phi = 13\,600 \text{ кгс (класс)}$$

$$G_{в\Phi} = 159 \text{ кг/с}$$

$$m = 2$$

$$\pi_{к\Phi} = 26,5$$

$$\pi_{в} > 2$$

$$\pi_{к} = 11$$

$$D_{дв} = 1397 \text{ мм}$$

$$L = 4600 \text{ мм}$$

взлетный режим при $H = 0$, $M_{п} = 0$

Двигатель разработан на основе ТРДДФ Джeneral Электрик F101-GE-100¹ с использованием новой технологии и проверенных технических решений для увеличения его ресурса и надежности. Конструкция двигателя содержит изменения, необходимость которых была выявлена в результате летных испытаний ТРДДФ F101-GE-100 на бомбардировщике Рокуэлл Интернэшнл В-1.

Ниже приведены некоторые сведения о ТРДДФ F101-GE-102 с указанием его отличий от F101-GE-100.

Воздухозаборники — регулируемые, с головной волной перед входом. Входные каналы имеют изогнутую форму и снабжены отражательными перегородками для уменьшения радиолокационной заметности. Рассчитаны на скорость полета, соответствующую числу $M_{п} = 0,8$ на малых высотах (скорость проникновения через оборону противника). При $M_{п} = 1,2$ восстановление давления в них резко ухудшается, однако тяга двигателей остается достаточной для разгона самолета до скорости, превышающей число $M_{п} = 1,2$.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 34—39.

Вентилятор — двухступенчатый. Изменена крутка передней и задней кромок рабочих лопаток 1-й 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 трех ступеней поворотные и могут заменяться индивидуально. Ротор — стальной, барабано-дискового типа, выполнен инерционной сваркой. 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 трех сварных кольцевых секций, выполненных 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, высоконагруженная. Рабочие и сопловые лопатки полые, с конвективно-пленочным охлаждением. Отверстия пленочного охлаждения диаметром 0,254—0,875 мм в рабочих и сопловых лопатках выполнены лазерным сверлением. Рабочие лопатки изготовлены из усовершенствованного никелевого сплава DSR 80H с направленной кристаллизацией. Организация пленочного охлаждения позволила снизить температуру в зоне выходной кромки рабочих лопаток примерно на 110 °C. Температура газа перед турбиной на взлетном режиме снижена на 33 °C по сравнению с двигателем F101-GE-100. Этот запас может быть использован для увеличения взлетной тяги на 4% без ухудшения долговечности. Диски выполняются из никелевого сплава DA-718, а в двигателях 3-й партии (начиная с 42-го) планируется вновь использовать порошок никелевого сплава рене 95. Кожух турбины состоит из сегментов и охлаждается для управления радиальным зазором. Межремонтный ресурс, согласно требованиям ВВС США, 3000 ч.

Турбина вентилятора — двухступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие лопатки 1-й ступени выполнены из усовершенствованного никелевого сплава DSR 80H с направленной кристаллизацией. Рабочие лопатки с бандажными полками и заменяются индивидуально, сопловые лопатки 2-й ступени — сегментными группами.

Форсажная камера — общая, со смешением потоков. Смеситель потоков (депесткового типа) обеспечивает эффективное смешение потоков наружного и внутреннего контуров. 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 форсажной камерой двигателя 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 путем перераспределения топлива и установкой за распылителями смесителей топлива и воздуха.

Реактивное сопло — сверхзвуковое, регулируемое. Оно состоит из 12 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 вес 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 перемещения РУД, так как РУДы четырех двигателей бомбардировщика В-1А автоматически перемещались более часто, чем предполагалось при полетах на малой высоте над различными рельефами местности.

Пусковая система. Двигатели F101-GE-102 могут запускаться друг от друга при использовании любой из двух бортовых ВСУ.

Эксплуатационные данные. Двигатель F101-GE-102 практически бездымный, его уровень выброса вредных веществ существенно ниже, чем у других военных ГТД. Уровень шума сравним с уровнем шума двигателей гражданских самолетов.

Надежность. Двигатель F101-GE-102 должен обладать повышенной надежностью для удовлетворения более жестким требованиям выполнения задач полета бомбардировщика В-1В.

Во время первого этапа ускоренных испытаний с наработкой в 381 цикл и продолжительностью 415 ч, что эквивалентно 1500 ч летной наработки или 5 годам эксплуатации двигателя на бомбардировщике, число запусков двигателя с разгоном до максимальной тяги и последующим выключением составило 422 против 204 для двигателя F101-GE-100 в 1976 г.; число перемещений РУДа с режима малого газа на режим максимальной тяги и обратно на режим малого газа — 4671 против 204 и число запусков форсажной камеры 2369 против 222.

В результате осуществления двух этапов ускоренных испытаний АМТ с наработкой ~800 ч, что эквивалентно 10 годам эксплуатации, было выполнено 4713 включений форсажной камеры и 9427 полных термических циклов (м. г — макс. — м. г).

Ресурс. До начала поставки первого серийного двигателя наработка деталей «горячей части» должна соответствовать их полному ресурсу. Требования в отношении ресурса и управляемости двигателя F101-GE-102 будут еще более повышены для приведения их в соответствие с требованиями, касающимися выполнения бомбардировщиком В-1В определенных боевых задач.

Эксплуатационная технологичность. Для обеспечения высокой степени эксплуатационной готовности стратегического бомбардировщика предусмотрена возможность использования системы централизованного комплексного контроля, позволяющей периодически проверять техническое состояние двигателя и определять тенденции изменения его параметров.

Состояние развития. Серийный. Около 600 двигателей потребуется для 100 заказанных бомбардировщиков В-1В, первый из которых должен быть поставлен в июне 1985 г.

Стоимость. Фирма намерена снизить на 25% стоимость газогенераторной части двигателя в основном за счет применения других материалов и сплавов.

Применение. Предназначен для стратегического бомбардировщика большой дальности полета Рокуэлл Интернешнл В-1В ВВС США, рассчитанного на максимальную скорость полета, соответствующую числу $M_n = 1,2$ на высоте и $M_n = 0,8 \div 0,85$ у земли.

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.

Март 1973 г. Предполетное испытание двигателя F101-GE-100.

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

Август 1976 г. Завершение испытаний двигателя F101-GE-100 по программе «Проверка изделия». Начало непрерывной технической доводки (СЕД) 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 летных испытаний бомбардировщика В-1.

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.

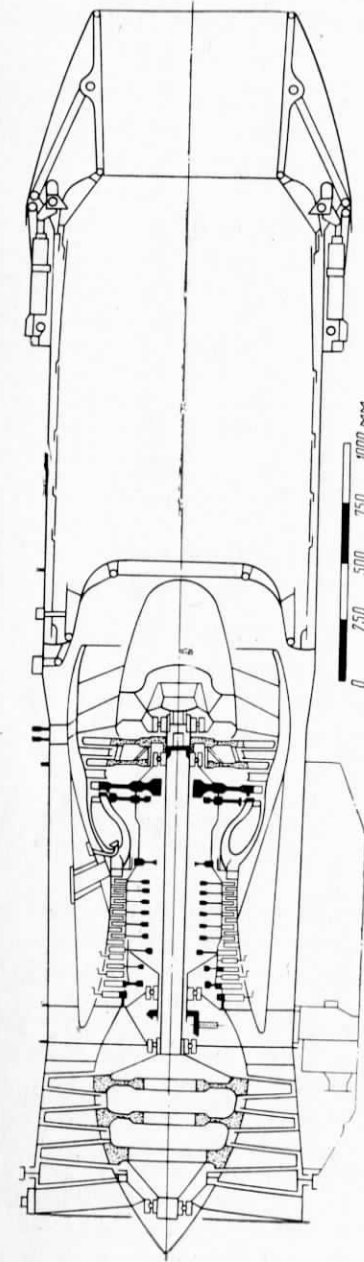
Апрель 1982 г. Получение заказа на производство ТРДДФ F101-GE-102.

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.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК F110 (F101 DFE)

ТРДДФ
США



Схематический разрез ТРДДФ F110 (F101 DFE)

$R = 7600$ кгс	} взлетный режим при $H = 0, M_{II} = 0$	
$R^{\Phi} = 12\,430 - 12\,700$ кгс		
$G_{вз} = 122,5$ кг/с	$D = 1180$ мм	
$m = 0,87$	$L = 4620$ мм ¹	
$\pi_{к2} \approx 32$	$M_{дв} = 1720$ кг	
$\pi_{в} > 3$	$\tau_{дв}^{\Phi} = 0,135 - 0,138$ кг/кгс	
$T_r = 1643$ °К		

¹ По другим сведениям $L_{дв} = 5300$ мм.

Конструкция двигателя разработана на основе газогенераторной части ТРДДФ Дженерал Электрик F101 с использованием увеличенных вентилятора, форсажной камеры и реактивного сопла ТРДДФ Дженерал Электрик F404.

Вентилятор — 3-ступенчатый, имеет достаточный запас устойчивости даже при возникновении неравномерности потока на входе. Лопатки ВНА имеют поворотную заднюю часть пера. Рабочие лопатки изготавливаются из титанового сплава. Как рабочие, так и направляющие лопатки могут заменяться индивидуально. Корпус вентилятора выполнен с горизонтальным разъемом.

Компрессор — осевой, 9-ступенчатый. Лопатки ВНА и НА первых двух ступеней поворотные. Рабочие лопатки передних ступеней изготовлены из титанового сплава, а остальных ступеней — из нержавеющей стали. Рабочие лопатки и лопатки НА могут заменяться индивидуально. Диски соединены друг с другом сваркой трением и образуют ротор барабано-дискового типа. Корпус имеет горизонтальный разъем и состоит из двух секций — передней и задней, выполненных соответственно из титанового сплава и нержавеющей стали. Компрессор имеет достаточный запас по помпажу при работе в зоне режимов полета на большой высоте с малой скоростью.

Камера сгорания — кольцевая, короткая, с непосредственным впрыском топлива, имеет 20 форсунок, через которые топливо впрыскивается в улиткообразные смесители с противонаправленным вихревым движением воздуха, и рассчитана на получение однородного поля температур на входе в турбину.

Турбина компрессора — одноступенчатая, высоконагруженная. Сопловые и рабочие лопатки имеют пленочное охлаждение с применением лобового натекания воздуха, отбираемого за компрессором. Корпус турбины охлаждается для регулирования радиального зазора. Рабочие лопатки могут заменяться индивидуально.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие лопатки имеют на концах противовибрационные полки. Замена рабочих лопаток может производиться индивидуально, а сопловых лопаток 2-й ступени — группами.

Форсажная камера — с лепестковым смесителем потоков наружного и внутреннего контуров. Смешение происходит в зоне расположения стабилизатора пламени. Воспламенение топлива начинается у внутреннего кольца стабилизатора пламени. Подача топлива во внешний поток производится только после того, как в горение будет вовлечено ~90% кислорода из потока внутреннего контура, что обеспечивает более плавное возрастание температуры по степени форсирования. Топливо в потоке наружного контура воспламеняется от пламени в потоке внутреннего контура. В камере используется ультрафиолетовый сигнализатор пламени для предотвращения жесткого запуска. Форсажная камера работает во всем диапазоне режимов полета без каких-либо ограничений. В ходе летных испытаний двигателя на истребителе Грумман F-14 в 1981 г. из 445 запусков форсажной камеры 432 были успешными, шесть состоялись со второй попытки и 7 закончились незапуском форсажной камеры. Незапуск форсажной камеры не приводил к срыву потока в компрессоре.

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

Система управления — гидромеханическая с электронным ограничителем $T_{г*}$. Предназначена для регулирования тяги двигателя и обеспечения запаса газодинамической устойчивости. Применение этой системы позволяет не проводить повторной отладки двигателя в эксплуатации. Тяга регулируется замкнутым контуром по частоте вращения вентилятора (управление расходом воздуха) и по линии рабочих режимов (управление степенью повышения давления). Замкнутый контур, обеспечивающий газодинамическую устойчивость двигателя, контролирует только положение рабочей точки на характеристике. Контроль температуры $T_{г*}$ и ее ограничение обеспечиваются непосредственным измерением температуры металла рабочих лопаток турбин в.д. с помощью оптического пирометра. В электронной системе регулирования форсажного контура имеется ультрафиолетовый датчик, по сигналу которого только после розжига начинается дозированная подача топлива в форсажную камеру. Благодаря этому предотвращается возникновение больших пульсаций давления, возникающих при жестком запуске.

Управление расходом топлива в форсажную камеру осуществляется по числу М потока воздуха в наружном контуре, определяемому по величинам статического и полного давления за вентилятором.

Пусковая система. Запуск двигателя в воздухе может быть осуществлен от работающего двигателя, от аварийной ВСУ на гидразине, с помощью встречного запуска и при использовании авторотации. Запуск на режиме авторотации может быть произведен при скорости полета, не меньшей 830 км/ч, но практически осуществляется при скорости, соответствующей числу $M_{п} \approx 1$. Надежность различных способов запуска двигателя по данным его летных испытаний на истребителе Грумман F-14 в 1981 г. следующая:

Способ запуска	Число запусков	Число успешных запусков	Число неудачных запусков
От работающего двигателя	33	32	1
От ВСУ на гидразине	4	2	2
Встречный запуск	23	18	5
Авторотация	2	2	—

Эксплуатационные данные. Двигатель имеет хорошую реакцию на резкие перемены РУД вперед и назад и характеризуется практически бездымной работой.

Эксплуатационная технологичность. Предусмотрены многочисленные отверстия для бороскопического осмотра наиболее ответственных деталей двигателя.

Применение. Выбран для истребителя Джeneral Дайнемикс F-16.

Этапы развития.

1977—1978 гг. Стендовые испытания двигателя.

Март 1979 г. Контракт ВВС США на доводку двигателя.

Декабрь 1979 г. Первое летное испытание двигателя.

Июнь 1980 г. Демонстрация ресурса в 1000 ч при имитации условий полета истребителя.

Декабрь 1980 г. Демонстрация ресурса в 1300 ч. Разрешение на полет истребителя F-16 с ТРДДФ F110 (F101 DFE).

Май 1981 г. Завершение летных испытаний истребителя F-16 с ТРДДФ F110.

Март 1982 г. Завершение летных испытаний двигателя на истребителе F-14 ВМС США.

Июнь 1982 г. Демонстрация ресурса в 2000 ч.

Октябрь 1982 г. Летное испытание двигателя на истребителе F-16XL-2.

Декабрь 1982 г. Демонстрация наработки «горячей части» двигателя в 5004 цикла ТАС, эквивалентной ~2500 летным часам, или более десяти годам эксплуатации (во время ускоренных испытаний АМТ с имитацией условий полета).

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

Октябрь 1984 г. Завершение доводки двигателя по полной программе.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДДФ

США

F404-GE-100

Двухвальный ТРДДФ со смешением потоков

$$R = 4790 \text{ кгс}$$

$$R^{\Phi} = 7700 \text{ кгс (класс)}$$

$$G_{\text{вс}} = 64,4 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{кс}} = 25$$

$$T_r = 1610^{\circ}\text{K}$$

$$D_{\text{вх}} = 790 \text{ мм}$$

$$D_{\text{дв}} = 890 \text{ мм}$$

$$L = 4038 \text{ мм}$$

$$M_{\text{дв}} = 1013 \text{ кг}$$

$$\gamma_{\text{дв}}^{\Phi} = 0,1315 \text{ кг/кгс}$$

взлетный режим при $H = 0$, $M_{\text{п}} = 0$

Двигатель в основном подобен ТРДДФ F404-GE-400¹. При его разработке ставилась задача получить надежность однодвигательного истребителя Нортроп F-20 «Тайгершарк», равную надежности двухдвигательного истребителя Макдоннелл Дуглас F/A-18 «Хорнет».

По сравнению с двигателем F404-GE-400 ТРДДФ F404-GE-100 имеет следующие особенности.

Компрессор. Геометрическая форма регулируемых НА изменена в расчете на течение с повышенным числом М для улучшения характеристик двигателя. Эти изменения позволяют увеличить на 3% расход воздуха через газогенератор.

Камера сгорания — имеет дублирующую систему зажигания, питаемую от бортовой аккумуляторной батареи.

Турбина компрессора. Диски турбины выполняются из сплава инконель DA-718 вместо сплава рене 95. Рабочие лопатки с направленной кристаллизацией из сплава DSR 80 для повышения их долговечности и срока службы.

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

Топливная система — имеет шестеренчатый топливный насос повышенной надежности.

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

Система диагностики — регистрирует время запуска, длительность режимной работы, температуру в некоторых местах двигателя и частично температур-

¹ ТРДДФ F404-GE-400 подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 38—41.

ные циклы для определения срока службы элементов двигателя. Счетчик временной и циклической наработки регистрирует изменения некоторых параметров двигателя для контроля износа основных элементов. В случае неисправности какой-либо части системы электронный цифровой блок берет на себя выполнение диагностических функций при использовании установленных на корпусе восьми пронумерованных флажков, соответствующих определенным 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 полета и наземных испытаний.

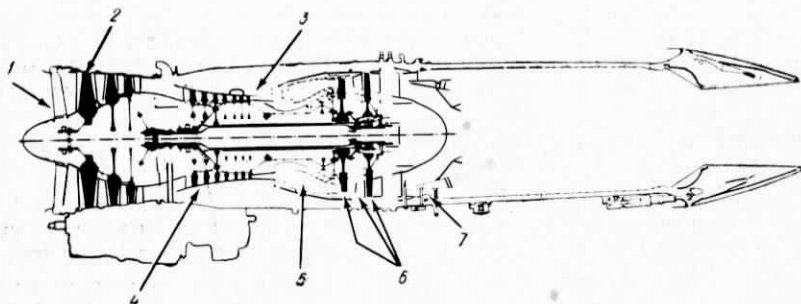
Состояние развития. Проходит летные испытания на истребителе Нортроп F-20 «Тайгершарк».

Применение. Предназначен для серийных одномоторных истребителей Нортроп F-20 «Тайгершарк».

Модификации

ТРДДФ F404J. $R^{\Phi} = 8170$ кгс, $G_{в\Phi} = 68$ кг/с, $\tau_{к\Phi} = 27$, $T_r = 1613^{\circ}\text{K}$, $D_{вх} = 790$ мм, $D_{дв} = 890$ мм, $L = 4038$ мм. Разрабатывается с учетом сбалансированного выполнения требований в отношении характеристик, надежности, эксплуатационной технологичности, цены и эксплуатационных расходов, а также опыта эксплуатации двигателя F404-GE-400 и особенностей системы управления двигателя F404GE-100. Двигатель F404J оптимизируется на выполнение конкретного профиля полета. С этой целью намечено: увеличить степень повышения давления в вентиляторе при 5–10%-ном повышении расхода воздуха; обеспечить способность выдерживать удар птицы массой 0,5 кг; применить улучшенные материалы в турбине с целью некоторого повышения температуры газа и ввести специальный боевой режим.

Двигатель имеет три силовых корпуса и пять подшипников, установленных в трех узлах опор. Число деталей уменьшено, срок их службы увеличен.



Особенности двигателя F404J¹.

- 1—увеличение расхода воздуха на 5%; 2—повышение стойкости к ударам при попадании птиц; 3—повышение предельного значения давления за компрессором на ~15%; 4—измененная программа управления регулируемой НА; 5—увеличение температуры газа перед турбиной на ~42°K²; 6—улучшенные материалы; 7—оптимизированная площадь.

ТРДДФ F404J выбран для шведского одномоторного истребителя JAS-39 «Грипен». Начало серийного производства двигателя запланировано на 1989 г. Изготовление большинства узлов и деталей и общая сборка двигателя будут производиться в Швеции фирмой Волво Флюгмотор по лицензии фирмы Джeneral Электрик.

Двухконтурный двигатель „Crowth“ 1 — дальнейший этап развития семейства F404. $R^{\Phi} = 8620$ кгс при ~15%-ном¹ увеличении расхода воздуха (до ~74 кг/с). Планируется применение усовершенствованных камер сгорания, турбин компрессора и вентилятора.

Двухконтурный двигатель „Crowth“ 2 — дальнейшее развитие двигателя „Crowth“ 1. $R^{\Phi} = 9500$ кгс. В нем будут применены вентилятор, форсажная камера и реактивное сопло больших размеров. Двигатель предназначается для истребителей 1990-х гг.

¹ По-видимому, по отношению к двигателю F404-GE-100.

¹ По-видимому, по отношению к двигателю F404-GE-100.

² По-видимому, только на боевом режиме.

Е³¹

Двухвальный ТРДД со смешением потоков

$R = 16\,600 \text{ кгс}^2$	} взлетный режим при $H = 0, M_{\text{п}} = 0$
$m \approx 7$	
$T_{\text{г}}^* = 1640^\circ\text{К}$	
$C_{\text{уд.эф}} = 0,576 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$	} максимальный крейсерский режим при $H = 10,7 \text{ км}, M_{\text{п}} = 0,8$
$G_{\text{в.ш.прив}} = 635 \text{ кг/с}$	
$m = 6,6$	
$\tau_{\text{к.ш}} = 37,4$	
$\tau_{\text{в}} = 1,71$	
$\tau_{\text{к.в.д}} = 13,0$	
$T_{\text{г}}^* = 1477^\circ\text{К}$	
$\gamma_{\text{дв}} \approx 0,19 \text{ кг/кгс}$	

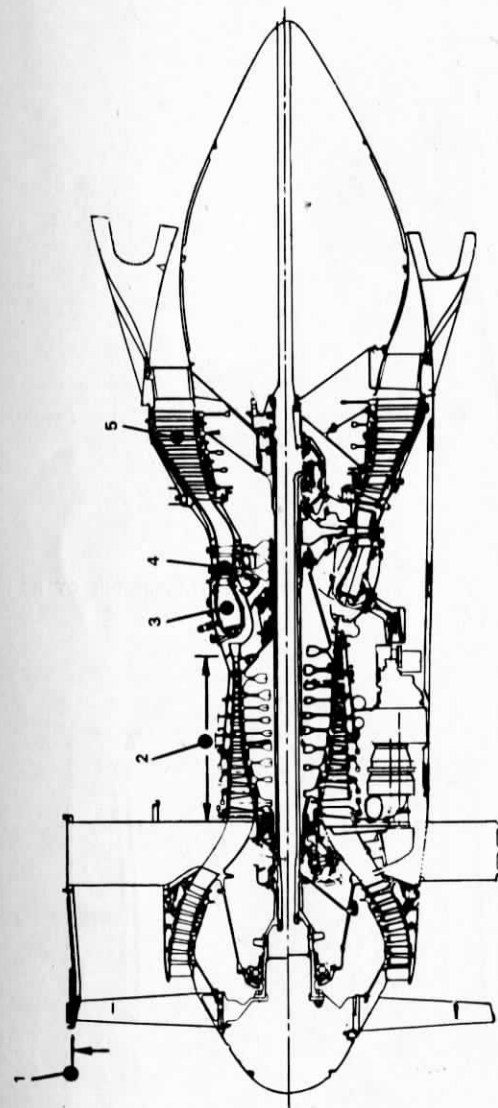
Программа разработки двигателя Е³ осуществлялась в основном на средства NASA в период 1978—1983 гг. По данным NASA, программа успешно выполнена. Основной результат — продемонстрирована возможность снижения эффективного $C_{\text{уд}}$ на 20% по сравнению с ТРДД JT9D-7A, принятым за исходный. Фирма Пратт-Уитни не испытала полностью собранный двигатель, сосредоточив основное внимание на разработке и доводке перспективных узлов. Полученные результаты нашли практическое применение в конструкции новых ТРДД PW 2037, PW 4000 и других.

Ниже приведены дополнительные сведения по конструкции и особенностям основных узлов двигателя.

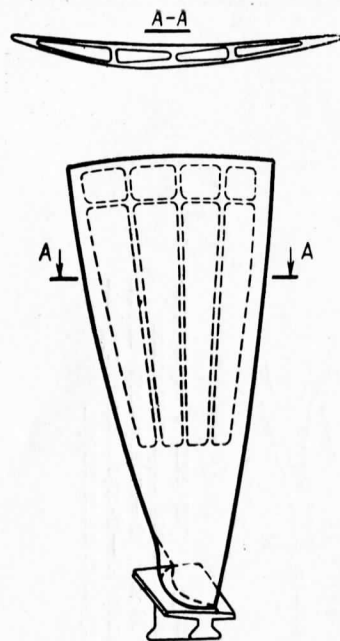
Вентилятор — одноступенчатый с 24 полыми титановыми лопатками малого удлинения без противовибрационных полок. В ходе работ фирма столкнулась с технологическими трудностями. Тем не менее продемонстрирована в принципе перспективность процессов изотермической штамповки и диффузионной сварки при изготовлении лопаток. Подтверждена возможность снижения $C_{\text{уд}}$ на 0,75% при отказе от противовибрационных полок.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 51—54.

² Приведенные данные характеризуют только определенный этап разработки двигателя и не являются окончательными.

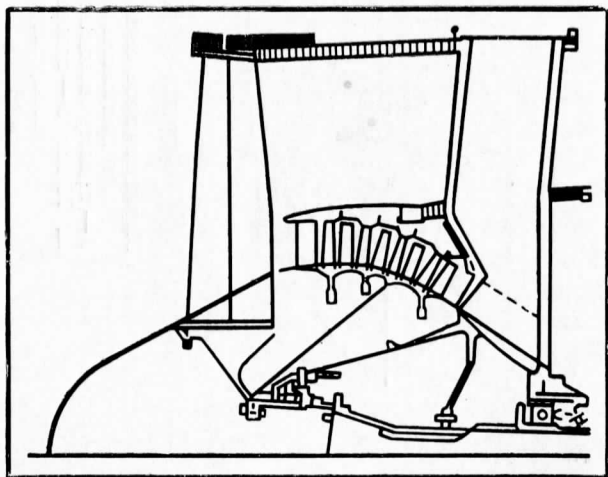


Меридиональное сечение двигателя Е³ (внизу) в сравнении с перспективным двигателем, имеющим максимально высокие характеристики. 1 — диаметр вентилятора увеличен на 76 мм; 2 — компрессор короче на 76 мм; 3 — однозональная камера сгорания; 4 — 2-ступенчатая турбина на 76 мм; 5 — 5-ступенчатая турбина вентилятора.

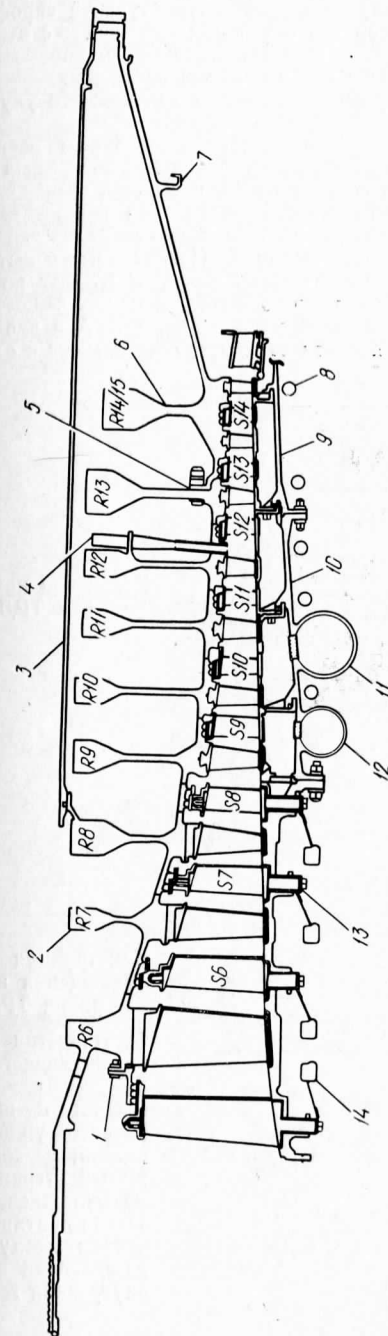


Полая титановая лопатка вентилятора двигателя Е³.

Подпорные ступени — 4, по существу, не отличаются от подпорных ступеней ТРДД JT9D-7A.



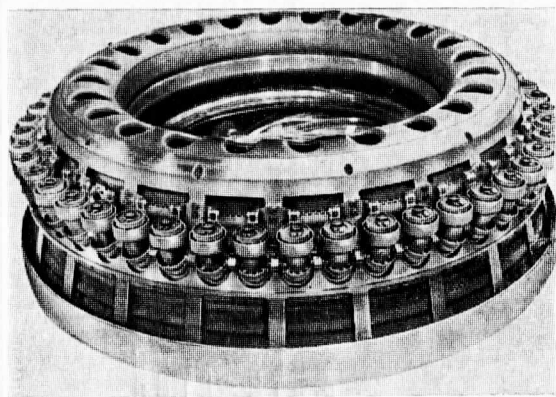
Узел вентилятора с подпорными ступенями ТРДД Е³.



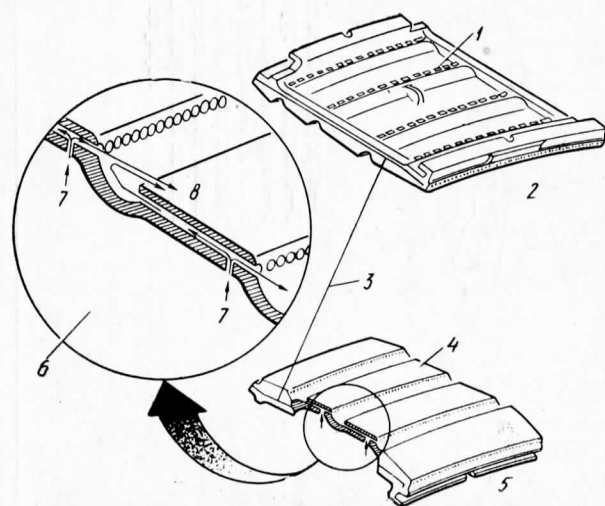
Компрессор ТРДД Е³.
1—передний балансирующий фланец; 2—передний барабан из титана; 3—центральная трубка; 4—трубки для отбора воздуха за 7-й ступенью; 5—соединение барабанов компрессора; 6—задний барабан из никелевого сплава; 7—задний балансирующий фланец; 8—трубки активного регулирования зазоров (5 шт.); 9—продолжение корпуса диффузора; 10—перемычка задний корпус; 11—отбор воздуха за 5-ступенью; 12—отбор воздуха за 3-й ступенью; 13—поворотные направляющие лопатки в разъемном корпусе из титана; 14—кольца регулируемого НА.

Компрессор — 10-ступенчатый. Лопатки первых двух ступеней спрофилированы по дугам окружностей, а лопатки остальных ступеней — с откорректированной диффузорностью. Проведены испытания с наработкой 256 ч. На расчетном режиме получен к. п. д., равный 0,855. Выявлены элементы, которые необходимо усовершенствовать для дальнейшего улучшения характеристик компрессора.

Камера сгорания — кольцевая двухзонная, с последовательным расположением зон горения. Стенки жаровой трубы выполнены из отдельных литых сегментов. Внутренняя стенка состоит из 48, наружная стенка — из 72 сегментов. Рассчитана на межремонтный ресурс 8000 ч. Подтверждена возможность обеспечения заданного ресурса. Система охлаждения с параллельно-противоточным течением воздуха. Проведенные испытания показали повышенное процентное содержание CO , NO_x , HC по сравнению с ТУ. Выявлены пути снижения выброса загрязняющих веществ. Для выполнения повышенных требований, предлагаемых ЕРА к вводу в действие в 1984 г., потребуется перейти от двухзонной камеры к однозонной.



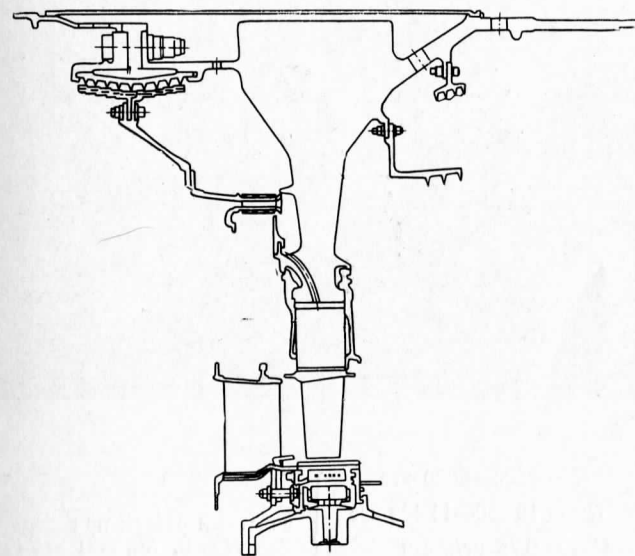
Кольцевая камера сгорания ТРДД Е³.



Конструкция и схема охлаждения камеры сгорания ТРДД Е³.

1 — отверстия для подачи охлаждающего воздуха; 2 — сегмент наружной стенки; 3 — щели «шпороного» уплотнения; 4 — секция; 5 — сегмент внутренней стенки; 6 — система охлаждения с параллельно-противоточным течением воздуха; 7 — охлаждающий воздух; 8 — внутренняя горячая зона.

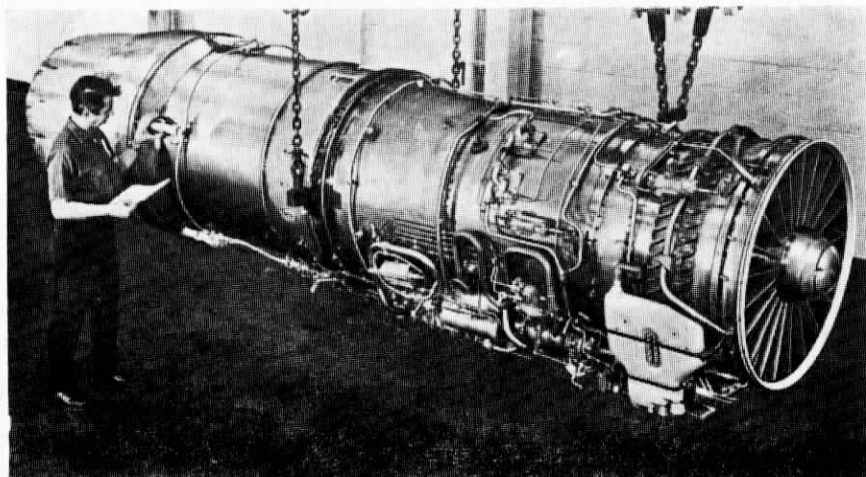
Турбина компрессора — одноступенчатая, охлаждаемая, высоконагруженная с монокристаллическими сопловыми и рабочими лопатками и активным управлением радиальными зазорами. Диск из порошкового никелевого сплава РWA-1099. Расчетный к. п. д. равен 0,865. В ходе испытаний к. п. д. получен выше расчетного. Подтверждена возможность обеспечить величину эффективного относительного зазора в гребешковых уплотнениях (отношение зазора к длине уплотнения), равную 0,001 и менее. В схеме перспективного двигателя фирма перешла на 2-ступенчатую турбину компрессора.



Одноступенчатая турбина компрессора ТРДД Е³.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая, неохлаждаемая с противоположным относительно турбины компрессора вращением. Применена новая методика расчета потерь, подтвержденная экспериментально. Получено, что в дозвуковых решетках лопатки с профилями, имеющими максимальную кривизну выходной кромки, характеризуются низкими профильными потерями. Была окончательно выбрана конструкция переходного канала с отношением площадей сечений 1,5:1 и отношением длины к высоте проточной части 3:1. В переходном канале расположены силовые стойки с обтекателями. В схеме перспективного двигателя фирма перешла на 5-ступенчатую турбину и. д.

Смеситель потоков — желобковый, 12-лепестковый, короткий. Исследование смесителя проводилось в два этапа. На первом этапе была определена зависимость характеристик сопла от длины смесителя, числа лепестков и степени смешения. На втором этапе определено влияние конструктивных особенностей узла «смеситель-сопло» на характеристики смешения. По результатам исследования выбран оптимальный смеситель, позволяющий снизить потери на 27% при степени смешения 85%.

F100¹

$R = 6500-6800$ кгс	} взлетный режим при $H = 0, M_n = 0$
$R\Phi = 10\,880-11\,400$ кгс	
$C_{уд} = 0,72$ кг/кгс·ч	
$C_{уд}^{\Phi} = 2,12$ кг/кгс·ч	
$n_{н.д} = 10\,400$ об/мин	
$n_{в.д} = 13\,450$ об/мин	
$G_{в\Sigma} = 106$ кг/с	
$m = 0,71$	
$\pi_{к\Sigma} = 23-25$	
$T_r = 1588-1678$ °К	
$D_{вх} = 880$ мм	
$D_{дв} = 1194$ мм	
$L_{дв} = 4850$ мм (без входного обтекателя)	
$M_{дв} = 1375$ кг (F100-PW-100)	
$M_{дв} = 1400$ кг (F100-PW-200)	
$\gamma_{дв} = 0,121-0,129$ кг/кгс	

¹ Подробно описан в справочниках «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 64—71; 1981, с. 55—58.

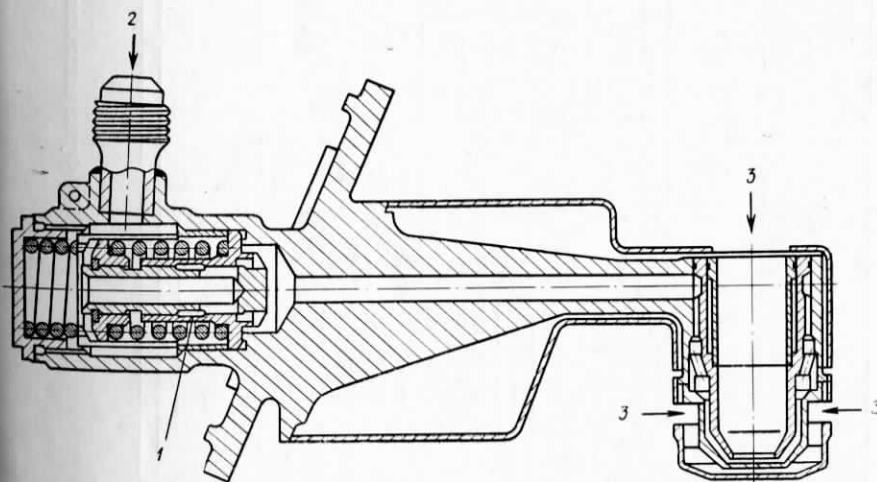
В течение всего периода эксплуатации с 1975 г. двигатель подвергался интенсивной доводке и усовершенствованию отдельных элементов по программе СІР¹, которая в основном была завершена в 1983 г. При этом в двигатель было внесено множество изменений, в 1976 г. их число достигло 155, в 1978 г. — 282, в 1979 г. — 320, в 1981 г. — 400. Доводка была направлена на повышение надежности и ресурса отдельных узлов и всего двигателя, снижение объема, трудоемкости и стоимости технического обслуживания, а также на улучшение эксплуатационных показателей двигателя в условиях его применения на истребителях F-15 и F-16.

Ниже приведены сведения об основных усовершенствованиях, проведенных с 1981 г., наработке и ресурсе ТРДДФ F-100.

Воздухозаборник. Предполагается заменить нерегулируемый воздухозаборник ТРДДФ F100-PW-200 (на самолете F-16) на регулируемый.

Вентилятор. Разработаны новые более долговечные диски по методике, учитывающей влияние допустимых повреждений, изменения свойств материала в условиях распространения трещин и значительных пороков материала на срок службы детали (т.п. Damage Tolerant Design). Гарантия от разрушения такого диска составляет 3000 циклов наработки или 10 лет.

Камера сгорания. С 1982 г. устанавливаются 16 усовершенствованных форсунок с воздушным распылом и улучшенные завихрители воздушного потока. Ведутся работы по дальнейшему снижению дымления. Внедрение камеры, обеспечивающей отсутствие видимого дымления, планировалось на 1984 г.



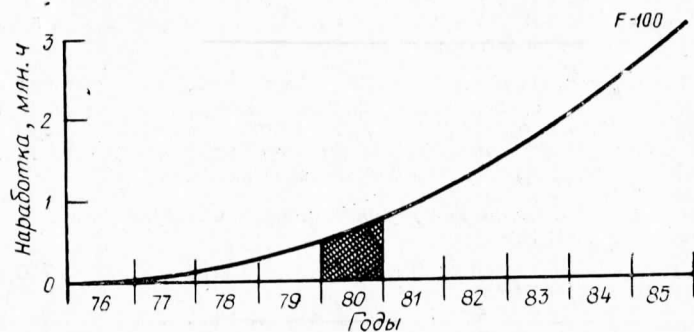
Конструкция топливной форсунки ТРДДФ F100.

1—подпорный топливный клапан; 2—подвод топлива из коллектора; 3—подвод воздуха.

¹ Component Improvement Program.

системы в оказании помощи пилоту в полете и техническому персоналу на земле.

Ресурс и наработка. К концу 1983 г. суммарная наработка двигателя в эксплуатации составила ~2 млн. ч. Ко времени достижения такой наработки предполагалось завершить эксплуатационную доводку двигателя. Назначенный ресурс горячей части двигателя — 2000 ч, холодной части — 4000 ч. Двигатель снимается с самолета и направляется на АТБ для прохождения планового технического обслуживания при наработке 1350 циклов. Ставилась задача — довести этот интервал до 1800 циклов для двигателей выпуска 1982 г. Гарантийный ресурс на новый двигатель — 200 ч наработки или 2 года с момента поставки. Гарантийный ресурс турбины компрессора — 1350 циклов или 5 лет.



Рост наработки ТРДД F100 по годам.

Состояние развития. Серийный с 1975 г. Выпускается в США и по лицензии в Бельгии и в Японии. К началу 1984 г. в США выпущено ~3300 двигателей, в Европе — ~400 двигателей и в Японии — 70 двигателей. По оценкам фирмы Пратт-Уитни, в период 1984—1988 гг. ВВС США закупят ~2300 двигателей для истребителей F-15, F-16.

Применение. Истребители ВВС США Макдоннелл Дуглас F-15 (2 ТРДД F100-PW-100) и Джeneral Дайнемикс F-16 (1 ТРДД F100-PW-200).

Модификация.

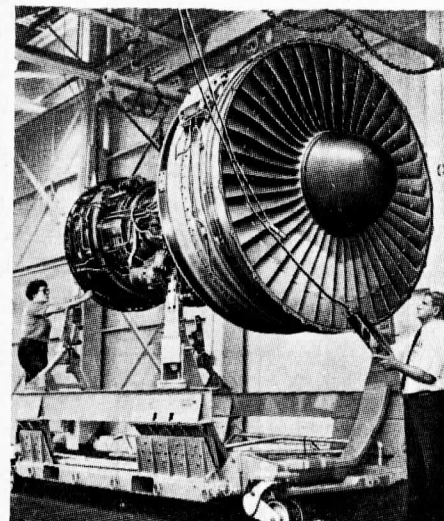
ТРДД PW 1115. $R_{вз} = 5450-6800$ кгс, $C_{уд}^{кр} = 0,696$ кг/кгс·ч, $G_{вс} = 106,7$ кг/с, $m = 0,6-0,7$, $\pi_{кв} = 24,8$, $D = 1050$ мм, $L = 2540$ мм, $M_{сух} = 1065$ кг, $\gamma_{дв} = 0,157-0,196$ кг/кгс.

Предназначен для дозвуковых самолетов. Проект.

П Р А Т Т - У И Т Н И

JT9D-7R4

Двухвальный ТРДД



Двигатели подсемейства JT9D-7R4 разработаны фирмой Пратт-Уитни на основе серийного ТРДД JT9D-7A в целях конкуренции с ТРДД CF6-80 фирмы Джeneral Электрик и RB.211-524 фирмы Роллс-Ройс. Они подробно описаны в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 61—64. Ниже приведены некоторые дополнительные сведения по характеристикам двигателя, изменениям в конструкции, состоянию развития и наработке.

Вентилятор — одноступенчатый, рабочие лопасти изготовлены из титанового сплава, спрямляющие лопасти — из алюминиевого сплава. Рабочие лопасти крепятся хвостовиком типа «ласточкин хвост». Корпус вентилятора состоит из двух частей: передняя часть выполнена из титанового сплава, задняя — из алюминиевого сплава. Внутри в корпусе вентилятора в зоне вращения рабочего колеса имеется вставное кольцо, по которому осуществляется приработка концов рабочих лопаток. За спрямляющими лопатками расположены 9 силовых радиальных стоек.

Подпорные ступени — 4. Число направляющих лопаток по ступеням: 96 (ВНА), 114, 116, 104, 102. Число рабочих лопаток по ступеням: 108, 120, 112, 100. Направляющие лопасти выполнены из титанового сплава, лопасти выходного аппарата — из никелевого сплава. Лопасти ВНА имеют противообледенительный подогрев воздухом, отбираемым из 5-й ступени компрессора. Рабочие лопасти крепятся хвостовиком типа

«ласточкин хвост». Вал ротора каскада н. д. изготовлен из стали. На выходе из последней ступени имеется лента перепуска воздуха с гидropri-
водом.

Корпус подпорных ступеней изготовлен из алюминиевого сплава.

Двигатели подсемейства JT9D-7R4

Показатели	-7R4D	-7R4E	-7R4G	-7R4H
Взлетный режим ($H=0$, $M_n=0$)				
Тяга, кгс ¹	21 770	22 700	24 800	25 400
Сохраняется постоянной до t_n , °C	33	33	30	30
Удельный расход топлива, кг/кгс·ч ¹	0,34	0,343	0,360	0,354
Общая степень повышения давления	23,4	24,2	26,3	26,7
Степень двухконтурности	4,9	4,8	4,7	4,7
Расход воздуха, кг/с	721	733	760	770
Температура газа перед турбиной, °K ²	1550	1600	1680	1710
Частота вращения ротора н. д., об/мин	3530	—	—	—
Частота вращения ротора в. д., об/мин	8080	—	—	—
Крейсерский режим ($H=10,7$ км, $M_n=0,85$)				
Тяга (макс.), кгс	5100	5300	5560	5560
Удельный расход топлива, кг/кгс·ч	0,615 ¹	0,635	0,639	0,628
Диаметр вентилятора, мм	2370	2370	2370	2370
Диаметр (габ.), мм	2464	2464	2464	2464
Длина, мм	3370	3370	3370	3370
Масса, кг	4030	4030	4125	4020
Удельная масса, кг/кгс	0,185	0,177	0,160 (?)	0,158 (?)
Дата сертификации	Ноябрь 1980 г.	Конец 1981 г.	Сентябрь 1982 г.	Декабрь 1982 г.
Применение	Самолеты B.767-200, A.310	Самолет A.310	Самолет B.747-200 EUD (с удл. верхней палубой)	Самолеты A.300-600, B.767-200

¹ При идеальном сопле.

² На выходе из камеры сгорания.

Компрессор — 11-ступенчатый. Число направляющих лопаток по ступеням: 76, 70, 80, 106, 100, 112, 126, 146, 154, 158, 92. Число рабочих лопаток по ступеням: 60, 84, 102, 100, 110, 108, 104, 94, 100, 102, 90. Направляющие лопатки 1—6-й ступеней изготовлены из титанового сплава, остальные ступеней — из никелевого сплава. Рабочие лопатки 1—9-й ступеней изготовлены из титанового сплава, последних двух ступеней — из никелевого сплава. Крепление рабочих лопаток хвостовиком типа «ласточкин хвост». На первых четырех ступеней — регулируемые, с приводом от гидравлического механизма. За 4-й ступенью производится отбор воздуха на самолетные нужды. Корпус компрессора многосекционный, изготовлен из титанового сплава, секция в зоне двух последних ступеней — из никелевого сплава.

Камера сгорания — кольцевая, из никелевого сплава. В корпусе диффузора предусмотрены отверстия для отбора воздуха на самолетные нужды. Воспламенение топлива осуществляется дублированной емкостной системой зажигания с помощью двух запальных свечей, расположенных по обе стороны камеры несколько выше осевой линии.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая. В двигателях JT9D-7R4D/E монокристаллические лопатки из сплава PW 1480 применены в рабочем колесе 1-й ступени, а в двигателях JT9D-7R4G/H — в рабочих колесах обеих ступеней и в сопловом аппарате 2-й ступени. Все основные детали турбины изготовлены из сплавов с повышенным содержанием никеля. Число сопловых и рабочих лопаток по ступеням соответственно следующее: сопловые — 66, 90; рабочие — 116, 138.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая с увеличенным на 10% диаметром (по сравнению с ТРДД JT9D-70A). Число сопловых и рабочих лопаток по ступеням соответственно следующее: сопловые — 122, 120, 110, 102; рабочие — 108, 126, 122, 116. Все рабочие лопатки изготовлены из никелевого сплава, диск последней ступени — стальной.

Сопло. Сопло внутреннего контура изготовлено из сплава никель.

Привод агрегатов. Коробка приводов агрегатов установлена внутри двигателя на корпусе газогенератора с целью снижения лобового сопротивления СУ на самолете. На фланцах коробки крепятся генератор с встроенным приводом, топливный насос и регулятор, гидравлический насос, тахометр для измерения частоты вращения ротора в. д.

Гондолы. Двигатели поставляются фирмой Пратт-Уитни в комплекте с гондолой. Гондола имеет внутреннюю облицовку ЗПК с двумя степенями свободы.

Система управления. Двигатели JT9D-7R4 (за исключением -7R4G) снабжены супервизорной электронно-гидромеханической САУ ЕЕС-103 фирмы Гамильтон Стэндрд. Двигатель JT9D-7R4G снабжен гидромеханической САУ. Гидромеханический регулятор рассчитан на работу при давлении топлива в системе до 77 кг/см². Средняя наработка на отказ данной системы составляет 8000—9000 ч. В связи со случаями вынужденного выключения в полете обоих двигателей на самолетах B.767 директивой ФАУ

США предписано в 1984 г. заменить гидромеханический регулятор подачи топлива на усовершенствованный. В дальнейшем предполагается переоборудовать все двигатели -7R4 электронной цифровой САУ FADEC, создаваемой фирмами Гамильтон Стэндрд и Пратт-Уитни.

Эксплуатационные данные. В двигателе реализован ряд мероприятий по снижению шума вентилятора и его турбины.

Надежность. По данным фирмы Пратт-Уитни $K_{в.п. 1000} = 0,17$ для двигателей самолетов В.767.

Ресурс и наработка. По данным авиакомпании Юнайтед Эрлайнз, эксплуатирующей самолеты В.767, их средний ежедневный налет составляет 10 ч, а общая летная наработка двигателей JT9D-7R4 к середине 1983 г. достигла 25 000 ч.

Состояние развития. Находится в эксплуатации на пассажирских самолетах В.767 с IX.1982 г.

Этапы развития

Июль 1983 г. Начало летных сертификационных испытаний самолета А.300-600 с ТРДД JT9D-7R4H1.

Конец 1983 г. — начало 1984 г. Планировалось начать эксплуатацию ТРДД JT9D-7R4 на самолетах А.310.

Март 1984 г. Сертификация самолета А.300-600 с двигателем JT9D-7R4H1.

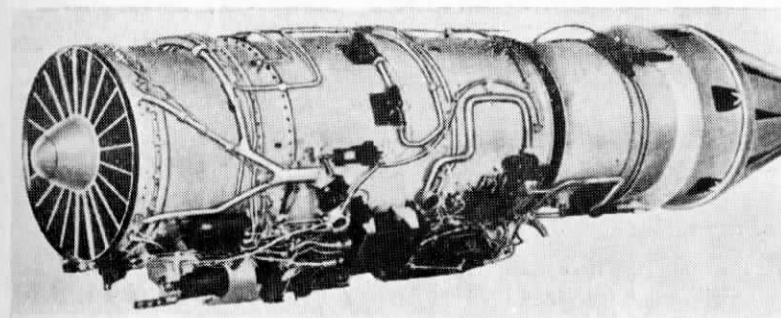
П Р А Т Т - У И Т Н И

ТРДДФ

США

PW 1120

Двухвальный ТРДДФ



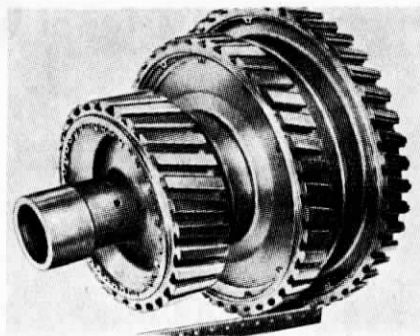
$$\left. \begin{aligned} R &= 6100 \text{ кгс} \\ |C_{уд} &= 0,78 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ R^{\Phi} &= 9360 \text{ кгс} \\ C_{уд}^{\Phi} &= 1,86 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, \text{ МСА} \end{array}$$

$$\begin{aligned} R_{\text{макс}}^{\Phi} &= 11\,400 \text{ кгс при } H=0, M_{\text{п}}=0,9 \\ R_{\text{макс}}^{\Phi} &= 6715 \text{ кгс при } H=11 \text{ км, } M_{\text{п}}=1,6 \\ G_{\text{вс}} &= 79,5 \text{ кг/с} \\ m &= 0,15-0,19 \\ \tau_{\text{кв}} &= 26,8 \\ T_{\text{г.макс}}^* &= 1648^{\circ}\text{K} \\ D_{\text{вх}} &= 780 \text{ мм} \\ D_{\text{дв}} &= 1021 \text{ мм} \\ L_{\text{дв}} &= 4140 \text{ мм} \\ M_{\text{дв}} &= 1292 \text{ кг} \\ \gamma_{\text{дв}} &= 0,138 \text{ кг/кгс} \end{aligned}$$

Конструкция ТРДДФ PW 1120 кратко описана в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 67—69. Ниже приводятся дополнительные сведения по конструкции, ресурсу, состоянию и этапам развития этого двигателя.

Вентилятор — трехступенчатый со сварным ротором барабанного типа.

Сварной ротор вентилятора
ТРДДФ PW 1120.

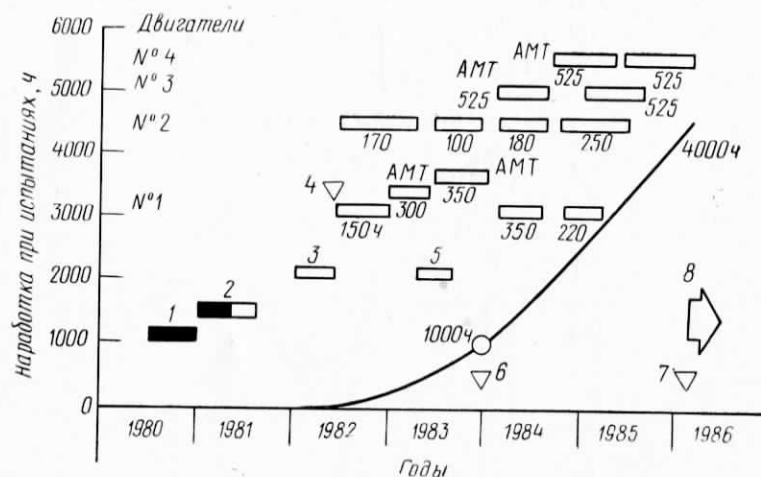


Форсажная камера — с охлаждением стенок корпуса воздухом из наружного контура.

Привод агрегатов. Коробка приводов агрегатов такая же, как у ТРДДФ F100.

Ресурс и наработка. К середине 1983 г. ТРДДФ PW 1120 наработал на открытом стенде 320 ч. Ресурс горячей части у него такой же, как у ТРДДФ F100.

Состояние развития — в доводке. Работа над двигателем ведется в замедленном темпе, так как увязана по срокам с разработкой истребителя «Лави».



Исходный план-график создания ТРДДФ PW 1120.

1—первый этап (предварительное изучение); 2—второй этап (проектирование); 3—стендовые испытания вентилятора; 4—1-е испытание двигателя; 5—испытание на стойкость при попадании посторонних предметов; 6—получение разрешения на начало летных испытаний; 7—квалификационные испытания; 8—запуск в производство.

Применение. Истребитель «Лави» ВВС Израиля. Двигатель PW 1120 выбран в конкурсе с ТРДДФ F401 на силовую установку этого самолета благодаря большей тяге и высокой степени общности с ТРДДФ F100. Предлагается для замены двигателя на истребителе США Макдоннелл Дуглас F-4 «Фэнтوم».

Этапы развития

Июнь 1982 г. Начало стендовых испытаний PW 1120.

1983 г. Правительство США дало официальное разрешение на организацию лицензионного производства двигателя PW 1120 в Израиле, где будут изготавливаться 80% деталей и узлов и производиться их сборка.

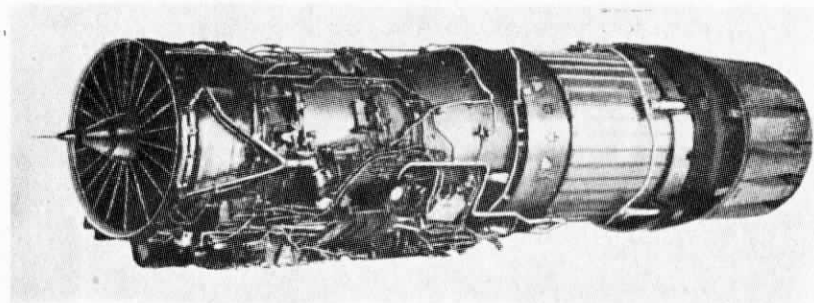
Конец 1983 г. Предполагалось начать стендовые испытания еще двух опытных образцов PW 1120.

Конец 1984 г. Планировалось начать летные испытания двигателей.

Февраль 1986 г. Намечен первый полет истребителя «Лави».

Конец 1986 г. Запланированы квалификационные испытания PW 1120.

1987 г. Начало серийного производства PW 1120.



$R = 7700 \text{ кгс}$
 $R^b = 12\,400 \text{ кгс}$ } взлетный режим
 $n_{н.д} = 9700 \text{ об/мин}$
 $C_{уд} = 0,87 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$ при $H = 13,7 \text{ км}$, $M_{д^2} = 0,875$
 $G_{в\pi} = 110-113 \text{ кг/с}$
 $m = 0,65$
 $T_{г^*} = 1755 \text{ }^\circ\text{К}^2$
 $D_{дв} = 1194 \text{ мм}$
 $L_{дв} = 4850 \text{ мм}$
 $M_{дв} = 1464 \text{ кг}$
 $\gamma_{дв} = 0,118 \text{ кг/кгс}$

Разрабатывается на основе усовершенствованного газогенератора ТРДДФ F100 и должен быть взаимозаменяем с ним на самолете. Степень общности с двигателем F100 выпуска до 1985 г. — 50%.

Ниже приведены сведения по конструкции двигателя и его основные отличия от базового ТРДДФ F100.

Вентилятор — 3-ступенчатый, новой конструкции, рассчитан на повышенные расход воздуха и запас устойчивости.

Компрессор — 10-ступенчатый с усовершенствованными регулируемым НА, более совершенным профилированием лопаток.

¹ Другое обозначение фирмы F100-PW-220, обозначение ВВС США — F100 EMD(P).

² $T_{г^*}$ дана на выходе из камеры сгорания.

Камера сгорания — кольцевая с более эффективной двухканальной системой охлаждения по типу примененной в двигателе PW 2037.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая с литыми монокристаллическими сопловыми и рабочими лопатками из сплава PWA 1480, имеющими более совершенные профили.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие лопатки — литые монокристаллические, сопловые лопатки — литые обычной структуры.

Форсажная камера — усовершенствованная, 16-зонная, с дублированной системой зажигания, сигнализатором пламени, улучшенной системой подачи топлива через 8 коллекторов. Применены малогабаритные форсунки. Степень форсирования ~64%.

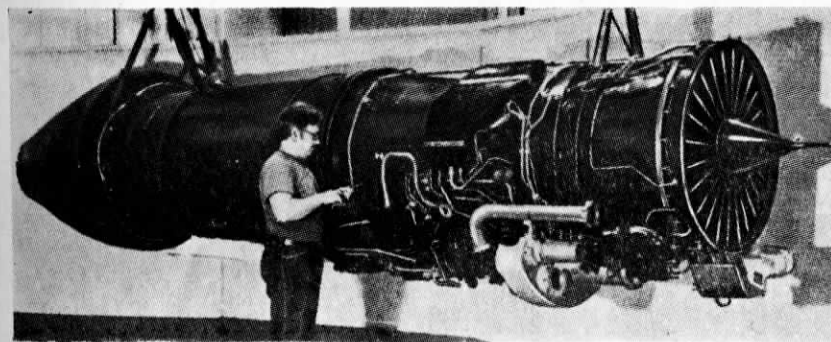
Топливная система. Топливный насос — шестеренный. Двигатель может работать на различных сортах топлива.

Система управления — электронная цифровая (DEEC) с резервным гидромеханическим регулятором, включающимся автоматически при отказе электронного регулятора. CAU DEEC обеспечивает повышение динамических характеристик и надежности двигателя, расширяет границы эксплуатационных режимов, исключает необходимость подрегулировки на аэродроме.

Эксплуатационные данные. Время приемистости от режима малого газа до режима 90% максимальной тяги составляет 4 с вместо 8 с по ТУ.

Ресурс и наработка. Заданный ресурс холодной части составляет 4000 ч, горячей части — 2000 ч, интервал между базовыми осмотрами двигателя — 4000 циклов. Полный расчетный ресурс газогенератора — 8000 циклов.

К 1983 г. стендовая наработка четырех опытных двигателей превысила 1200 ч. Разрешение на летные испытания было дано после того, как один двигатель проработал на стенде 500 циклов. В ходе летных испытаний на самолете F-15 общая наработка составила 26 ч (в первой серии полетов был установлен один ТРДДФ PW 1128, во второй — два таких двигателя). В январе 1984 г. один из опытных двигателей в ходе ускоренных испытаний с имитацией полетных условий проработал 3000 циклов. Предполагается достичь общей наработки в 4000 циклов.



Полноразмерный макет ТРДДФ PW 1128.

Эксплуатационная технологичность. Предусмотрено использование на 90% того же наземного оборудования и оснастки, которое используется для технического обслуживания базового двигателя F100.

Состояние развития. В доводке.

Стоимость. Стоимость разработки ~400 млн. долл.

Применение. Усовершенствованные варианты истребителей F-15 и F-16: тактический истребитель ВВС США следующего поколения.

Этапы развития

1980 г. Стендовые испытания узлов.

Конец 1981 г. Стендовые испытания первого опытного двигателя.

Март — октябрь 1983 г. — Летные испытания двигателя на самолете F-15.

Лето 1983 г. Двигатель предложен на конкурс CV для перспективного истребителя ВВС США.

1985 г. Запланирован запуск в серийное производство.

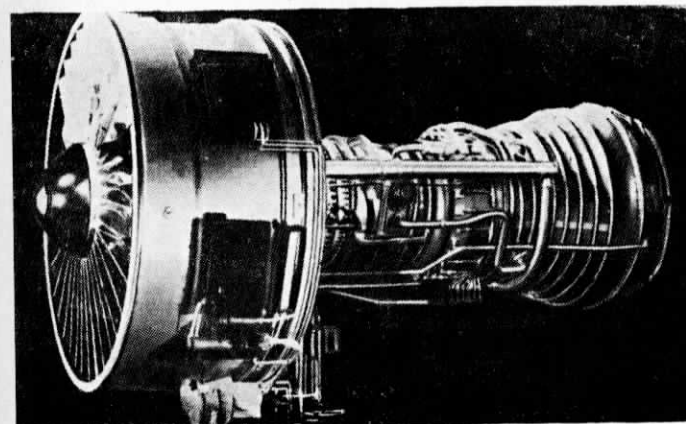
Модификация

PW 1128N в морском исполнении. Рассчитан на такую же тягу, что и базовый двигатель, но длиннее его на 1170 мм. Предназначен для полубного истребителя F-14 «Томкэт» ВМС США.

П Р А Т Т - У И Т Н И

PW 2037¹

Экономичный двухвальный ТРДД
второго поколения



$R' = 16\,780 \text{ кгс}$

$n_{н.д} = 3900 \text{ об/мин}$

$C_{уд} = 0,325 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^2$

$G_{вз} = 541 \text{ кг/с}$

$\pi_{к\sum} = 26,9$

$T_r^* = 1670 \text{ }^\circ\text{K}^3$

$R = 2950 \text{ кгс}$

$C_{уд} = 0,563 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^2$

$G_{в.прив} = 604\text{—}608 \text{ кг/с}$

$m = 5,8$

$\pi_{к\sum} = 30$

$\pi_{в} = 1,7$

$D_{в} = 1994 \text{ мм}$

$D_{дв} = 2130 \text{ мм}$

$L = 3590 \text{ мм}$

$M_{дв} = 3155 \text{ кг}$

$\gamma_{дв} = 0,187 \text{ кг/кгс}$

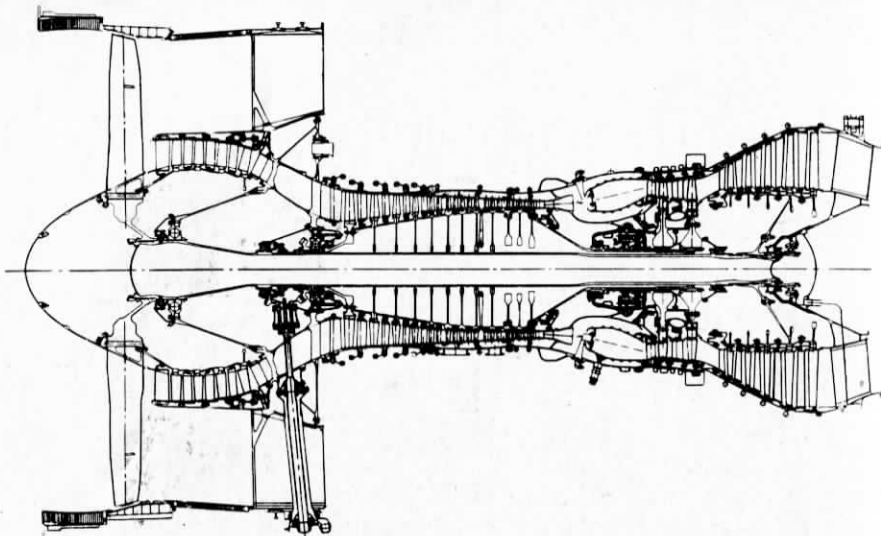
взлетный режим при
 $H=0, M_{п}=0, MCA$

крейсерский режим при
 $H=10,7 \text{ км}, M_{п}=0,8$

¹ Кратко описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1981, с. 70, 71.

² Идеальное сопло.

³ За камерой сгорания, перед СА.



Схематический разрез ТРДД PW 2037.

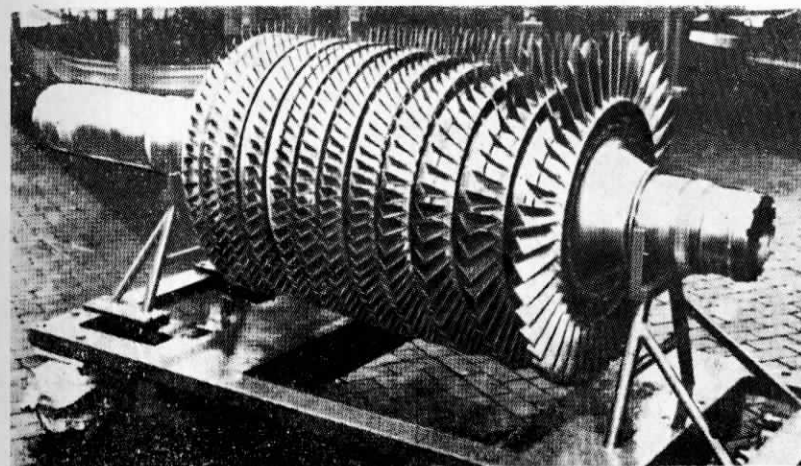
Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА и противообледенительного подогрева, имеет 36 рабочих лопаток из титанового сплава с одним рядом противовибрационных полок, смещенных назад. Передняя часть лопаток утолщена для повышения сопротивления абразивному износу и стойкости к ударам посторонних предметов. Диск изготовлен штамповкой из титанового сплава.

В процессе доводки изменены кривизна профиля пера рабочих лопаток и угол атаки с целью повышения к.п.д. Выходная кромка рабочих лопаток надрезана в корневой части с целью увеличения запаса ГДУ. Лопатки НА совмещены с радиальными силовыми стойками. Замена рабочих лопаток может производиться без съема рабочего колеса.

Подпорные ступени — 4. Профили лопаток с откорректированной диффузорностью в межлопаточном канале. Передняя и задняя кромки лопаток утолщены. Ротор — барабанной конструкции, сварной. За рабочим колесом 4-й ступени имеется клапан перепуска воздуха, который, наряду с обеспечением устойчивой работы компрессора, служит для удаления из воздуха пыли, отбрасываемой под действием центробежных сил в канал вентилятора.

Компрессор — 12-ступенчатый с лопатками малого удлинения. Их общее число уменьшено на 30% по сравнению с ТРДД JT9D-7R4. Профили лопаток с откорректированной диффузорностью в межлопаточном канале. НА первых 5 ступеней регулируемые. В 5—12-й ступенях применяется активное управление радиальными зазорами на крейсерском режиме путем охлаждения корпуса воздухом, отбираемым из наружного контура. В дальнейшем управление зазорами будет осуществляться также на ре-

жимах взлета и набора высоты. В связи с повышенной на ~30% (по сравнению с ТРДД JT9D) частотой вращения увеличена жесткость барабанно-дисковой конструкции ротора, который выполнен сварным. Кроме того, диск последней ступени изготовлен из сплава на никелевой основе MERL76 методом горячего изостатического прессования.



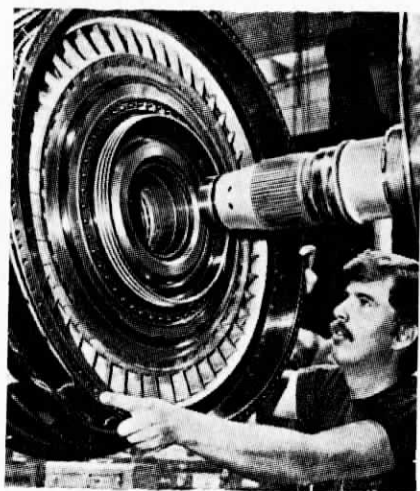
Ротор компрессора ТРДД PW 2037.

Камера сгорания — кольцевая, короткая с 24 одноступенчатыми топливными форсунками с воздушным распылом. Корпус диффузора — литой. Жаровая труба с кольцевыми секциями изготовлена из никелевого сплава раскаткой. Температура стенки жаровой трубы на ~55°C ниже, чем у эксплуатируемых двигателей, благодаря применению усовершенствованной двухканальной (double pass) системы охлаждения.



Общий вид камеры сгорания ТРДД PW 2037.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая, с лопатками, спроектированными по усовершенствованному методу. Число лопаток сокращено на 55% по сравнению с турбиной компрессора ТРДД JT9D. Сопловые лопатки имеют теплозащитное покрытие. Рабочие лопатки обеих ступеней монокристаллические, изготовлены из никелевого сплава PWA1480. Они снабжены карбидокремневыми наставками, которые работают по истираемому керамическому элементу на корпусе. Для уменьшения радиальных зазоров применено охлаждение корпуса воздухом из наружного контура. Диски обеих ступеней изготовлены из порошкового сплава на никелевой основе MERL76 методом горячего изостатического прессования.



Установка турбины компрессора ТРДД PW 2037.

Турбина вентилятора — 5-ступенчатая. В ходе доводки подверглась усовершенствованию. Диски изготовлены из порошкового сплава MERL76 горячим изостатическим прессованием. Корпус имеет покрытие из истираемого материала в зонах вращения рабочих колес. Для уменьшения радиальных зазоров корпус охлаждается воздухом, отбираемым из канала наружного контура.

Силовая конструкция. Система опор роторов двигателя состоит из 5 подшипников. Особое внимание уделено обеспечению повышенной жесткости и соосности роторов при работе на разных режимах. Для выполнения последнего требования, в частности, в ходе доводки была изменена центровка турбины компрессора.

Коробка привода агрегатов — сконструирована и поставляется фирмой Фнат. Требуемый срок службы 25 000 ч. Рабочая температура по ТУ — 180 °C. Все агрегаты могут быстро и легко заменяться. Рассчитана на выдерживание ударных нагрузок до 50 g. Корпус коробки из алюминиевого сплава, которая установлена на корпусе компрессора.

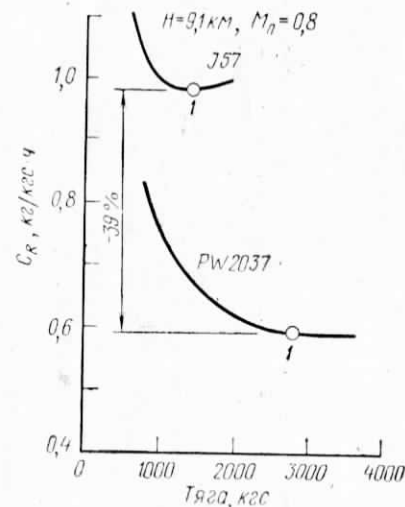
Система управления — электронная, цифровая, фирмы Гамильтон Стэндрд, построенная на базе микропроцессоров фирмы Мострек. Включает две независимые ЭВМ для повышения надежности и точности регулирования. Предусмотрена резервная гидромеханическая система. Электронные блоки установлены на корпусе вентилятора. Система имеет 3 уровня самопроверки и выявления ошибок.

Состояние развития. Двигатель сертифицирован в декабре 1983 г. В программе доводки использовались 11 опытных двигателей. Общий объем доводочных испытаний до сертификации составил ~5500 ч или 15 000 циклов. Предполагаемый темп серийного производства составит 20—30 двигателей в месяц.

Стоимость. Общая стоимость разработки двигателя оценивается в 1 млрд. долл. Цена двигателя предположительно равна 3 млн. долл. Фирма планирует впоследствии снизить цену двигателя посредством проведения организационно-технических мероприятий: изменения подхода к взаимоотношениям с поставщиками, внедрения прогрессивных технологических процессов и др.

Применение. Двухдвигательный пассажирский самолет B.757. Предлагается для замены ТРД J57 на бомбардировщике B-52G, переоборудуемом в носитель крылатых ракет, и в качестве силовой установки усовершенствованного военно-транспортного самолета Макдоннелл Дуглас C-17.

Расчетные дроссельные характеристики ТРД J57 и ТРДД PW 2037 (для установленных двигателей).
I — потребная тяга для самолета B-52G.

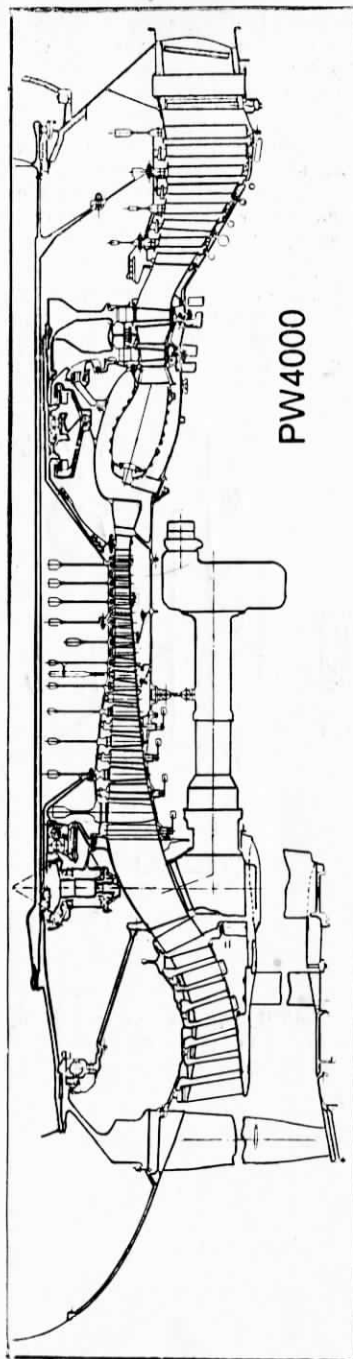


Этапы развития

Конец 1983 г. Поставлен первый серийный образец двигателя для сертификационных испытаний самолета B.757.

Октябрь 1984 г. Запланировано начало эксплуатации самолета B.757 с ТРДД PW 2037.

PW 4000



Схематический разрез ТРДД PW4000.

$$\left. \begin{aligned} R &= 26\,300 \text{ кгс}^1 \\ n_{в.д} &= 10\,000 \text{ об/мин} \\ G_{в.д} &= 767 \text{ кг/с} \end{aligned} \right\} \text{ взлетный режим}$$

¹ Первым предполагается сертифицировать двигатель тягой 25 400 кгс.

$$\left. \begin{aligned} C_{уд} &= 0,591 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^1 \\ m &= 5,18 \\ \pi_{к\psi} &= 26,9 \\ \pi_{в} &= 1,71 \\ D_{в} &= 2370 \text{ мм} \\ D_{дв} &= 2440 \text{ мм} \\ L_{дв} &= 3870 \text{ мм} \\ M_{дв} &\approx 4130 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,157 \text{ кг/кгс} \end{aligned} \right\}$$

крейсерский режим при
 $H = 10,7 \text{ км}, M_{п} = 0,84$

Под наименованием PW 4000 подразумевается семейство ТРДД третьего поколения тягой 22—27 тс. Разрабатывается с использованием опыта создания двигателей JT9D-7R4, PW 2037 и E³. При создании двигателя применены многие новшества и достижения (широкое внедрение ЭВМ в ходе ОКР и освоения в производстве; лопатки компрессора с профилями второго поколения, профилирование лопаток турбины на базе расчета трехмерного течения, монокристаллические лопатки турбины и др.). В конструкцию заложены многие прогрессивные технологические процессы (лазерное сверление, литые корпуса, раскатка кольцевых секций жаровой трубы, электронно-лучевая сварка и др.). Все это позволило, в частности, уменьшить число деталей на 54% или на 27 000 шт. по сравнению с ТРДД JT9D-7R4.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, с лопатками малого удлинения, имеющими одну противовибрационную полку. Число рабочих лопаток — 38, число спрямляющих лопаток — 72. За спрямляющим аппаратом имеется 9 радиальных силовых стоек. Вращающийся обтекатель изготовлен из композиционного материала и не требует противообледенительного подогрева. Для уменьшения радиального зазора между рабочими лопатками и корпусом на внутренней стенке последнего в зоне вращения рабочего колеса имеется углубление, в котором расположено сегментное кольцо с покрытием из истираемого материала. С той же целью повышена жесткость корпуса.

Подпорные ступени — 4. Лопатки из титанового сплава с профилями второго поколения, обеспечивающими откорректированную диффузорность в межлопаточном канале. Такие лопатки позволяют обеспечить более поздний отрыв потока в межлопаточном канале и, следовательно, могут работать при более высоких числах M потока без снижения к.п.д.

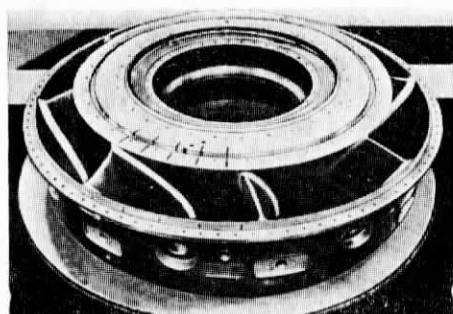
Кроме того, лопатки имеют утолщенные входную и выходную кромки, что увеличивает их стойкость к эрозии и срок службы. За рабочим колесом 4-й ступени предусмотрен регулируемый перепуск воздуха. Управление перепуском осуществляется электронной САУ двигателя.

С целью уменьшения попадания посторонних частиц в компрессор рабочие и направляющие лопатки, расположенные за разделителем пото-

¹ По-видимому, с идеальным соплом.

ков, установлены наклонно под некоторым углом к направлению потока воздуха, а сам разделитель смещен назад на 30 мм по сравнению с ТРДД JT9D-7R4. Данное мероприятие обеспечивает снижение загрязненности воздуха, поступающего в компрессор, на 12% по сравнению с ТРДД JT9D-7R4. Кроме того, при рулежке, когда всасываемый двигателем воздух наиболее загрязнен, некоторое количество посторонних частиц (8%) может удалиться в наружный контур под действием центробежных сил через специально спроектированные отверстия диаметром 25 мм для перепуска воздуха из 4-й ступени, которые при этом открываются. При взлете перепускные отверстия закрыты.

Повышена жесткость барабана ротора из титанового сплава, изготавливаемого с помощью электронно-лучевой сварки, и промежуточного корпуса, внутри которого имеются направляющие лопатки малого удлинения, служащие одновременно силовыми стойками.



Промежуточный корпус
ТРДД PW 4000.

Компрессор — 11-ступенчатый, с лопатками, обеспечивающими откорректированную диффузорность в межлопаточном канале. ВНА и НА первых трех ступеней — регулируемые. Лопатки 1—8-й ступеней изготовлены из титановых сплавов, а 9—11-й ступеней — из никелевого сплава. Ротор барабанно-дисковой конструкции изготавливается с помощью электронно-лучевой сварки. Рабочие лопатки 5—11-й ступеней крепятся в кольцевых пазах обода диска, благодаря чему исключается осевая утечка воздуха через замковое соединение лопатки с диском.

Применена новая система регулирования радиальных зазоров между элементами ротора и статора на крейсерском режиме, основанная на тепловом расширении ротора. С этой целью наряду с постоянным отбором воздуха из 5-й ступени через отверстие в барабане в его внутреннюю полость подается воздух, отбираемый из последней ступени осевого компрессора, проходящий внутри одной из лопаток НА 5-й ступени, и отверстия в сопряженных элементах уплотнения. Для включения и выключения отбора из 11-й ступени служит клапан, управляемый САУ двигателя. В результате подмешивания на крейсерском режиме более нагретого воздуха температура внутри барабана ротора увеличивается на 100 °С и температурные условия в системе статор — ротор становятся

близкими к условиям взлетного режима. Дополнительное тепловое расширение ротора позволяет уменьшить радиальные зазоры между концами рабочих лопаток и корпуса и в сопряженных элементах внутренних уплотнений до 0,2 мм. В ходе доводки двигателя фирма, возможно, изменит место отбора воздуха: из 10-й ступени вместо 11-й.

Камера сгорания — кольцевая, из никелевого сплава, с жаровой трубой, изготовленной штамповкой с последующей раскаткой кольцевой заготовки. Камера короче на 100 мм, чем камера сгорания ТРДД JT9D-7R4, охлаждение по двухканальной схеме, разработанной фирмой Пратт-Уитни. Диффузор литой, ступенчатый, с 24 равноотстоящими силовыми стойками. Топливо подается в камеру с помощью 24 усовершенствованных одноступенчатых форсунок с воздушным распылом. Внутри форсунок происходит смешение двух воздушных струй и топливо впрыскивается непосредственно в зону их смешения. Приняты меры с целью предотвращения возможности коксования топлива в форсунках.

Турбина компрессора — двухступенчатая, охлаждаемая. Рабочие лопатки 1-й ступени — монокристаллические, из сплава PWA 1480, рабочие лопатки 2-й ступени — из сплава PWA 1422, изготовлены литьем с направленной кристаллизацией. Общее число лопаток — 46. Диски из никелевого сплава. Сопловые лопатки с теплозащитным покрытием.

Лопатки спроектированы по методу расчета трехмерного течения с использованием ЭВМ. Подача воздуха на охлаждение лопаток регулируется. По сравнению с ТРДД JT9D-7R4 расход охлаждающего воздуха снижен на 26%. Система активного управления радиальными зазорами работает по принципу охлаждения корпуса, изготовленного из никелевого сплава, воздухом, отбираемым из канала наружного контура. Подача воздуха регулируется. Уменьшение радиальных зазоров также достигается применением керамических истираемых покрытий в корпусе в зонах вращения рабочих колес.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая, неохлаждаемая с литыми сопловыми и рабочими лопатками из никелевых сплавов. Сопловые лопатки отливаются сегментами и у первых двух ступеней имеют защитное покрытие. Лопатки спроектированы таким же методом, как и лопатки турбины в.д. Корпус из никелевого сплава с керамическим истираемым покрытием в зонах вращения рабочих колес. В системе активного управления радиальными зазорами используется охлаждение корпуса воздухом, отбираемым из наружного контура.

Затурбинный корпус содержит ряд профилированных силовых стоек, которые одновременно служат выходными спрямляющими лопатками.

Силовая конструкция. В системе опор по сравнению с JT9D-7R4 добавлен роликовый подшипник, служащий средней опорой ротора и.д. С целью повышения жесткости конструкции применены литые корпуса, а также сварные роторы.

Система управления — электронная цифровая типа FADEC фирмы Гамильтон Стандарт с двумя микропроцессорами в каждом канале. В остальном

подобна системе, примененной на ТРДД PW 2037. Электронные блоки системы установлены на корпусе вентилятора и имеют амортизирующее крепление и принудительное охлаждение воздухом из наружного контура. Единичный или ряд сочетаний отказов в системе не приводят к потере ее работоспособности.

Может быть объединена с системами управления на борту самолета и может выдавать командные сигналы в цифровой и аналоговой формах. Выполняет все функции по управлению двигателем и не требует его подрегулировки при техническом обслуживании.

Эксплуатационные данные. Двигатели PW 4000 могут устанавливаться в те же гондолы, что и ТРДД JT9D-7R4 при минимальной доработке. Кроме того, они в значительной степени унифицированы с двигателями JT9D по инструменту, оборудованию и оснастке, применяемому при испытании и техническом обслуживании. Они должны быть на 7% экономичнее и на 25% дешевле ТРДД JT9D-7R4 в эксплуатации.

Состояние развития. В разработке.

Стоимость. Стоимость разработки 700 млн. долл., цена двигателя ~4,2—4,6 млн. долл.

Применение. Предназначен для эксплуатируемых (замена двигателей) и будущих широкофюзеляжных самолетов типа B.747, B.767, A.300-600, A.310.

Этапы развития

1981 г. Предварительное изучение и проектирование.

Декабрь 1982 г. Официальное начало разработки.

Июнь 1983 г. Завершение проектно-конструкторских работ.

Август 1983 г. Испытания компрессора.

Март 1984 г. Испытания турбины вентилятора.

Апрель 1984 г. Начало испытаний двигателя.

Июль 1986 г. Сертификация первого двигателя семейства PW 4000.

ПРАТТ - УИТНИ

ТРДД
США

Перспективный двухвальный ТРДД 2000-го года

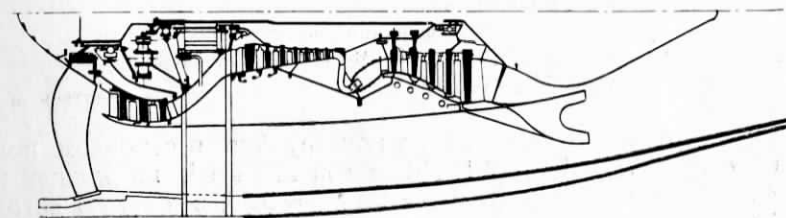


Схема перспективного ТРДД фирмы Pratt-Уитни.

$$R_{вз} = 27\,250 \text{ кгс}$$

$$m = 13^1$$

$$\pi_{к\Sigma} = 60^1$$

$$\pi_{к.в.д} = 20$$

$$\pi_{в} = 1,5$$

$$T_{г}^* = 1590^{\circ}\text{К}^1$$

Разрабатывается по объединенной программе фирмой Pratt-Уитни и NASA и предназначен для ввода в эксплуатацию в период 2000—2010 гг.

Вентилятор — одноступенчатый, с изогнутыми полыми рабочими лопатками из армированного материала. Диск из армированного композиционного материала. Приводится через редуктор.

Подпорные ступени — 3. Рабочие лопатки выполнены заодно с дисками. Ротор из алюминиевого сплава.

Компрессор — комбинированный, 7 ступеней осевых и 1 центробежная. Перепад давления отсутствует. Ротор из композиционного материала (армированный титановый сплав) с защитным покрытием лопаток.

Камера сгорания — кольцевая, наклонена к оси двигателя.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, неохлаждаемая. Лопатки из армированных высокотемпературных композиционных материалов. Диски из никелевого сплава с улучшенными свойствами.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая, неохлаждаемая. Лопатки из армированных высокотемпературных композиционных материалов.

Смеситель — короткий, регулируемый, из композиционного материала с защитным покрытием.

Сопло — общее, перспективной схемы с реверсивным устройством.

Агрегаты. Встроенный стартер-генератор. Все электрические агрегаты установлены на корпусе газогенератора.

Система управления — электронная.

Состояние развития. В разработке, работы ведутся с 1982 г.

¹ Значения параметров m , $\pi_{к\Sigma}$ и $T_{г}^*$ приведены, по-видимому, для крейсерского режима.

У И Л Ъ Я М С И Н Т Е Р Н Э Ш Е Н Л

F107-WR-103

Двухвальный ТРДД с противоположным вращением роторов

Двигатель F107-WR-103 по конструкции в основном подобен серийному ТРДД F107-WR-101 тягой 270 кгс¹, но должен иметь на 40% большую тягу (при $H=0$, $M_n=0,65$, в жаркую погоду) и на 5% меньший удельный расход топлива.

Программой разработки ТРДД F107-WR-103 предусматривается внесение следующих изменений.

Вентилятор — модифицированный, с повышенным расходом воздуха и улучшенным к.п.д.; потери в канале наружного контура будут уменьшены; 1-я и 2-я ступени вентилятора будут выполнены из титанового сплава.

Компрессор — модифицированный, с более высоким к.п.д.

Турбина компрессора. Сопловые лопатки — полые; рабочие лопатки с усовершенствованной профильной частью, рассчитанные на работу при повышенной температуре газа. Рассчитана на более высокий к.п.д. Сокращено число рабочих лопаток турбины с 73 до 56 (прорабатывается вариант турбины с 38 рабочими лопатками).

Турбина вентилятора. Лопатки обеих ступеней турбины вентилятора планируется сделать бандажированными.

Масляная система. Улучшены торцевые уплотнения и смазка под давлением для подшипника № 1, что позволит выдерживать большие нагрузки и увеличить срок годности при хранении.

Система зажигания — пиротехническая.

Эксплуатационные данные. Срок годности при хранении 5 лет вместо 3 лет для ТРДД F107-WR-101.

Наработка. На конец июня 1982 г. наработка опытных двигателей F107-WR-103 должна была составить 550 ч, а перед квалификационными испытаниями — 1500 ч.

Состояние развития. В доводке. В июле 1982 г. фирма Уильямс Интернешнл получила заказ суммой 64,7 млн. долл. на работы по созданию ТРДД F107-WR-103.

Стоимость. Цена двигателя предположительно 40 000 долл. по курсу 1982 г.

Применение. Предназначается для перспективных малозаметных крылатых ракет АСМ².

¹ ТРДД F107-WR-101 — модификация двигателя F107-WR-100, описанного в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 86—93.

² Advanced Cruise Missile.

ТРДД
США

Этапы развития. Программа технической разработки в полном объеме ТРДД F107-WR-103 состоит из трех основных этапов:

1981 г. Определение схемы конструкции.

1982—1983 гг. Уточнение технических решений.

1984 г. Доводочные и квалификационные испытания. Начало серийного производства намечалось на 1985 г.

Модификации

F112-WR-100 представляет собой двигатель F107-WR-103, несколько модифицированный для согласования с ракетой АСМ. Рассматривается как основной двигатель для этой ракеты. Готовность двигателя — середина 1987 г.

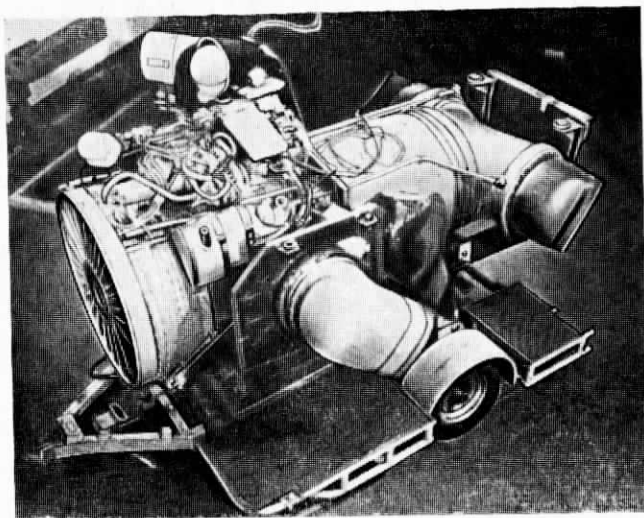
Модифицированный F107-WR-101. Тяга на 20% выше, чем у двигателя F107-WR-101. Удельный расход топлива прежний. В двигателе планируется использовать камеру сгорания и турбину компрессора ТРДД F112 и модифицированные элементы двигателя F107. Стоимость доводки оценивается в 55 млн. долл., из которых 10,5 млн. долл. намечается выделить в 1984 ф.г. Поставка двигателя возможна в середине 1987 г. Предназначается для крылатых ракет Боинг АLCM-B.

F107-WR-401. Предназначен для крылатой ракеты «Томагавк»

РОЛЛС-РОЙС

„ПЕГАС“ 11-21Е¹

Двухвальный подъемно-маршевый ТРДД
с поворотными соплами



Общий вид ТРДД «Пегас» 11-21.

$R = 9980 \text{ кгс}$
 $G_{вз} = 200\text{—}204 \text{ кг/с}$
 $\pi_{в} = 2,4\text{—}2,5$
 $T_{г}^* = 1450\text{—}1455 \text{ }^{\circ}\text{К}$

взлетный режим при
 $H=0, M_{п}=0, MCA,$
 $\sigma=1,0$

ТРДД «Пегас» 11-21Е — дальнейшее развитие ТРДД «Пегас» 11 (Мк.103 и 104) в рамках программы создания двигателя «Пегас» 11-35². Ниже указаны основные отличия двигателя «Пегас» 11-21Е от модификаций «Пегас» 11 Мк.103 и Мк.104, а также приведены некоторые дополнительные сведения о ходе работ по семейству ТРДД «Пегас»-11.

¹ Обозначение английских ВВС — «Пегас» Мк.105, корпуса морской пехоты США — F402-RR-406.

² Описан в справочниках «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 94—99; 1981, с. 84—88.

ТРДД
АНГЛИЯ

Промежуточный корпус компрессора — усовершенствован с целью улучшения условий течения на входе в компрессор.

Компрессор — модифицирован, обеспечивает повышенный расход воздуха.

Камера сгорания — изготавливается фирмой Лукас из сплава нимоник вместе с испарителями. Срок службы камеры сгорания увеличен с 300 до 500 ч.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая (ресурс 500 ч). Рабочие лопатки с высокотемпературным защитным покрытием из хрома, алюминия и иттрия на кобальтовой основе, которое наносится плазмотроном посредством плазменного напыления. Оно повышает коррозионную стойкость лопаток при высоких температурах.

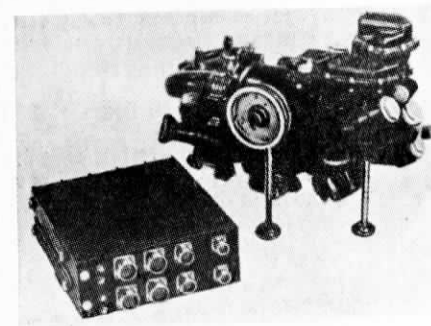
Турбина вентилятора — 2-ступенчатая, неохлаждаемая, новой конструкции.

Реактивные сопла. Передние сопла не имеют скоса в выходном сечении, что позволяет улучшить условия течения в наружном контуре.

Привод агрегатов. Усилен механизм отбора мощности на коробку приводов агрегатов.

Система управления — электронная, цифровая типа FADEC фирмы DSIC. Система имеет один резервный электронный контур управления, выполняющий половину функций основного, и один резервный гидромеханический контур управления. Предполагается, что гидромеханический контур будет исключен после того, как будет доказана надежность системы FADEC. Масса системы FADEC на 27 кг меньше, чем масса предыдущей системы управления ТРДД «Пегас» 11; в ней допускается полный отказ одного электронного контура управления на режиме висения. Система FADEC улучшает характеристики самолета и в полете на большой высоте, так как контролирует запас по ГДУ в течение всего полета с учетом угла атаки самолета и обеспечивает полную тягу двигателя при полете в нормальных условиях. Чтобы при температуре 150 °С, которая возможна в двигательном отсеке, электроника оставалась работоспособной, блоки управления устанавливаются на корпусе вентилятора и охлаждаются топливом, которое прокачивается насосом низкого давления. Система имеет встроенный контроль, с помощью которого можно проверять каждую из шести плат, а платы можно заменять в эксплуатации. Отказы самоконтроля обнаруживаются до 99% возможных неисправностей, из них более 94% действительных. В качестве входных сигналов в САУ используются сигналы, характеризующие температуру и частоту вращения.

САУ FADEC фирмы DSIC для
ТРДД «Пегас» 11-21Е.



Система снабжена защитой от электромагнитного излучения с тем, чтобы исключить отрицательное влияние на работу корабельных РЛС.

Пусковая система — турбокомпрессорный стартер-энергоузел (ТКСЭ).

Эксплуатационные данные. Вследствие улучшения эксплуатационной технологии и повышения надежности снижаются расходы на эксплуатацию: так, трудозатраты на техобслуживание уменьшаются на 65%, ресурс увеличивается на 40%.

Удельный расход топлива снижен на 2%. Снижение температуры газов перед турбиной на 20—25° в условиях МСА позволило уменьшить потерю тяги в жаркий день на 225 кгс (у двигателя «Пегас» 11 Mk.103 и Mk.104 потери тяги составляли ~450 кг при максимальном отборе). Использование запаса по температуре газов в полете позволяет повысить динамические характеристики самолета на режимах разгона.

Система диагностики. Параметры двигателя контролируются унифицированной электронной системой PRS 2020, созданной на основе быстродействующего 32-битового микропроцессора и имеющей модульную конструкцию. Система производит сбор данных в аналоговой и цифровой форме, а также в формате MACAIR MPCSA 5232 (для мультимплексной связи). Обработанная информация передается на дисплей в кабине пилота. Кроме того, информация накапливается в сохраняемой памяти микропроцессора для дальнейшей перезаписи и анализа.

Надежность двигателя «Пегас» 11-21E значительно выше (наработка на отказ больше), чем соответствующие показатели двигателя «Пегас» 11 Mk.103 и Mk.104.

Ресурс. Совокупность внесенных в двигатель изменений обеспечила увеличение межремонтного ресурса и срока службы ряда элементов. Ресурс холодной части двигателя составляет 1000 ч, а горячей — 500 ч (у ТРДД «Пегас» 11 предыдущих модификаций — 300 ч). Намечено перейти к эксплуатации холодной части по состоянию.

Состояние развития. В доводке, начало поставок намечалось на октябрь 1984 г.

Применение. Боевые СВ/КВП английских ВВС «Хэрриер» GR Mk.5 и корпуса морской пехоты США AV-8B «Хэрриер» II (последние должны быть приняты на вооружение в 1985 г.).

Этапы развития

Октябрь 1982 г. Фирмой Роллс-Ройс успешно завершены 150-часовые испытания модификации «Пегас» 11-21E.

Начало 1983 г. Планировалось проведение в Бристоле ускоренных 1000-часовых ресурсных испытаний, воспроизводящих полетные условия.

Модификация

ТРДД «Пегас» 11-21F (американское обозначение F402-RR-404A). $R \approx 9840$ кгс. В двигателе «Пегас» 11-21F сделаны некоторые изменения, предусмотренные для ТРДД «Пегас» 11-21E. Предназначен для установки на первые серийные самолеты корпуса морской пехоты США AV-8B. К сентябрю 1981 г. фирме Макдоннелл Дуглас были поставлены первые 8 двигателей «Пегас» 11-21F для предсерийных испытаний СВ/КВП AV-8B «Хэрриер» II. В июле 1983 г. объявлено о заключении ВМС США контракта с фирмой Роллс-Ройс о поставке 51 двигателя «Пегас» 11-21F для серийных СВ/КВП VAe/Макдоннелл Дуглас AV-8B (сборка первого из этих двигателей началась в марте 1983 г.). В октябре 1983 г. двигатель должен был быть установлен на самолет.

РОЛЛС - РОЙС

ТРДДФ
АНГЛИЯ

„ПЕГАС“ 11-33

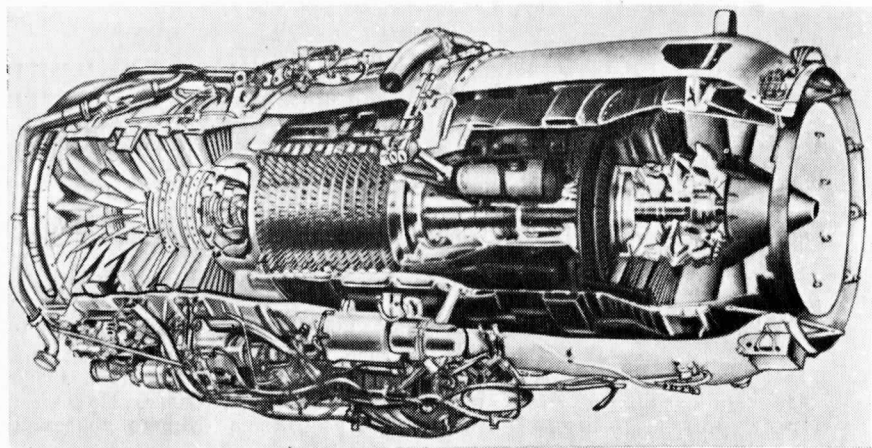
Двухвальный подъемно-маршевый ТРДДФ с форсированием тяги в наружном контуре

Конструкция ТРДДФ «Пегас» 11-33 в вариантах с четырьмя и тремя поворотными соплами описана в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 89—94. Ниже приводятся дополнительные сведения о его применении и ходе работ по двигателю в последнее время.

Применение. Сверхзвуковой СВ/КВП со скоростью полета, равной числу $M_n = 1,5—1,6$.

Этапы развития.

1983 г. Проведен третий этап испытаний двигателя «Пегас» 2 с форсажными камерами в наружном контуре (ФКНК). В ходе испытаний двигатель «Пегас» 2, оснащенный ФКНК, устанавливался на планере самолета «Хэрриер», который подвешивался на кран-балке. При этом пространственное положение планера и расстояние от него до земли менялись. В задачи исследований входили определение оптимальных методов борьбы с засасыванием на вход в двигатель «Пегас» горячих газов, истекающих из его реактивных сопел, и их предельно допустимых объемов, а также изучение эрозии поверхности ВПП при работе ТРДДФ и оценка степени нагрева конструкции самолета от реактивных струй. На следующих этапах намечено провести испытания ФКНК на двигателе «Пегас» 11 с передними поворотными соплами, имеющими изменяемую площадь выходного сечения.



ТРДД «Спей» Мк.555 с частично вырезанным корпусом.

$$R_{вз} = 4470 \text{ кгс (постоянная до } t_n = 22,5^\circ \text{C),}$$

$$\text{при } H=0, M_n=0$$

$$G_{вз} = 90,3 \text{ кг/с}$$

$$m = 1,0$$

$$\pi_{кз} = 15,4$$

$$T_r^* = 1360^\circ \text{K}$$

$$\left. \begin{array}{l} R = 1690 \text{ кгс} \\ C_{уд} = 0,80 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{крейсерский режим при} \\ H=7,6 \text{ км, } V=815 \text{ км/ч} \end{array}$$

$$D_{вх} = 825 \text{ мм}$$

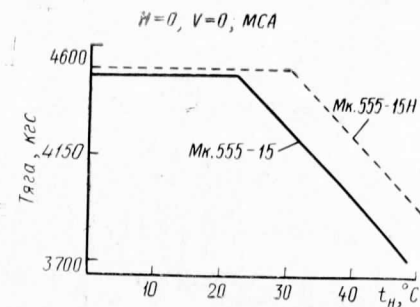
$$L_{дв} = 2456 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 958,5 \text{ кг}$$

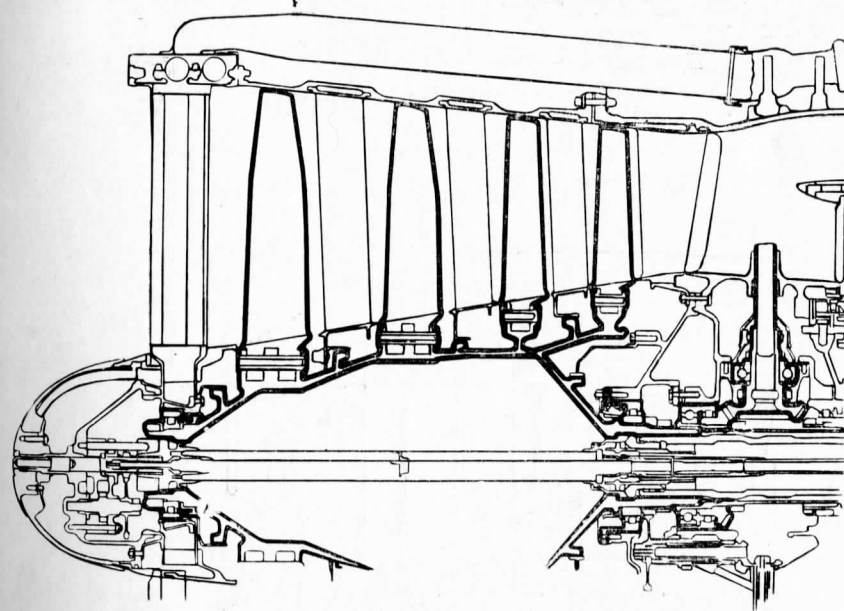
$$\gamma_{дв} \approx 0,21 \text{ кг/кгс}$$

ТРДД «Спей» RB.183 (Мк.555-15) создан на основе серийного двигателя «Спей» Мк.505; в отличие от более ранних модификаций имеет модульную конструкцию.

Зависимость тяги от наружной температуры.



Вентилятор — 4-ступенчатый. Ротор барабанной конструкции, облегченный, сварной.



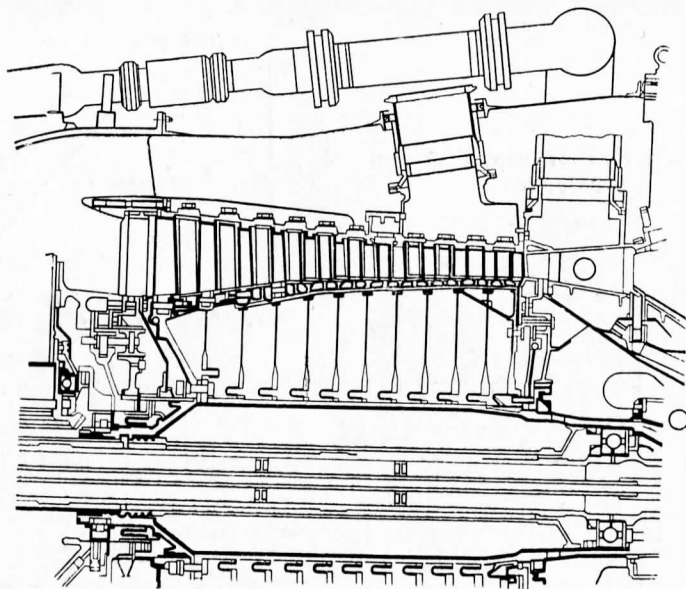
Вентилятор.

Компрессор — 12-ступенчатый, имеет клапан перепуска воздуха и ВНА с поворотными лопатками.

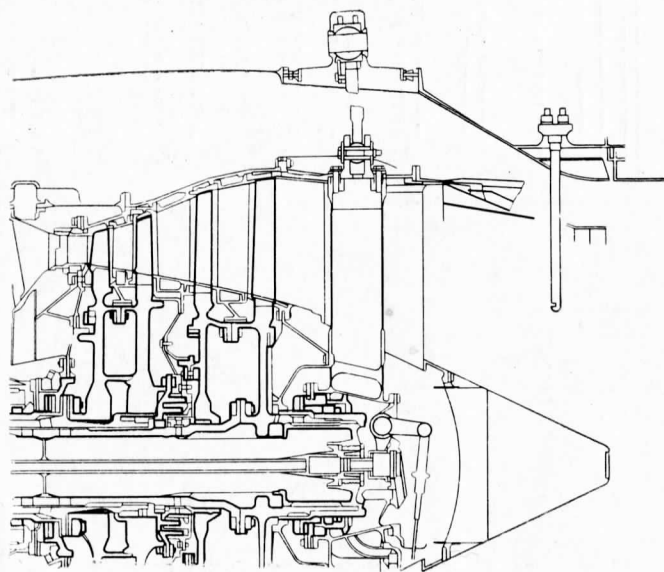
Камера сгорания — трубчато-кольцевая с 10 жаровыми трубами.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, рабочие лопатки 1-й ступени и сопловые лопатки 1-й и 2-й ступеней охлаждаются воздухом.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая,

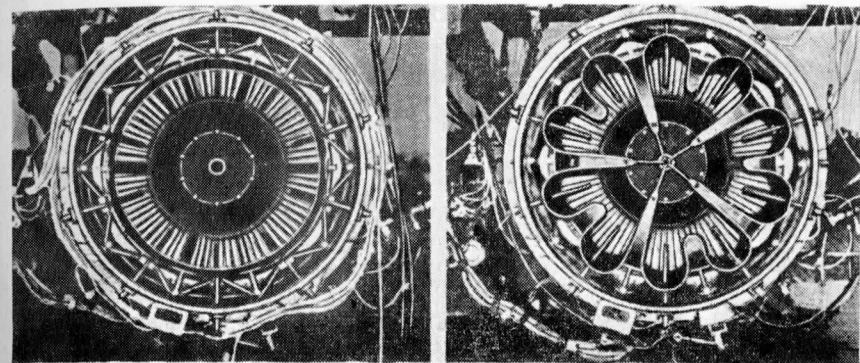


Компрессор.

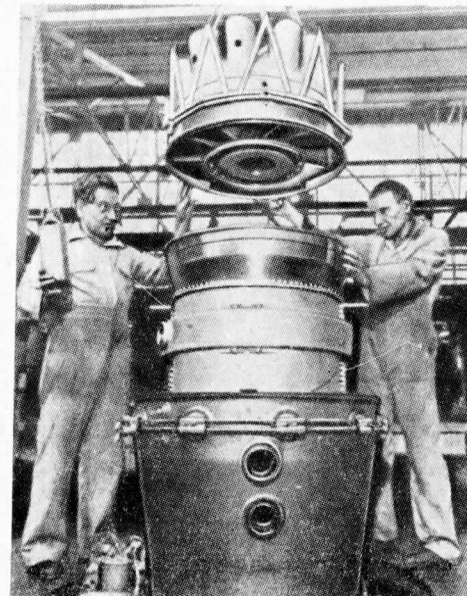


Узел турбин компрессора и вентилятора.

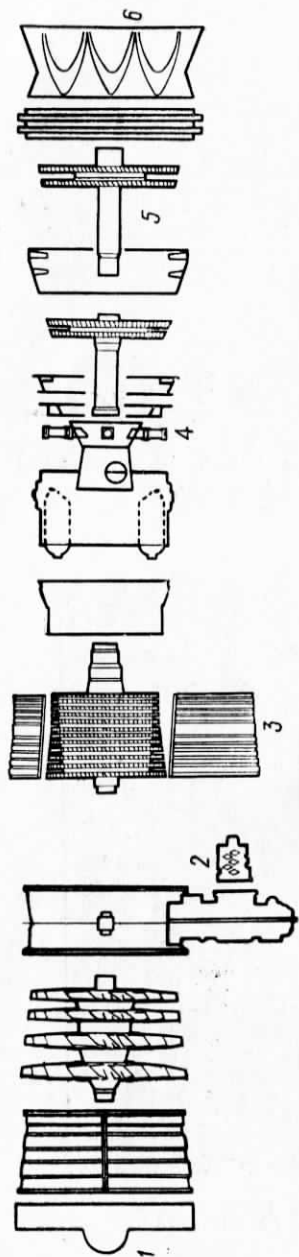
Смеситель потоков — кольцевой. 10-лепестковый, новый смеситель устанавливается на двигателях Mk.555 15Р для самолетов F-28. Конструкция смесителя разработана совместно фирмами Роллс-Ройс и Фоккер. Он имеет 5 глубоких и 5 мелких гофров.



Существующий кольцевой (слева) и новый 10-лепестковый смесители потоков ТРДД «Спей».



Установка нового смесителя.



Модули ТРДД RB.183 (Мк.555-15Р).

1—вентилятор; входное устройство; опора переднего подшипника; корпус вентилятора с направляющими лопатками; ротор барабанного типа с рабочими лопатками; 2—промежуточный корпус; внутренняя коробка пере-
дач; коробка приводов левостороннего расположения; основной масляный насос; 3—компрессор; корпус ком-
прессора с направляющими лопатками; вал компрессора; диски с рабочими лопатками; корпус диффузора;
4—камера сгорания и турбина компрессора; корпус камеры сгорания с жаровыми трубами; сопловой ап-
парат турбины компрессора; опора подшипника турбины компрессора; вал, диски и рабочие лопатки турбины
компрессора; 5—турбина вентилятора; корпус турбины; сопловой аппарат; вал, диски и рабочие лопатки;
опора подшипника турбины вентилятора; 6—смеситель потоков; конический обтекатель.

Эксплуатационные данные. Среднее время полета самолета F-28 с ТРДД RB.183 равно 50 мин; большую часть этого времени двигатель работает на наиболее напряженных режимах: взлет, набор высоты и посадка.

Надежность. ТРДД RB.183 обладает высокой надежностью. Достигнута величина средней наработки на одно выключение в полете 40 000 ч.

Ресурс и наработка. Двигатель рассчитан на высокий первоначальный ресурс; имеются потенциальные возможности его увеличения. На май 1983 г. наработка ТРДД RB.183 составила свыше 4 млн. ч дополнительно к наработке в 18 млн. ч двигателей семейства «Спей».

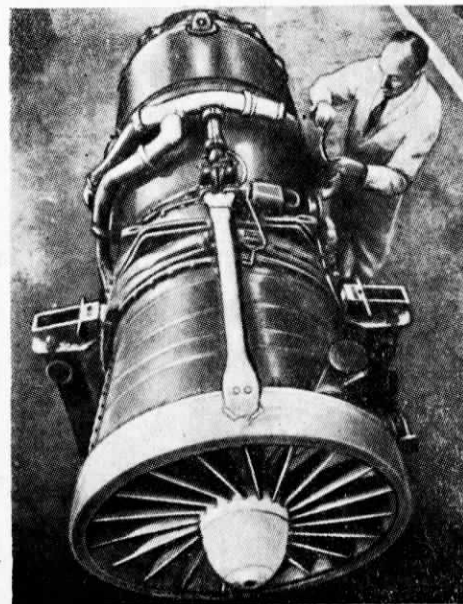
Состояние развития. С лета 1982 г. ТРДД RB.183 начал поступать в эксплуатацию. К концу 1982 г. продано более 500 двигателей RB.183.

Применение. Устанавливается на самолеты Фоккер F-28 разных вариантов.

Модификации

ТРДД RB.183 (Мк.555-15Н). В основном подобен ТРДД Мк.555-15, но развивает большую взлетную тягу, равную 4490 кгс, постоянную до $t_H = 29,7^\circ\text{C}$. Установлен на самолете F-28 последующих вариантов (F-28 Мк.6000).

ТРДД Мк.555-15Р. Последняя модификация двигателя RB.183, тяга которого такая же, как у ТРДД Мк.555-15Н, но улучшен расход топлива благодаря установке смесителя новой конструкции. Применение смесителя на самолетах F-28 позволило снизить расход топлива на 4,5% и уровень шума на 3,5 EPN дБ по сравнению с ТРДД Мк.555-15Н.



Общий вид ТРДД RB.183-15Р.

„СПЕЙ“ Мк.807

Двухвальный ТРДД

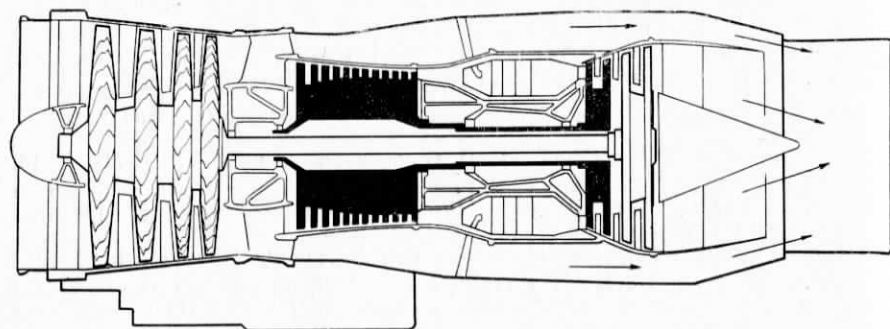


Схема ТРДД «Спей» Мк.101/Мк.807.

$$\left. \begin{aligned} R &= 5000 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,659 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ D_{вх} &= 825 \text{ мм} \\ L &= 2456 \text{ мм} \\ M_{дв} &= 1084 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,217 \text{ кг/кгс} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{на максимальном про-} \\ &\text{должительном режиме} \\ &\text{при } H=0, M_n=0 \end{aligned}$$

Конструкция ТРДД «Спей» Мк.807 разработана на базе ТРДД «Спей» Мк.101 (устанавливается на военные самолеты «Бакэнир») и ТРДД «Спей» Мк.555¹ (силовая установка пассажирских самолетов Фоккер F-28).

Двигатель выполнен без форсажной камеры с целью получения более низкой температуры газа при его истечении из сопла ($T_c^* \approx 670^\circ\text{K}$) для снижения ИК-излучения.

Вентилятор — 4-ступенчатый.

Компрессор — 12-ступенчатый.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с 10 жаровыми трубами.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая.

Эксплуатационные данные. ТРДД «Спей» Мк.807 не имеет запаса по тяге.

Состояние развития. Типовые испытания завершены в октябре 1982 г. В апреле 1983 г. получено разрешение на эксплуатацию.

¹ Описан на с. 94—99.

Применение. Будет устанавливаться на итало-бразильском легком истребителе AMX, предназначенном для замены к 1990 г. самолетов ВВС Италии G.91, G.91Y и F-104G. Согласно соглашению между фирмами Италии и Бразилии, для ВВС Италии потребуется 787, а для ВВС Бразилии — 100 самолетов AMX. Ориентировочный срок начала поставок — 1987 г. Продажа двигателя планируется без каких-либо экспортных ограничений.

Этапы развития

1978 г. Фирма Эрیتالия для своего самолета AMX выбрала ТРДД «Спей» Мк.807.

1979 г. Продолжались работы фирмы Роллс-Ройс по усовершенствованию двигателя.

1980 г. Подписано соглашение о совместных работах по самолету AMX между Италией и Бразилией.

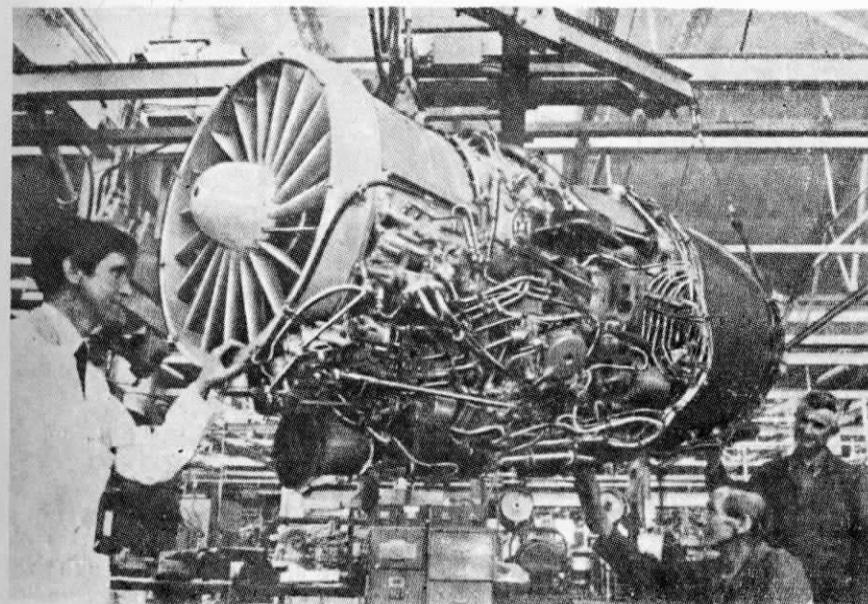
1981 г. Решено, что производством ТРДД «Спей» Мк.807 в Италии будут заниматься фирмы Фиат и Альфа Ромео.

1982 г. Проведены типовые испытания двигателя.

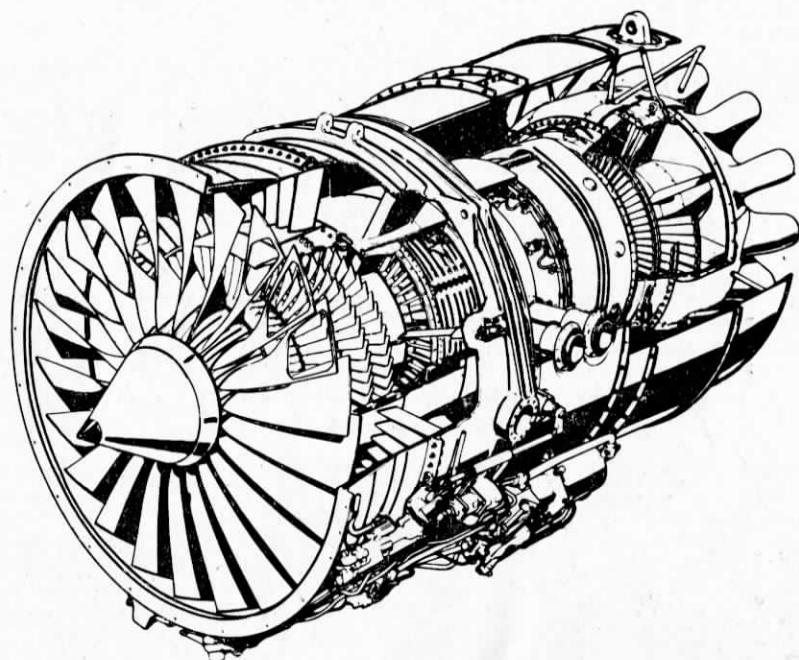
1983 г. Успешно проведены сертификационные испытания, получен типовой сертификат. Для опытных самолетов AMX будет поставлено десять двигателей Мк.807, шесть из которых находились в производстве. Поставлен первый двигатель для установки на самолет AMX.

1984 г. В апреле планировалось начать летные испытания двигателя.

1987 г. Начало поставок серийных двигателей.



ТРДД «Спей» Мк.807 на стенде.



ТРДД «Тэй»

$$R_{вз} = 6150 \text{ кгс}^1$$

$$m = 3,0$$

$$\pi_{к\lambda} = 15,5$$

$$T_{г*} = 1300^\circ\text{K}$$

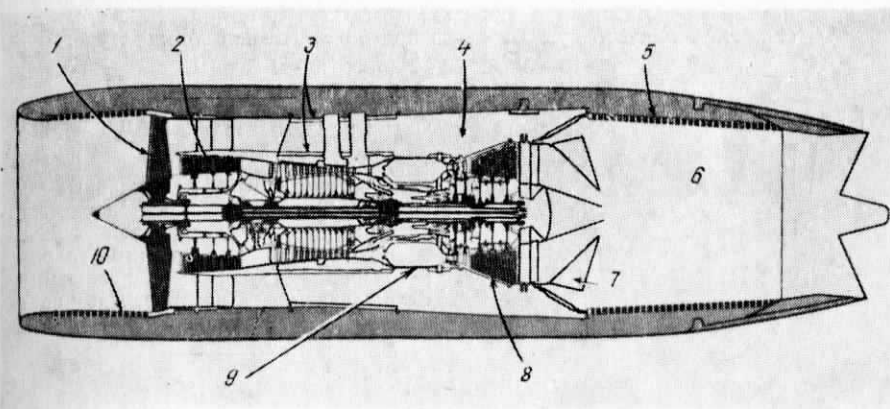
$$D_{в} = 1118 \text{ мм}$$

$$L_{дв} = 2565 \text{ мм}$$

ТРДД «Тэй» (RB.183-03) разработан на основе газогенератора ТРДД «Спей» Mk.555-15P с использованием ряда новых технических решений, примененных в конструкции ТРДД семейств RB.211-524 и RB.211-535. При разработке ставилась задача — повышение экономичности и снижение уровня шума двигателей при

¹ На самолете «Гальфстрим» IV двигатель «Тэй» будет иметь пониженную. $R_{вз} = 5650 \text{ кгс}$, постоянную до $t_{н} = 35^\circ\text{C}$.

сохранении таких же значений надежности и ресурса, как у исходного ТРДД «Спей» Mk.555. По сравнению с этим двигателем у ТРДД «Тэй» на максимальном крейсерском режиме тяга будет увеличена на 17%, а удельный расход топлива снижен на 14%.



Особенности ТРДД «Тэй».

1—масштабно-уменьшенный (0,6:1) вентилятор ТРДД RB.211-535E4 со сплошными лопатками малого удлинения; 2—3 новые подпорные ступени; 3—ЗПК на стенках наружного контура; 4—канал наружного контура с низким уровнем потерь; 5—ЗПК на стенках канала смешения потоков; 6—поток газов с уменьшенной скоростью течения после смесителя; 7—смеситель новой конструкции; 8—усовершенствованная турбина вентилятора, рассчитанная на низкий уровень шума; 9—камера сгорания с низким уровнем выброса вредных веществ; 10—ЗПК на стенках канала воздухозаборника.

Воздухозаборник — с применением ЗПК.

Вентилятор — одноступенчатый с 22 сплошными рабочими лопатками малого удлинения без противовибрационных полок. У лопаток увеличен радиус скругления передних кромок для повышения их прочности при попадании в двигатель посторонних предметов. Технология их изготовления аналогична производству лопаток ТРДД RB.211-535.

Вентилятор представляет собой уменьшенный в масштабе 0,6:1 вентилятор ТРДД RB.211-535E4 и имеет 3 подпорные ступени новой конструкции. Эти ступени рассчитаны на работу при тех же значениях температуры и давления на входе в газогенератор двигателя, как и в ТРДД «Спей». Вентилятор выполняет функции отделителя посторонних частиц, отбрасывая их в канал наружного контура.

Вентилятор оптимизирован на получение низкого уровня шума путем подбора чисел лопаток рабочего колеса, спрямляющего аппарата и осевого расстояния между ними.

Канал наружного контура рассчитан на обеспечение низких потерь давления.

Компрессор — 12-ступенчатый, такой же, как и в двигателе «Спей» Mk.555, без изменения его наружных размеров.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая новой конструкции, разработана на базе камеры сгорания ТРДД RB.183 Mk.555-15P. В жаровой трубе приме-

нен новый завихритель с криволинейными лопатками, улучшающий смещение топлива с воздухом, что позволяет удовлетворить существующие требования ИСАО в отношении уровня выброса загрязняющих веществ и дымления, а также улучшить пусковые характеристики двигателя. Снижение выброса загрязняющих веществ также способствует изготовлению жаровой трубы из разработанного фирмой Роллс-Ройс материала «трансплай», обеспечивающего пористое охлаждение, что дает возможность сжигать топливозвоздушные смеси при более высокой температуре.

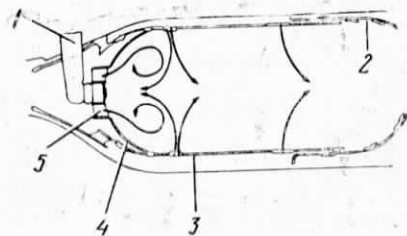


Схема камеры сгорания ТРДД «Тэй».

1 — топливная форсунка; 2 — газосборник с пленочным охлаждением и вдувом охлаждаителя через пористые стенки; 3 — стенка жаровой трубы с пористым охлаждением; 4 — головка жаровой трубы с проникающим охлаждением; 5 — завихритель воздуха.

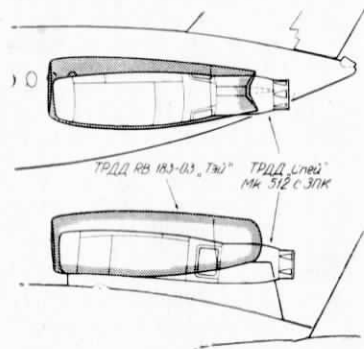
Турбина компрессора — 2-ступенчатая, такая же, как в исходном двигателе «Спей» Mk.555.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая усовершенствованной конструкции; разработана с учетом применения прогрессивной технологии; по своим динамическим характеристикам подобна турбине вентилятора ТРДД RB.211-535. Снижение уровня шума турбины достигается подбором осевых зазоров между сопловыми и рабочими лопатками.

Смеситель и реактивное сопло. Реактивное сопло общее. Перед соплом установлен смеситель потоков новой конструкции, разработанный с учетом результатов работ по программе создания демонстрационного двигателя со смесителем потоков. Ожидаемая степень смешения составит 85%. Наличие смесителя способствует повышению полетного к.п.д. и снижению шума двигателя.

В выходном канале двигателя применяется ЗПК.

Сравнение мотогондол ТРДД «Тэй» и «Спей» Mk.512 (с ЗПК).



Эксплуатационные данные. Уровень шума ТРДД «Тэй» будет на 8 дБ ниже, чем у ТРДД «Спей». Он может удовлетворять всем стандартным требованиям

ям западноевропейских стран и США по шуму и выбросу вредных веществ.

Предельная высота при эксплуатации ТРДД «Тэй» составит 15,2 км.

Надежность. При разработке ТРДД «Тэй» рассчитывали получить надежность такую же, как у ТРДД «Спей» Mk.555, который при эксплуатации на самолетах F-28 имеет частоту съёмов двигателя для ремонта 0,35 на 1000 ч и частоту выключений в полете $K_{в.п. 1000} = 0,05$.

Ресурс и наработка. Нарботка ТРДД «Тэй» перед его сертификацией в середине 1986 г. должна достичь 23 000 ч, а его ресурс будет таким же, как у ТРДД «Спей» Mk.555. Известно, что ресурс двигателей «Спей» до капитального ремонта составляет 7000 ч.

Состояние развития. В доводке.

Стоимость. Двигатель «Тэй» разрабатывается фирмой Роллс-Ройс на собственные средства; проектная стоимость разработки оценивается в 90 млн. фунт. стерл.

Применение. Выбран для новых самолетов Фоккер F-100 (заказано 100 двигателей) и Гальфстрим Аэроспейс «Гальфстрим» IV. Для самолета «Гальфстрим» IV заказано 200 двигателей, причем, по оценке фирмы, до 2000 г. может быть продано 1500 двигателей.

Двигателями «Тэй» могут быть также переоборудованы самолеты ВАе.111 английской и румынской авиакомпаний.

Этапы развития

Сентябрь 1982 г. На выставке в Фарнборо объявлены некоторые данные новой модификации ТРДД «Спей» RB.183 Mk.555.

Декабрь 1982 г. Принято решение о начале разработки ТРДД «Тэй».

1983 г. Опубликованы данные и схемы двигателя. Основные проектные работы по нему завершены и начато производство первых узлов для предсерийных двигателей. Завершено изготовление макета двигателя.

Август 1984 г. Запланированы первые стендовые испытания двигателя.

Декабрь 1985 г. Намечены летные испытания двигателя на летающей лаборатории. В программе летных испытаний будет занято четыре опытных двигателя.

Февраль 1986 г. Намечено провести типовые испытания.

Середина 1986 г. Запланирована сертификация двигателя.

1987 г. Предполагается начать поставку серийных двигателей.

Модификации и варианты. Создание военных модификаций двигателя и вариантов с форсажной камерой не предусматривается.

RB.211-524D4

Трехвальный ТРДД

$$\left. \begin{aligned} R &= 24\,060 \text{ кгс (по-} \\ &\text{стоянная до} \\ &t_n = 29^\circ\text{C)} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{взлетный режим при} \\ &H=0, M_n=0 \end{aligned}$$

$$C_{уд} = 0,35 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$$

$$m = 4,3$$

$$\pi_{к\pi} = 31$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 5760 \text{ кгс (режим набора высоты при} \\ &H = 10,7 \text{ км, } M_n = 0,85) \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{крейсерский режим при} \\ &H = 10,7 \text{ км, } M_n = 0,85 \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 5320 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,620 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}^1 \end{aligned} \right\}$$

$$D = 2192 \text{ мм}$$

$$L = 3106 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 4472 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,186 \text{ кг/кгс}$$

Более мощная и экономичная серийная модификация двигателей семейства RB.211-524.

По топливной экономичности двигатель на 4,8% превосходит серийный ТРДД RB.211-524B2. Снижение удельного расхода топлива и увеличение тяги двигателя (с увеличенным диаметром вентилятора) явилось результатом работ по совершенствованию его узлов и деталей.

Вентилятор — одноступенчатый, увеличенного диаметра, с рабочими лопатками усовершенствованной конструкции, обеспечивающей получение большей степени повышения давления.

Камера сгорания — кольцевая, с усовершенствованными жаровыми трубами.

Турбина в. д. — одноступенчатая. Рабочие лопатки с улучшенной системой охлаждения. Изменена конструкция крепления турбины.

Турбина с. д. — одноступенчатая. Намечалось применить монокристаллические рабочие лопатки без охлаждения, которые позволят увеличить температуру металла лопаток на 35—40 °C.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая; входит в новый модуль, состоящий из турбин с. д и вентилятора.

Эксплуатационные данные. Сертифицирован для эксплуатации в условиях высокогорных аэродромов и жаркого климата.

¹ По-видимому, для неустановленного двигателя.

Надежность. Частота съема двигателей для осмотра или ремонта в цеховых условиях — 0,18 на 1000 ч наработки (данные приведены за двенадцатимесячный период).

Состояние развития. Серийный.

Применение. Устанавливается на пассажирских самолетах Боинг В.747 авиакомпании Квантас, Бритиш Эруэйз и Эр Нью Зиленд (вместо ТРДД RB.211-524B3).

Этапы развития

1979 г. Начало разработки двигателя RB.211-524D4.

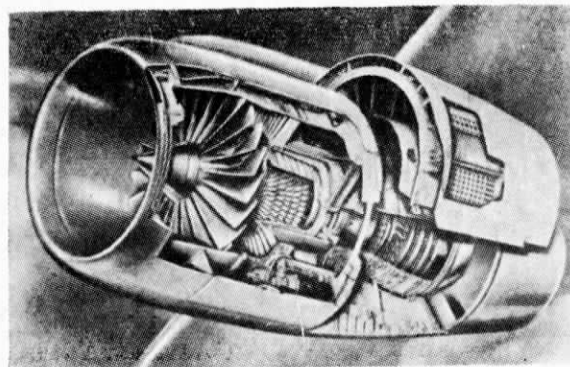
1981 г. Завершены 150-часовые сертификационные испытания ТРДД RB.211-524D4. К концу года поставлен первый самолет В.747 с ТРДД RB.211-524D4 авиакомпании Квантас.

Получен типовый сертификат УГА Англии на эксплуатацию ТРДД RB.211-524D4 на самолетах Боинг В.747.

Март 1982 г. Начало эксплуатации двигателя RB.211-524D4.

RB.211-535E4

Трехвальный ТРДД



ТРДД RB.211-535E4 с частично вырезанным корпусом.

$R = 18\,200 \text{ кгс}$	} взлетный режим при $H=0, M_p=0$
$m = 4,2$	
$\pi_{к\Sigma} = 26,2$	
$T_r^* = 1500^\circ\text{K}$	
$R = 3945 \text{ кгс}$	} крейсерский режим при $H=10,7 \text{ км}, M_p=0,8$
$C_{уд} = 0,569 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}^{-1}$	
$m = 4,1$	
$\pi_{к\Sigma} = 28,5$	
$D_v = 1892 \text{ мм}$	
$L_{дв} = 2995 \text{ мм}$	
$M_{дв} = 3295 \text{ кг}$	
$\gamma_{дв} = 0,18 \text{ кг/кгс}$	

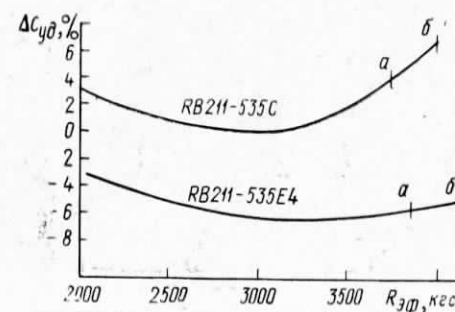
Более совершенная и экономичная модификация ТРДД RB.211-535, разработанная на основе ТРДД RB.211-535C² в связи с обострением конкуренции с фирмой Пратт-Уитни в отношении получения заказов на двигатель для пассажирского самолета B.757.

¹ По-видимому, для неустановленного двигателя.

² Подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1981, с. 109—121.

ТРДД RB.211-535E4 будет сочетать хорошую топливную эффективность с высоким уровнем надежности, что позволит получить снижение расхода топлива самолетами B.757 с этими двигателями на 15%.

Общее снижение расхода топлива на самолете достигнуто в результате улучшения характеристик двигателя на расчетных и, особенно, нерасчетных режимах (набор высоты, снижение, земной малый газ), что получено благодаря усовершенствованию вентилятора, газогенератора, системы управления и применению общего реактивного сопла.



Зависимость изменения удельного расхода топлива от тяги ТРДД RB.211-535 ($H = 10,7 \text{ км}, M_p = 0,8, \text{МСА}$).

a — максимальный крейсерский режим; b — максимальный режим набора высоты.

Вентилятор — одноступенчатый с 22 полыми рабочими лопатками малого удлинения без противовибрационных полков. Преимуществами этой конструкции, созданной в результате десятилетних исследований, являются улучшенные характеристики, компактность и повышенная стойкость вентилятора к воздействию попадающих посторонних предметов. Снижение массы вентилятора достигнуто благодаря применению быстродействующей диффузионной пайки твердым припоем при соединении внешних оболочек из титанового сплава и внутреннего наполнителя сотовой конструкции из титана. Спрямляющие лопатки на выходе из вентилятора переоборудованы с целью снижения потерь при их обтекании воздушным потоком.

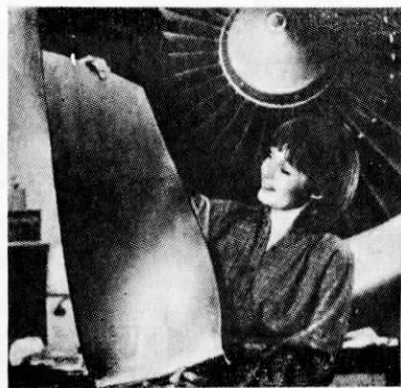
Общая площадь сечения канала наружного контура увеличена, что способствует снижению скорости потока в зоне спрямляющих лопаток и повышению к. п. д. вентилятора.

Компрессор с. д. — 6-ступенчатый. Рабочие лопатки новой конструкции с новым типом профиля. Область сверхзвуковых скоростей на лопатке уменьшена, чтобы снизить влияние ударных волн.

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый. При профилировании рабочих лопаток применена новая методика расчета трехмерного потока с использованием ЭВМ, что позволило создать более совершенную форму профильной части лопатки с целью снижения чисел M потока воздуха в межлопаточ-



Модель вентилятора с рабочими лопатками
малого удлинения.



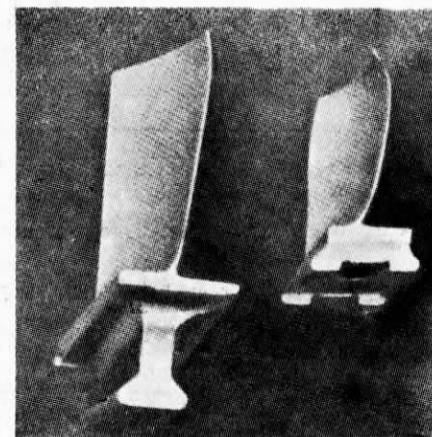
Вентиляторная лопатка малого удли-
нения ТРДД RB.211-535E4.

Разрез вентиляторной лопатки ТРДД
RB.211-535E4.



ном канале и у поверхности лопаток. Рабочие лопатки новой конструк-
ции имеют изогнутые концы, применение которых способствует увели-
чению напорности ступени, улучшению обтекания профиля, повышению
запаса ГДУ и повышению на 2⁶/₁₀ к. п. д. ступени.

Общий вид лопаток компрессора в. д.
с изогнутыми концами



Камера сгорания — кольцевая с пленочным охлаждением стенок повышенной эф-
фективности. Фирмой разработаны Z-образные кольца охлаждающего
устройства, которые дозируют расход воздуха, направляемый вдоль
внутренней поверхности стенок жаровой трубы, что способствует увели-
чению количества воздуха для выравнивания поля температуры газа,
повышению полноты сгорания топлива и снижению выделения вредных
веществ.

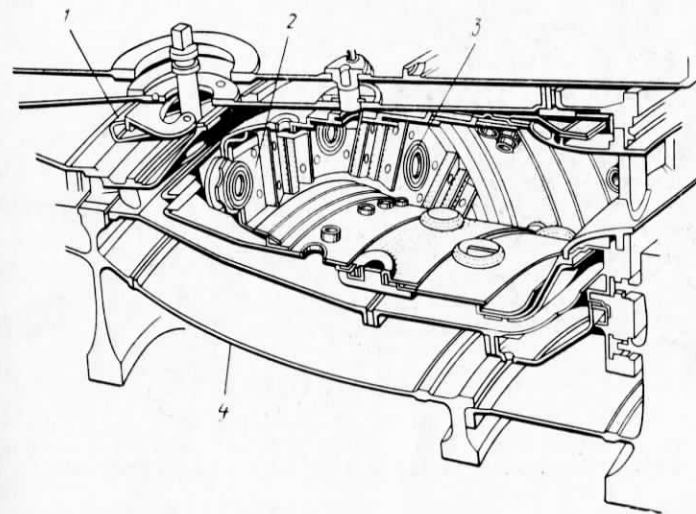
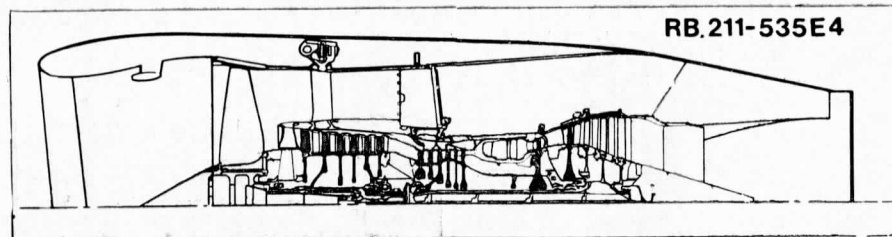


Схема камеры сгорания ТРДД RB.211-535.

1—упругое соединение; 2—теплозащитный экран; 3—топлив-
ная форсунка («безнагарная»); 4—часть корпуса, изготовлен-
ная из титанового сплава.

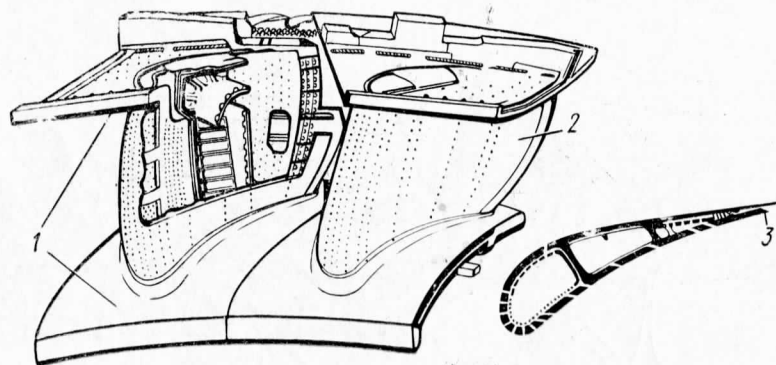


Проточная часть ТРДД RB.211-535E4.

Турбина в.д. — одноступенчатая, охлаждаемая. Разработана на основе результатов длительных исследовательских работ и использования усовершенствованного метода расчета пространственного течения. Благодаря этому создана сопловая лопатка с минимальными профильными и вторичными потерями и равномерным полем потока за сопловым аппаратом, что обеспечило для рабочей лопатки откорректированное изменение давления по ее высоте без срыва пограничного слоя на обтекаемой поверхности, способствующее повышению эффективности турбины в целом.

Использование рациональной пространственной конфигурации сопловых лопаток в сочетании с теплозащитным покрытием торцевых полок соплового аппарата позволило отказаться от пленочного охлаждения этих полок, что существенно повысило газодинамическую эффективность соплового аппарата.

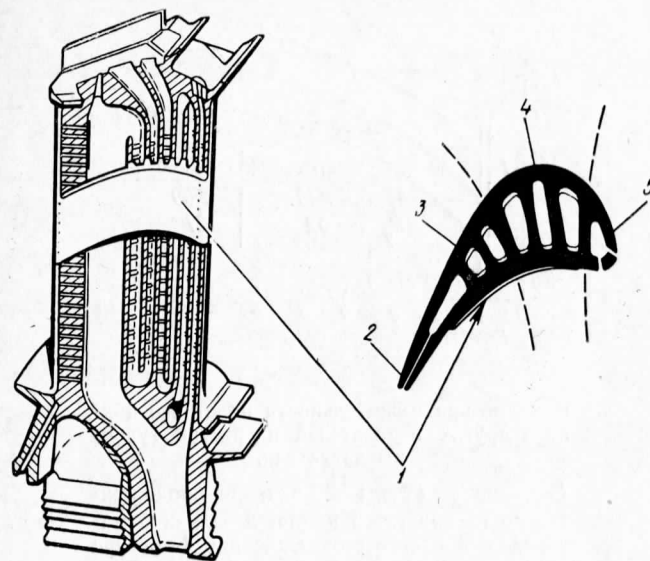
Кроме того, в турбине применены усовершенствованные уплотнения «щеточного» типа, гарантирующие минимальные утечки на различных режимах работы двигателя.



Сопловой аппарат турбины в.д.

1 — теплозащитные покрытия на полках; 2 — лопатки с рациональной пространственной конфигурацией; 3 — выпуск охлаждающего воздуха через выходные кромки лопаток.

Рабочие лопатки с бандажными полками литые с направленной кристаллизацией имеют эффективную систему воздушного охлаждения и теплозащитное покрытие, которое наносится на корыто рабочей лопатки.



Рабочая лопатка турбины в.д.

1 — теплозащитное покрытие; 2 — выпуск охлаждающего воздуха через выходную кромку; 3 — трехканальная система подачи охлаждающего воздуха высокого давления; 4 — трехканальная система подачи охлаждающего воздуха низкого давления; 5 — система охлаждения входной кромки.

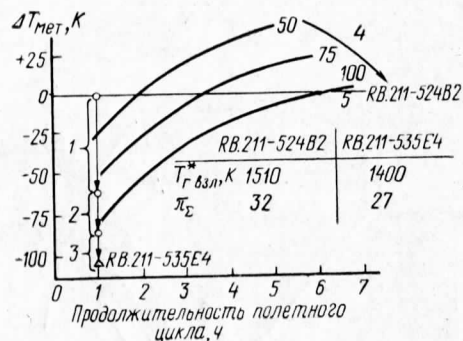
Сопловые лопатки имеют весьма развитое конвективно-пленочное охлаждение выпуклой и вогнутой поверхностей и особенно входной части профиля. Для охлаждения рабочих лопаток применена двухпоточная (воздух высокого и низкого давления) схема с трехканальной системой подачи охладителя и перфорацией входной кромки двумя рядами отверстий.

В будущем возможно применение монокристаллических лопаток. Диск турбины в.д. выполнен из порошкового материала астролой методом горячего изостатического прессования.

Для минимизации перетечек газа над рабочими лопатками, кроме применения на них бандажных полок, используется система автоматического регулирования радиального зазора. В целом в результате введения всех этих мероприятий к.п.д. турбины должен повыситься на 3% по сравнению с турбиной в.д. ТРДД RB.211-535C.

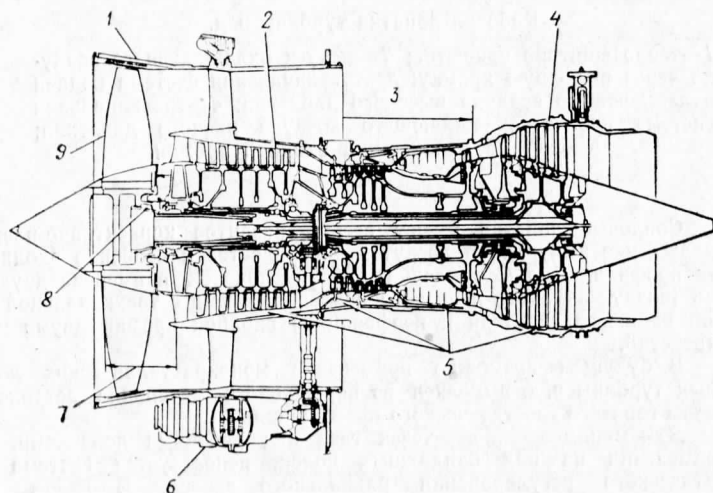
Турбина с.д. — одноступенчатая, с охлаждаемым сопловым аппаратом. В результате применения метода профилирования, использованного для турбины в.д., в сопловых и рабочих решетках турбины с.д. существенно снижены потери и улучшено обтекание рабочих лопаток. Фирма рассчитывает повысить к.п.д. турбины на 2% (по другим данным на 4%), что подтверждают испытания на аэродинамическом стенде.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая. Повышение к.п.д. этой турбины достигнуто путем снижения осевых скоростей в проточной части с одновременным улучшением аэродинамических характеристик профилей.



Влияние продолжительности полетного цикла и других показателей на ресурс турбины двигателя.

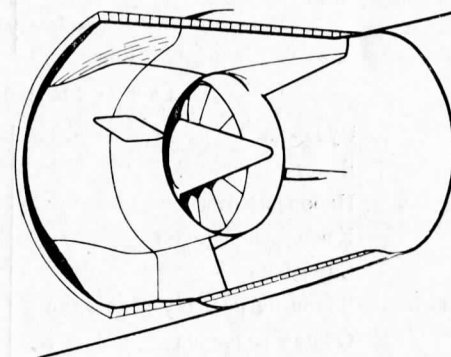
1—влияние $T_{г*}$; 2—влияние продолжительности полетного цикла; 3—влияние материала и системы охлаждения; 4—ресурс горячей части, %; 5—исходный уровень.



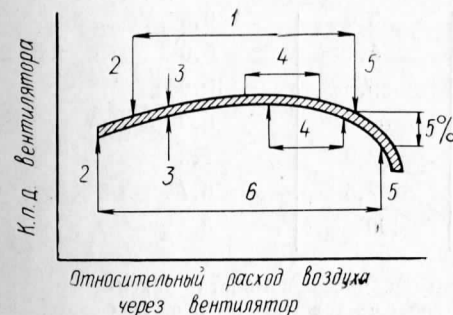
Особенности ТРДД RB.211-535E4 и -535H4.

1—уширенное удерживающее кольцо; 2—ненагруженные кольцевые корпуса; 3—секция в.д. с согласованным осевым и радиальным расширением; 4—охлаждаемый корпус турбины; 5—корпуса с двойными стенками; 6—герметизированная двухстеночная коробка приводов агрегатов с короткими валами; 7—увеличенное расстояние между вентилятором и газогенератором; 8—вал вентилятора; 9—высокопрочные вентиляторные лопасти малого удлинения.

Реактивное сопло — общее. Основными преимуществами такого сопла являются более высокий к.п.д. двигателя и лучшее согласование частот вращения каскадов. Общее сопло позволяет также увеличить реверсивную тягу на 42%.



Общее реактивное сопло ТРДД RB.211-535E4.



Преимущества использования общего сопла на двигателе RB.211-535E4.

1—общее сопло; 2—режим малого газа; 3—режим снижения; 4—крейсерский режим; 5—режим набора высоты; 6—отдельные сопла.

Система управления. В системе управления двигателя (как и в двигателе RB.211-535C) применены гидромеханический регулятор подачи топлива фирмы Вудворд и электронная цифровая система регулирования фирмы Лукас-Маркони, которая корректирует работу гидромеханического регулятора в зависимости от положения РУД, ограничивает частоту вращения и величину температуры газа перед турбиной.

В программы управления ТРДД RB.211-535E4 внесены изменения, способствующие снижению расхода топлива на режиме малого газа.

Фирма разрабатывает электронную цифровую систему регулирования двигателя типа FADEC, которую намечается применить в 1986 г.

Эксплуатационные данные. Опыт эксплуатации двигателя RB.211-535C позволит более уверенно начать надежную эксплуатацию ТРДД RB.211-535E4. Все двигатели RB.211-535C будут заменены на RB.211-535E4.

Сертификационные испытания двигателя проводились при $T_{г*} = 1680^\circ K$, что на $150^\circ K$ выше, чем требуется при эксплуатации в обычных условиях. Тяга двигателя во время испытаний достигла 20 400 кгс. Требуемая для самолета В.757 тяга ТРДД RB.211-535E4 должна быть равна 18 200 кгс. Фирма полагает, что этот двигатель по надежности превзойдет своего предшественника ТРДД RB.211-535C.

Уровень выброса вредных веществ ниже требований ИКАО на 1986 г.

Расход топлива на типичных режимах эксплуатации
ТРДД RB.211-535E4 на самолете местных авиалиний¹

	Часть рас- ходуемого топлива, %	Уменьшение расхода топ- лива по срав- нению с ТРДД RB.211-535C, %
Дальность полета 640 км		
Рулежка	6,7	6,4
Взлет	8,8	6,6
Набор высоты	47,0	10,6
Крейсерский полет	26,0	5,3
Снижение	5,0	2,2
Заход на посадку и посадка	6,5	6,9
Общая величина	100	8

Дальность полета 1400 км		
Рулежка	5,0	6,8
Взлет	5,1	6,6
Набор высоты	26,5	10,9
Крейсерский полет	58,0	6,9
Снижение	2,9	2,2
Заход на посадку и посадка	2,5	6,7
Общая величина	100	8

¹ Предполагается, что взлетная масса самолета максимальная; крейсерский полет совершается на высоте $H=10,7$ км.

Надежность. В процессе доводки двигателя продемонстрирована его высокая надежность.

Ресурс и наработка. На начало марта 1983 г. наработка одного из двигателей во время стендовых испытаний в условиях, соответствующих полетным для самолета B.757, составила 1500 циклов. При полетном цикле продолжительностью 1 ч средняя температура T_r^* (с регулированием тяги) на взлетном режиме у RB.211-535E4 составила 1400°K, что способствует снижению температуры металла его рабочих лопаток по сравнению с ТРДД RB.211-524B2 на ~60°K и приводит к увеличению их ресурса на 80% по сравнению с исходным двигателем (см. рис. с. 114). При выполнении программы сертификационных испытаний проверялось более 400 показателей, характеризующих работу двигателя.

Состояние развития. В доводке.

Применение. Предназначен для пассажирских самолетов (СМС) Бонинг B.757. Ведутся переговоры о возможности применения двигателя на пассажирских самолетах B.767-300.

Этапы развития

1980 г. Первые сообщения о намерении создать двигатель RB.211-535E4.

1981 г. Начата разработка двигателя и опубликованы его данные. Разработано новое сопло. Оформлены первые заказы на поставку двигателей. Собран первый опытный двигатель.

1982 г. Разрабатывается электронная цифровая система управления двигателя типа FADEC.

Февраль 1983 г. Построено девять опытных двигателей.

Март. Проведены оценочные испытания вентиляторных лопаток малого удлинения.

Начато производство вентиляторных лопаток малого удлинения стандартного образца после того, как были успешно проведены испытания этих лопаток на стойкость ударам при попадании птиц на вход в двигатель.

Закончено первое 150-часовое ресурсное испытание двигателя, которое проводилось в соответствии с программой, совместно разработанной УГА Англии и ФАУ США.

Проведены испытания по проверке устройства для удержания вентилятора от смещения вперед, а также испытания реверсивного устройства при максимальном уровне тяги.

Апрель. Начата сборка первого двигателя летного образца.

Май. На стендах испытывалось 12 опытных двигателей.

Июнь. Отправлен фирме Бонинг первый двигатель, подготовленный для проведения испытаний на летающей лаборатории B.747, программа которых рассчитана на ~40 ч.

Июль. Начато производство стандартных узлов и сборка первого двигателя серийного образца.

Август. Состоялось первое летное испытание двигателя на летающей лаборатории B.747.

Ноябрь. Закончены сертификационные испытания двигателя и получен сертификат УГА Англии о годности его к эксплуатации при тяге 18 600 кгс на самолете B.757.

1984 г. Подготовка двигателя к запуску в серийное производство.

Февраль. Планировалось начать летные испытания двигателя на самолете B.757.

Конец 1984 — начало 1985 гг. Предполагается начать эксплуатацию двигателя.

Модификации

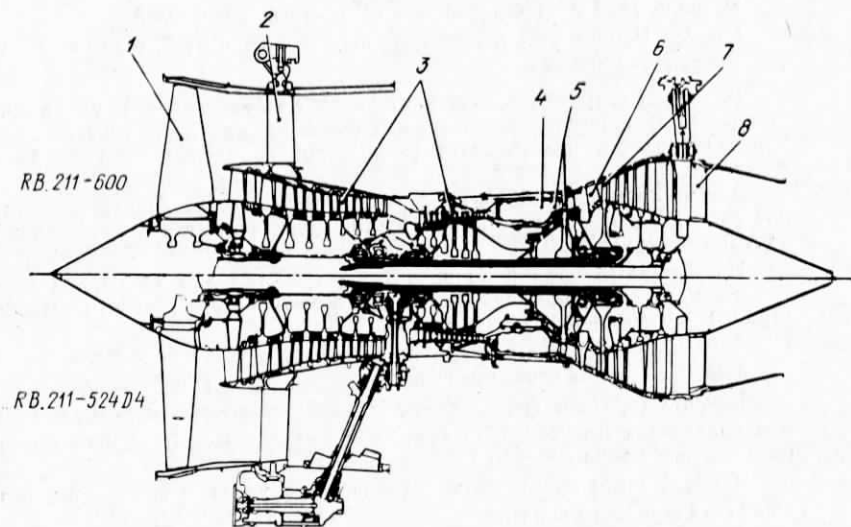
ТРДД RB.211-535F4 — третья модификация базового ТРДД RB.211-535. $R=18\,430$ кгс. По сравнению с ТРДД RB.211-535C $C_{уд}$ должно быть ниже на ~8,5%. По конструкции подобен ТРДД RB.211-535E4 за исключением оснастки, соответствующей требованиям установки на самолет. Готовность к эксплуатации намечена на 1985 г.

ТРДД RB.211-535H4 подобен ТРДД RB.211-535E4. Газогенераторная часть переразмечена и обеспечивает двигателю запас по тяге. Изменена настройка системы регулирования. Предлагается для трехдвигательного пассажирского самолета Макдоннелл Дуглас MD-EEE или DC-10 «Супер» 10.

Предполагается разработать модификацию двигателя тягой 20 430 кгс для самолетов большой дальности полета.

RB.211-600

Трехвальный ТРДД



Сравнение конструктивных схем ТРДД RB.211-600 и RB.211-524D4.

1—лопатки вентилятора малого удлинения; 2—лопатки спрямляющего аппарата с суперкритическим профилем; 3—рабочие лопатки с изогнутыми концами и суперкритическим профилем в компрессорах с.д. и в.д.; 4—камера сгорания с малым выбросом загрязняющих веществ; 5—рабочие и сопловые лопатки турбины в.д.; 6—турбина с.д. с наклонными лопатками соплового аппарата; 7—монокристаллические рабочие лопатки турбины с.д.; 8—перепрофилированные затурбинные силовые стойки.

$$R_{вз} = 25\,400 \text{ кгс (постоянная до } t_n = 39^\circ\text{C)}$$

$$\pi_{в} = 1,77$$

$$\pi_{кз} = 29$$

$$T_{г*} = 1600^\circ\text{K}$$

$$C_{уд.кр} = 0,573 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч (условия полета не известны)}$$

$$D_{в} = 2210 \text{ мм}$$

$$M_{ав} = 4452 \text{ кг}$$

$$\gamma_{ав} = 0,175 \text{ кг/кгс}$$

Обозначение RB.211-600 присвоено семейству ТРДД взлетной тягой в диапазоне 21 770—25 400 кгс, который может быть расширен до 20 400—26 760 кгс.

При разработке конструкции двигателя использованы достижения, полученные фирмой при выполнении программы проводимых ею исследований, а также опыт создания двигателей RB.211-535E4 и RB.211-524D4.

ТРДД RB.211-600 будет иметь одинаковое с ТРДД RB.211-524D4 число ступеней в компрессорах и турбинах и примерно такие же размеры. Удельный расход топлива по сравнению с ТРДД RB.211-524D4 будет на 6,5—8% меньше.

ТРДД RB.211-600 имеет следующие особенности конструкции.

Вентилятор—одноступенчатый с 22 полыми рабочими лопатками малого удлинения. Они без противовибрационных полок и выполнены из титанового сплава. Лопатки спрямляющего аппарата имеют суперкритический профиль.

Компрессор с.д.—7-ступенчатый. Рабочие лопатки с изогнутыми концами (подобные применяемым в компрессоре в.д. ТРДД RB.211-535E4) и суперкритическим профилем; ранее лопатки с таким профилем в компрессорах двигателей фирмы Роллс-Ройс не применялись.

Компрессор в.д.—6-ступенчатый. Рабочие лопатки по своему профилю аналогичны соответствующим лопаткам компрессора с.д.

Камера сгорания—кольцевая новой конструкции, в которую внесены изменения (впервые примененные в ТРДД RB.211-535C), отвечающие стандартным требованиям на допустимый уровень выброса загрязняющих атмосферу веществ.

Турбина в.д.—одноступенчатая. Рабочие и сопловые лопатки спроектированы на основе метода расчета трехмерного течения. Монокристаллические рабочие лопатки новой конструкции с воздушным охлаждением. Применение таких рабочих лопаток позволяет повысить температуру газа перед турбиной на 60—90°C и получить более высокую тягу. Отбор воздуха высокого давления для охлаждения рабочих лопаток намечено осуществить из камеры сгорания; температура этого воздуха после его расширения снижается на 25—30°C, что позволяет снизить температуру лопаток на 15°C и удвоить их долговечность при длительном нагружении.

На полки соплового аппарата предусмотрено нанесение керамического покрытия.

Турбина с.д.—одноступенчатая. Рабочие и сопловые лопатки спроектированы на основе метода расчета трехмерного течения. Рабочие лопатки монокристаллические, неохлаждаемые. Применение монокристаллических лопаток позволяет увеличить допустимую температуру материала лопаток на 35—40° и настолько же повысить температуру газа.

Как и в турбине в.д., предусмотрено применение керамического покрытия в сопловом аппарате.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая.

Реактивное сопло — подобно соплу ТРДД RB.211-535E4 (с. 115).

Состояние развития. В разработке.

Применение. Предлагается фирмам Боинг, Макдоннелл Дуглас и Эрбас Индастри для крупных двухдвигательных пассажирских самолетов: B.767-200, B.767-300, A.300-600, A.310-300, MD-100. Первым самолетом, на котором будет применен этот двигатель, возможно, станет самолет Макдоннелл Дуглас MD-100.

Этапы развития

Середина 1983 г. Начало разработки двигателя.

Конец 1986 г. Намечены получение сертификата и поставки двигателя.

РОЛЛС - РОЙС

ТРДД

АНГЛИЯ

RB.419

Двухвальный ТРДД с приводом
вентилятора через редуктор

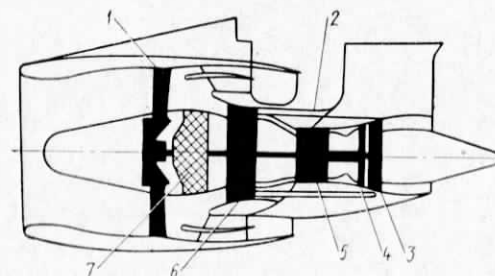


Схема ТРДД RB.419.

1—вентилятор с поворотными лопатками; 2—отбор воздуха за компрессором н.д. на обдув крыла; 3—турбина н.д.; 4—турбина в.д.; 5—компрессор в.д.; 6—переразмеренный компрессор н.д.; 7—редуктор.

$$R_{вз} = 8175-8700 \text{ кгс}$$

$$m = 5,5-6,5$$

$$\pi_{к\pi} = 19,5$$

$$C_{уд.кр} = 0,7 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^1$$

Двигатель RB.419 разрабатывается для транспортного СКВП с увеличенной подъемной силой крыла. На обдув закрылков такого самолета для увеличения подъемной силы крыла осуществляется отбор холодного воздуха от двигателя, эквивалентный потребному для создания 40% полной номинальной тяги. На взлете от двигателя может отбираться 72,5 кг/с воздуха при давлении, втрое большем, чем на входе. Другая такая же часть холодного воздуха используется непосредственно для создания тяги. Остальные 20% полной номинальной тяги получают за счет истечения реактивной струи горячего газа.

Двигатель RB.419 отвечает требованиям его применения на самолетах гражданского и военного назначения. Применение в ТРДД RB.419 проверенных узлов, используемых в существующих

¹ Условия полета не указаны.

двигателях фирмы Роллс-Ройс, обеспечивает снижение стоимости жизненного цикла и цены двигателя.

Вентилятор — одноступенчатый с поворотными лопатками, подобный спроектированному фирмой Даути Ротол для маломощного демонстрационного ТРДД SNECMA/Роллс-Ройс M.45-SD¹. Привод вентилятора осуществляется через редуктор.

Компрессор н. д. — 3-ступенчатый, спроектирован на базе модифицированного вентилятора ТРДД Роллс-Ройс TF41². Рассчитан на значительный отбор воздуха.

Компрессор в. д. — 12-ступенчатый, подобен компрессору в. д. ТРДД Роллс-Ройс RB.168 «Спей» 802.

Турбина в. д. — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки 1-й ступени имеют воздушное охлаждение.

Турбина н. д. — 3-ступенчатая, спроектирована заново. Служит приводом компрессора н. д. и вентилятора через редуктор.

Состояние развития. В разработке.

Применение. Предлагается для транспортного СКВП с крылом повышенной подъемной силы, в частности перспективного транспортного СКВП (AST)³, предназначенного для замены самолета C-130 «Геркулес». Экспериментальный самолет Де Хэвилленд Канада «Буффало» с увеличенной подъемной силой крыла проходит летные испытания. На этом самолете установлены два ТРДД Роллс-Ройс RB.163-25 «Спей» 801SF с разделителем потока.

Этапы развития

1974 г. Проведены широкие исследования параметров двигателя во всем диапазоне величин отбора воздуха.

1977 г. Опубликованы некоторые параметры двигателя.

1981—1983 гг. Разработка двигателя.

Модификация

RB.419-03. В 1983 г. выдан государственный заказ, в соответствии с которым фирма Роллс-Ройс может продолжить начатую ею разработку этого двигателя.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975, с. 170—176.

² Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1971, с. 148—153.

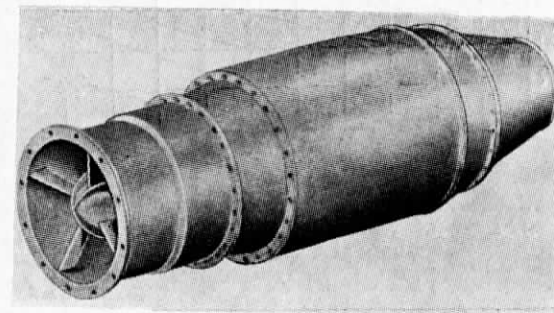
³ AST — Advanced Supersonic Transport — перспективный сверхзвуковой транспортный самолет.

МИКРОТУРБО

ТРДД
ФРАНЦИЯ

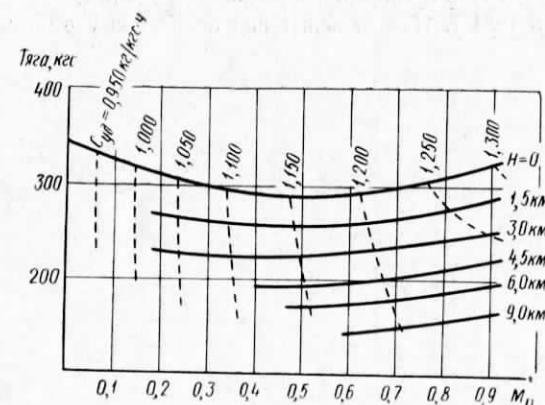
ТФА-66

Двухвальный ТРДД

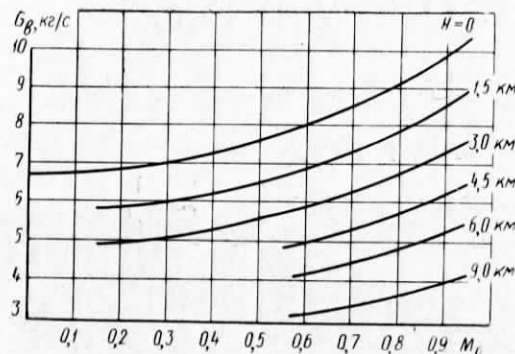


Общий вид ТРДД ТФА-66.

$$\left. \begin{aligned} R_{\text{макс}} &= 350 \text{ кгс} \\ C_{\text{уд}} &= 0,95 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ G_{\text{в}} &= 6,7 \text{ кг/с} \\ D_{\text{дв}} &= 350 \text{ мм} \\ L_{\text{дв}} &= 1000 \text{ мм} \\ M_{\text{дв}} &= 85 \text{ кг} \\ \gamma_{\text{дв}} &= 0,24 \text{ кг/кгс} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{взлетный режим при} \\ &H=0, M_{\text{п}}=0, \text{ МСА} \end{aligned}$$



Зависимость тяги и удельного расхода топлива ТРДД ТФА-66 от условий полета на максимальном режиме (МСА).



Зависимость расхода воздуха ТРДД TFA-66 от условий полета на максимальном режиме (МСА).

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Привод агрегатов. Вспомогательные агрегаты не выходят за габариты двигателя.

Система управления. Система будет выбрана в зависимости от особенностей применения двигателя и режимов полета ракеты.

Пусковая система. Запуск с помощью воздушного турбостартера.

Эксплуатационные данные. Двигатель предназначен для эксплуатации при $H < 12$ км и $M_n < 0.9$.

Состояние развития. В разработке.

Применение. Предназначен для крылатых ракет.

Этапы развития

Декабрь 1983 г. Начало испытаний каскада в. д.

Июль 1984 г. Начало испытаний полностью укомплектованного двигателя.

S N E C M A

ТРДДФ
ФРАНЦИЯ

M.53-P2¹

Одновальный ТРДДФ с общей форсажной камерой и трехопорным ротором

$R_{вз} = 6560$ кгс

$C_{уд} \sim 0.9$ кг/кгс·ч

$R\Phi = 9700$ кгс

$C_{уд}^{\Phi} = 2.05$ кг/кгс·ч

$n_{в.д} = 10\,600$ об/мин

$G_{в.д} = 94$ кг/с

$m = 0.36$

$\pi_{к.д} = 9.8$

$T_{г}^* \sim 1548$ °К

$D_{в} = 810$ мм

$D_{дв} = 1055$ мм

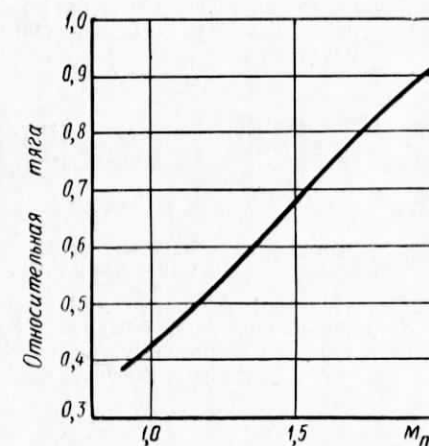
$L_{дв} = 4853$ мм²

$M_{дв} = 1450$ кг

$\gamma_{дв}^{\Phi} = 0.15$ кг/кгс

при $H=0$, $M_n=0$

Изменение относительной тяги ТРДДФ М.53-Р2 в зависимости от скорости полета ($H=11$ км).



¹ См. справочник «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 138.

² Без входного конуса.

ТРДДФ М.53-Р2 отличается от предыдущих модификаций ТРДДФ М.53 большей тягой благодаря применению усовершенствованных вентилятора и турбины.

Вентилятор — 3-ступенчатый, осевой. По сравнению с ТРДДФ М.53-5 диаметр вентилятора ТРДДФ М.53-Р2 увеличен без изменения габаритных размеров, увеличены также число лопаток и их хорда. На рабочих лопатках первых двух ступеней установлены противовибрационные полки.

Компрессор — 5-ступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая, с уменьшенным дымлением.

Турбина — 2-ступенчатая¹ с охлаждением обеих ступеней, в которых применены полые лопатки с новой системой конвективно-плечного охлаждения. Эти мероприятия в сочетании с улучшенными материалами позволили повысить T_r на входе на $\sim 40^\circ\text{C}$.

Форсажная камера — общая, с обычными кольцевыми стабилизаторами пламени. Может использоваться без ограничений во всем диапазоне эксплуатационных режимов.

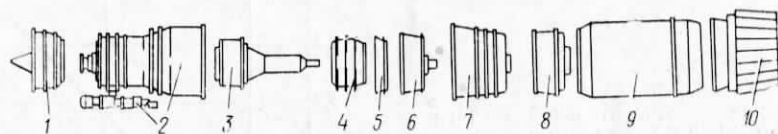
Реактивное сопло — регулируемое, сверхзвуковое, эжекторного типа. Образовано двумя соосными рядами створок, которые при определенных условиях обеспечивают приток дополнительного воздуха для улучшения характеристик на промежуточных скоростях полета. Створки управляются рядом тяг и гидравлических сервоприводов, приводимых в движение посредством изменения в них давления топлива.

Привод агрегатов. Все приводы двигательных и самолетных агрегатов дублированы.

Система управления — электронно-гидромеханическая с ЭВМ фирмы ELECMA. Электронные схемы в ЭВМ дублированы. Резервная аварийная система — гидромеханическая.

Масляная система — дублированная.

Эксплуатационная технологичность. Конструкция двигателя состоит из 10 модулей. Предусмотрены современные средства контроля двигателя в эксплуатации.



Основные модули ТРДДФ М.53-Р2.

1—вентилятор; 2—корпус компрессора с коробкой привода агрегатов; 3—ротор компрессора; 4—камера сгорания; 5—сопловой аппарат 1-й ступени турбины; 6—ротор турбины; 7—корпус турбины; 8—затурбинный корпус (диффузор); 9—форсажная камера; 10—реактивное сопло.

Состояние развития. В доводке, с июля 1983 г. проводятся летные испытания двигателя на самолете «Мираж» 2000-01.

Применение. Самолет «Мираж» 2000 (начиная со 2-й партии).

¹ Сообщалось также об установке новой 3-ступенчатой турбины.

Этапы развития

Начало 1980 г. Стендовые испытания отдельных узлов двигателя.

Июль 1981 г. Начало стендовых испытаний полностью собранного двигателя.

Конец 1982 г. Стендовые испытания летного образца ТРДДФ М.53-Р2.

Февраль 1983 г. 50-часовое квалификационное испытание двигателя.

Июль 1983 г. Начало летных испытаний ТРДДФ М.53-Р2 на опытном самолете «Мираж» 2000.

Конец 1984 г. Планируемый срок получения разрешения на эксплуатацию двигателя.

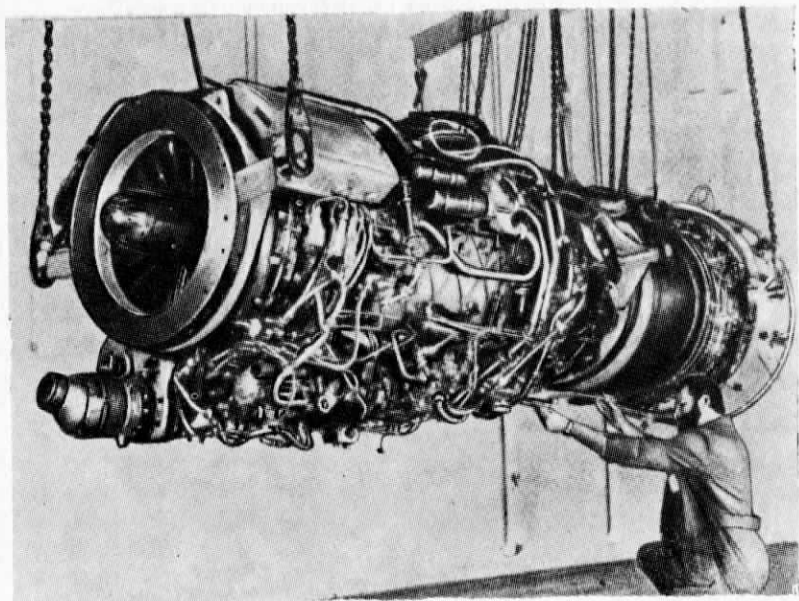
Март 1985 г. Планируемое начало серийного производства двигателя.

Модификация

ТРДДФ М.53-Р2Х. Рассчитан на более высокую температуру газа перед турбиной, что позволит уменьшить удельную массу двигателя при некотором увеличении удельного расхода топлива. Предлагался фирмой SNECMA для демонстрационного образца самолета АСТ.

M.88¹

Двухвальный ТРДДФ



Демонстрационный образец ТРДДФ M.88.

$$\left. \begin{aligned}
 R &\sim 4770 \text{ кгс} \\
 C_{уд} &= 0,78 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\
 R^{\Phi} &= 7500-8000 \text{ кгс}^2 \\
 C_{уд}^{\Phi} &= 1,86 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\
 G_{в.у} &= 67 \text{ кг/с} \\
 m &= 0,5 \\
 \pi_{к.у} &\sim 25 \\
 T_r^* &\sim 1670 \text{ }^{\circ}\text{K} \\
 D_{в} &= 660 \text{ мм} \\
 D_{дв} &\sim 1000 \text{ мм} \\
 L_{дв} &= 3800 \text{ мм} \\
 M_{дв} &\sim 900 \text{ кг} \\
 \gamma_{дв}^{\Phi} &\sim 0,12-0,11 \text{ кг/кгс}
 \end{aligned} \right\} \text{ при } H=0, M_{п}=0$$

¹ Двигатель описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 139, 140.

² Для серийного двигателя.

Создается как исходный образец нового семейства двигателей для тактических истребителей 1990-х гг. Параметры рабочего процесса в двигателе оптимизированы применительно к условиям эксплуатации на многоцелевом боевом самолете.

Вентилятор — 3-ступенчатый с переднерасположенным опорным подшипником ВНА — регулируемый с лопатками, задняя часть которых поворотная.

Компрессор — 6-ступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина компрессора — одноступенчатая с монокристаллическими рабочими лопатками. В турбине используются новые порошковые сплавы.

Турбина вентилятора — одноступенчатая.

Реактивное сопло — сверхзвуковое, регулируемое.

Система управления. На двигателе будет установлена либо электронная цифровая система управления, которая должна проходить летные испытания на ТРДДФ SNECMA M.53 в 1985—1986 гг., либо электронно-гидромеханическая система.

Состояние развития. Стендовые испытания демонстрационного образца.

Применение. Предназначен для будущего французского двухдвигательного тактического многоцелевого истребителя фирмы Дассо-Бреге (программа АСТ¹).

Этапы развития

1980 г. Начало программы создания демонстрационных образцов двигателя.

1982—1983 гг. Стендовые испытания компрессора, камеры сгорания, турбины компрессора с рабочими лопатками двух типов (монокристаллическими и с направленной кристаллизацией), форсажной камеры.

Лето 1983 г. Начало испытаний вентилятора.

Осень 1983 г. Начало испытаний газогенератора.

Январь 1984 г. Начало стендовых испытаний демонстрационного образца.

1988 г. Планируемый ввод в эксплуатацию на самолете АСТ.

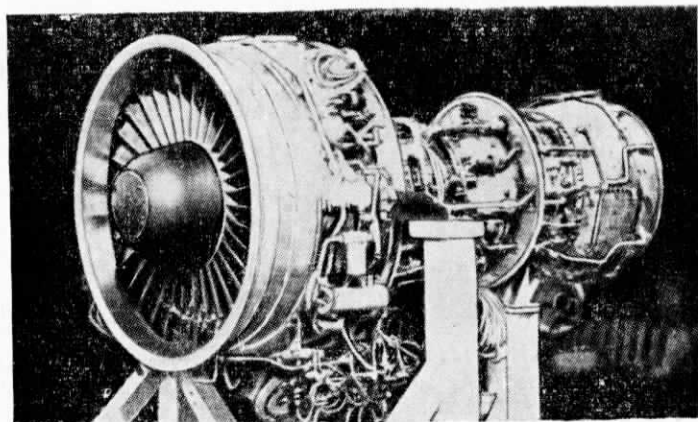
¹ Avion de Combat Tactique.

НАЦИОНАЛЬНАЯ АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ЛАБОРАТОРИЯ (NAL)¹

ТРДД
ЯПОНИИ

FJR.710.600S²

Двухвальный ТРДД



$$\begin{aligned} R &= 5100 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,374 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \left. \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_{п}=0, MCA \end{array} \right\}$$

$$\begin{aligned} R &= 1350 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,68 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \left. \begin{array}{l} \text{крейсерский режим при} \\ H=7,7 \text{ км, } M_{п}=0,75 \end{array} \right\}$$

$$\begin{aligned} m &= 6,5 \\ \pi_{к\Sigma} &= 22 \\ T_r &= 1523^\circ \text{К} \\ D_{дв} &= 1520 \text{ мм} \\ L_{дв} &= 3300 \text{ мм} \\ M_{дв} &= 980 \text{ кг}^3 \\ \gamma_{дв} &= 0,192 \text{ кг/кгс} \end{aligned}$$

¹ Национальная аэрокосмическая лаборатория Японии — разработчик двигателя. Изготавливают опытные двигатели фирмы Мицубиси, Kawasaki и Исикавадзима Харима.

² ТРДД FJR 710 описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1978, с. 162—169.

³ Данные ориентировочные.

Двигатель создается на основе исходного ТРДД FJR.710-20 по рассчитанной на 12 лет программе НИОКР при содействии правительства Японии и японских фирм. Программа направлена на создание отечественного ТРДД и приобретение опыта разработки таких двигателей.

Вентилятор — одноступенчатый, с рабочими лопатками из титанового сплава и одним рядом противовибрационных полок. За рабочим колесом расположен однорядный спрямляющий аппарат. Корпус вентилятора крепится посредством 8 силовых стоек.

Компрессор — 12-ступенчатый, ВНА и НА первых 4 ступеней регулируемые с гидравлическим приводом. Вмонтированные рабочие лопатки выполнены из титанового сплава. Лопатки последних ступеней — из сплава с высоким содержанием никеля. Корпус имеет продольный разъем.

Камера сгорания — кольцевая с низким уровнем дымления.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая.

Сопло — перегулируемое.

Состояние развития. В доводке. В феврале 1984 г. начались летные испытания.

Применение. Экспериментальный малолучный японский четырехдвигательный СКВП фирмы Kawasaki.

Этапы развития

1976 г. Начало второго этапа программы.

Декабрь 1978 г. Изготовлен первый опытный двигатель.

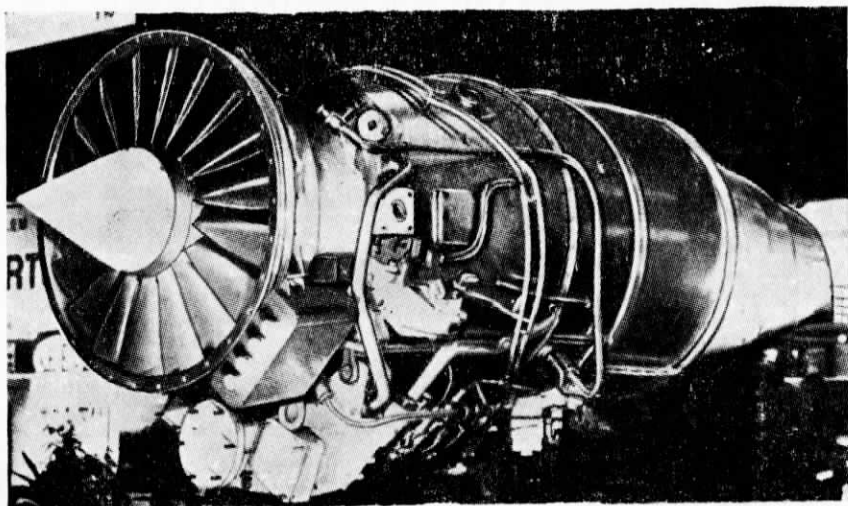
1981—1983 гг. Стендовые испытания.

Февраль 1984 г. Летные испытания двигателя на летающей лаборатории С-1.

ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА (IHI) XF3-30

ТРДД
ЯПОНИИ

Двухвальный ТРДД



Общий вид ТРДД XF3-30.

$R = 1660 \text{ кгс}$ (взлетный режим при $H=0$, $M_n=0$)
 $C_{уд} = 0,7 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^1$
 $\pi_{к\varphi} = 11,3$
 $T_{г*} = 1213 \text{ }^\circ\text{K}$
 $D_{дв} = 630 \text{ мм}$
 $L_{дв} = 1340 \text{ мм}$
 $M_{дв} = 340 \text{ кг}$
 $\gamma_{дв} = 0,205 \text{ кг/кгс}$

Дальнейшее развитие ТРДД XF3-20².

¹ Вероятно, для условий крейсерского полета.

² Краткие сведения приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 173.

Вентилятор — одноступенчатый с 30 рабочими и 44 спрямляющими лопатками.

Компрессор — 5-ступенчатый, осевой, трансзвуковой.

Камера сгорания — кольцевая, с 12 топливными форсунками.

Турбина компрессора — одноступенчатая.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая.

Ресурс и наработка. Общая наработка 9 опытных двигателей, построенных с 1976 г., по данным на конец 1983 г., составила 2000 ч из запланированных 8000 ч.

Состояние развития. В доводке.

Применение. Учебно-тренировочный самолет ХТ-4 ВВС Японии.

Этапы развития

1976 г. Начало разработки двигателя XF3.

1977 г. Получение контракта на разработку двигателя XF3-20.

Август 1982 г. Начало летных испытаний двигателя XF3-20 на летающей лаборатории С-1 и испытаний в высотной установке в НИИ им. Ариольда ВВС США.

Декабрь 1982 г. Официальный выбор ТРДД XF3-30 для самолета ХТ-4.

1985 г. Запланированы летные испытания опытного образца самолета ХТ-4.

1986 г. Намечены завершение доводки двигателя и его квалификационные испытания.

ВОЛВО ФЛЮГМОТОР

M.85

Двухвальный ТРДДФ со смещением потоков

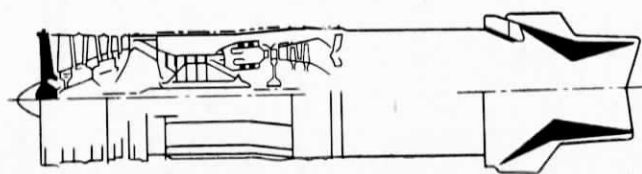


Схема ТРДДФ M.85.

$R = 5600 \text{ кгс}$ } взлетный режим при
 $R_{\Phi} = 8600 \text{ кгс}$ } $H=0, M_{\Pi}=0, \text{ МСА}$
 $G_{\text{в.с.}} = 70,7 \text{ кг/с}$
 $m = 0,5$
 $\pi_{\text{к.с.}} = 22,9$
 $\pi_{\text{в.}} = 3,96$
 $T_{\text{г.}}^* = 1800 \text{ }^{\circ}\text{K}$
 $\gamma_{\text{дв.}} = 0,087 \text{ кг/кгс}$

Спроектирован в 1982 г. по заказу и на средства ВВС Швеции с целью определения облика перспективного двигателя для истребителя середины 1990-х гг., технической базы, необходимой для создания такого двигателя, и выигрыша в летно-технических характеристиках самолета при установке данного двигателя.

Воздухозаборник — лобовой площадью $0,325 \text{ м}^2$. Коэффициент восстановления давления $0,97$ при числе $M_{\Pi}=0,8$.

Вентилятор — 3-ступенчатый с регулируемым ВНА. Рабочие лопатки 1-й ступени изготавливаются штамповкой из титанового сплава, остальных ступеней — из композиционного боралюминиевого материала. Крепление лопаток в дисках хвостовиком типа «ласточкин хвост». Направляющие лопатки изготавливаются из титанового сплава Ti-8-1-1, диски — из сплава Ti-6-2-4-6, корпус — из сплава Ti-6AL-4V. Диски соединяются в ротор сваркой трением и болтами. Корпус в зонах вращения рабочих колес снабжен покрытием из истираемого материала. Удельная пропускная способность вентилятора — $204 \text{ кг/м}^2 \cdot \text{с}$ при скорости потока на входе, соответствующей $M_{\Pi}=0,62$. Температура воздуха на выходе $451 \text{ }^{\circ}\text{K}$.

Компрессор — 5-ступенчатый с регулируемым ВНА и НА первых двух ступеней. Поворотные лопатки штампованы из титанового сплава Ti-8-1-1, лопатки НА 3—5-й ступеней штампованы из сплава уоспэллой. Рабочие лопатки 1-й ступени выполнены из сплава Ti-8-1-1, 2-й ступени — из сплава

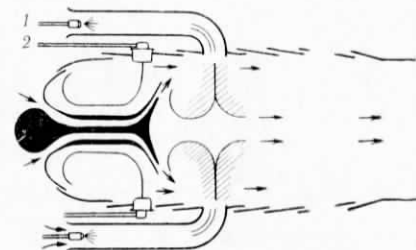
ТРДДФ
ШВЕЦИЯ

инконель 901, остальных ступеней — из сплава уоспэллой. Все лопатки проходят электрохимическую обработку. Секции корпуса изготовлены из сплавов Ti-6-2-4-2 и инконель 718. В зонах вращения рабочих колес на корпусе имеется покрытие из истираемого материала. Температура воздуха на выходе $772 \text{ }^{\circ}\text{K}$. Расчетный к. п. д. равен $0,85$.

Камера сгорания — кольцевая, двухзонная, с пониженным уровнем дымления и 2-ступенчатой системой впрыска. Основное топливо нагревается с помощью воздухотопливного теплообменника до температуры выше точки росы, а затем впрыскивается в трубки предварительного смешения, где давление топлива снижается и достигается мгновенное его испарение. Жаровая труба изготовлена из никелевого сплава TD Ni-Cr и имеет покрытие из двуокиси циркония. Применена двухстеночная конструкция жаровой трубы с охлаждением внутренней стенки снаружи натекающим и изнутри пленкой воздуха, поступающего через щели.

Схема камеры сгорания ТРДДФ M.85.

1 — подогретое топливо; 2 — холодное топливо.



Турбина компрессора — одноступенчатая, охлаждаемая. Сопловые лопатки изготовлены из сплава котак DSE литьем с направленной кристаллизацией, рабочие лопатки — из усиленного вольфрамом композиционного материала FeCrAlY по специальной технологии. Диск изготовлен из сплава инконель 100 горячей изостатической штамповкой. Корпус из никелевого сплава. Расход воздуха на охлаждение 7% . Температура на выходе $1465 \text{ }^{\circ}\text{K}$.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая с охлаждаемой 1-й ступенью. Рабочие и сопловые лопатки изготовлены литьем с направленной кристаллизацией из сплава котак DSE, диски — из сплава уоспэллой. Корпус сварен электронно-лучевой сваркой из сплава уоспэллой. Расход воздуха на охлаждение $3,5\%$. Температура на выходе $1242 \text{ }^{\circ}\text{K}$.

Форсажная камера — общая, передняя часть корпуса изготовлена из титанового сплава, задняя — из никелевого сплава. Стабилизатор пламени выполнен в виде кольца уголкового сечения с радиальными ответвлениями. Степень загромождения — $\sim 30\%$. Применены форсунки с отверстиями постоянного сечения. Жаровая труба имеет конвективное охлаждение с внешней стороны и пленочное — с внутренней. Температура на входе в форсажную камеру $1009 \text{ }^{\circ}\text{K}$, температура на выходе из форсажной камеры $2115 \text{ }^{\circ}\text{K}$.

Реактивное сопло. Были рассмотрены сопла двух типов: обычное осесимметричное сверхзвуковое сопло и плоское сопло нового типа со скользящими створками.

Система управления — электронная типа FADEC.

Состояние развития. Проект.

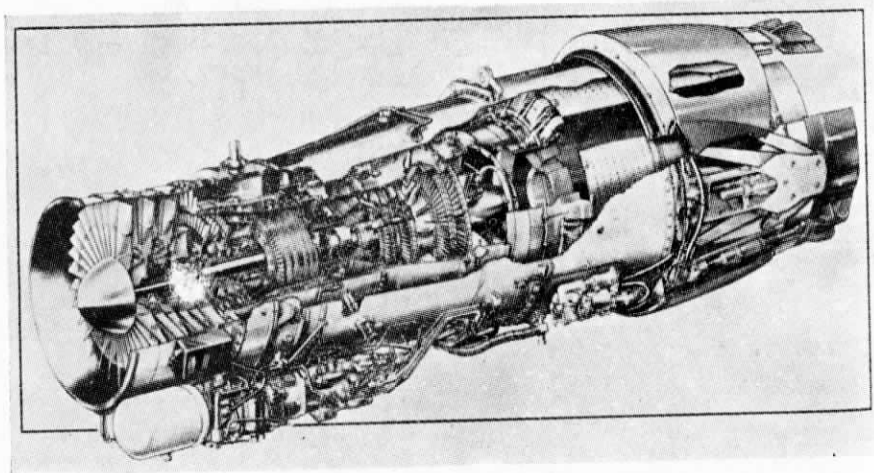
Применение. Предназначен для истребителя типа F-18.

ТУРБО - УНИОН

RB.199 Mk.103

Трехвальный двухконтурный двигатель
с общей форсажной камерой

ТРДДФ
АНГЛИЯ —
ФРГ — ИТАЛИЯ



$$\left. \begin{aligned} R &= 4380 \text{ кгс} \\ R\Phi &= 7675 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,64 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \\ C_{уд}^{\Phi} &= 2,5 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \\ G_{н\Sigma} &= 74 \text{ кг/с} \\ m &= 1,1 \\ \pi_{к\Sigma} &= 25 \\ T_{г*} &= 1590 \text{ }^{\circ}\text{К} \\ D_{вх} &= 730 \text{ мм}^1 \\ L_{дв} &= 3250 \text{ мм} \\ M_{дв} &= 1040 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,137 \text{ кг/кгс} \end{aligned} \right\} \text{взлетный режим при } H=0, M_{п}=0$$

Двигатель новой серийной модификации, разработанный с учетом опыта эксплуатации и доводки ТРДДФ RB.199 Mk.101² и поступивший в серийное производство вместо него. Восемь из шест-

¹ По другим данным $D_{вх} = 700 \text{ мм}$.

² Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 151—162.

надцати модулей двигателя Mk.103 значительно модифицированы, что обеспечило повышение тяги, снижение удельного расхода топлива (см. таблицу), уменьшение ПЭР и улучшение эксплуатационной технологичности. По заказу ВВС Англии в ходе переборок 100 двигателей Mk.101 будут переделаны в двигатели Mk.103. Основные отличия ТРДДФ RB.199 Mk.103 от двигателя RB.199 Mk.101 состоят в следующем:

Таблица

Параметры	RB.199-34R Mk.101	RB.199-34R Mk.103	RB.199-34R Mk.104	RB.199-67R
Тяга в статических условиях, кгс				
нефорсированная	3670	4380	—	—
форсированная	7235	7675	7835	8660
Удельный расход топлива, кг/кгс·ч				
на нефорсированном режиме	0,65	0,64	—	—
на форсированном режиме	2,6	2,5	2,39	2,35
Расход воздуха, кг/с	71	74	74	—
Степень повышения давления	23,3	25	25	—
Степень двухконтурности	1,06	1,1	1,1	—
Температура $T_{г*}$, $^{\circ}\text{К}$	1590	1590	1590	—
Диаметр входа, мм	730 ¹	730 ¹	730 ¹	730 ¹
Длина, мм	3250	3250	3610	—
Масса (без реверсивного устройства), кг	900	—	—	—
Масса (с реверсивным устройством), кг	1000	1040	—	—

Вентилятор — переконструирован и имеет лопасти малого удлинения. Он рассчитан на расход воздуха на 5% больший, чем в Mk.101.

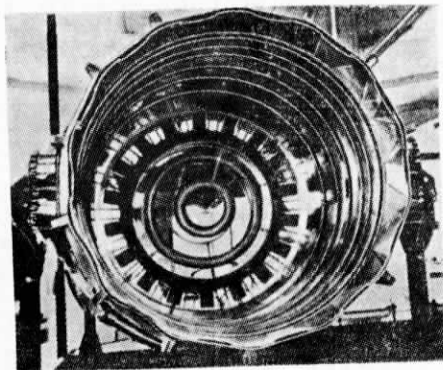
Компрессор с. д. Перепускной клапан отбора воздуха переконструирован с тем, чтобы предупредить возникновение неполадок, наблюдавшихся ранее, и повысить запас по ГДУ.

Компрессор в. д. Исключено устройство по перепуску воздуха за 6-й ступенью.

Камера сгорания — усовершенствованная. Полностью ликвидировано видимое дымление.

¹ По другим данным $D_{вх} = 700 \text{ мм}$.

Турбина вентилятора — усовершенствована фирмой Фнат, чтобы обеспечить работу вентилятора при увеличенном расходе воздуха, имеет более высокий к.п.д. Упрощена конструкция корпуса турбины и диффузора, что позволило облегчить процесс механической обработки. Изменен корпус подшипника ротора турбины с целью подачи более холодного воздуха на охлаждение подшипника и его масляных каналов.



Внутреннее устройство форсажной камеры ТРДДФ RB.199.

Реактивное сопло. Применяемая ранее в конструкции сопла кобальтовая сталь заменена на никелевую.

Система управления. Электронно-гидромеханическая с аналоговым регулятором фирмы Лукас.

Масляная система — новая, обеспечивающая подачу масла для смазки при пусковой и отрицательной перегрузках, в том числе при полетах с огибанием рельефа местности. Применен суфлер-сепаратор, обеспечивающий меньший расход масла.

Эксплуатационные данные. Первые две партии ТРДДФ RB.199 Mk.101 не соответствовали ТУ в той или иной степени, и объединение Турбо-Унион выплатило по каждому из более чем 400 двигателей обусловленные контрактом штрафы. По данным руководства фирмы, велась работа по доведению до требований ТУ двигателей третьей партии (Mk.101), но лишь двигатели четвертой партии (Mk.103) должны в полной мере соответствовать ТУ.

Надежность. Частота отказов и потребность в запасных частях значительно меньше ожидавшихся.

Ресурс и наработка. Межремонтный ресурс ТРДДФ RB.199 к IX.1982 г. составлял 300 ч и планировалось его увеличение до 500 ч к 1985 г.

Состояние развития. Серийное производство двигателя RB.199 Mk.103 начато с мая 1983 г.

Применение. Многоцелевой боевой самолет Панавия «Торнадо» в вариантах истребителя-бомбардировщика (Interdiction Strike—IDS) и перехватчика (Air Defence Variant—ADV).

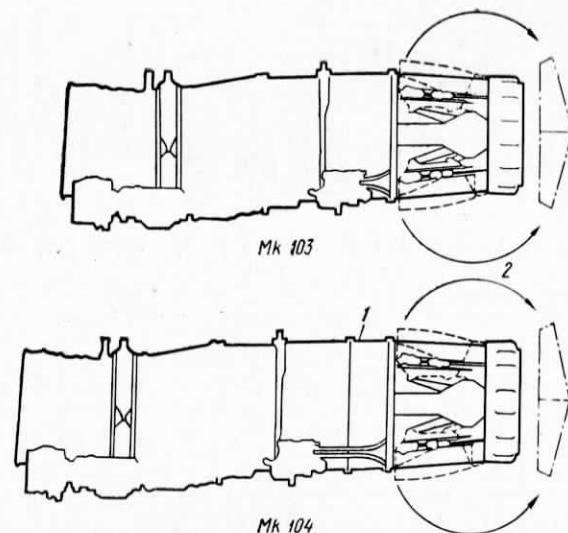
Модификации и варианты

ТРДДФ RB.199 Mk.104. $R^{\text{д}} = 7835$ кгс, $C_{\text{уд}}^{\text{д}} = 2,39$ кг/кгс·ч.

Двигатель третьей серийной модификации, в который будут внедрены все усовершенствования, введенные в Mk.103. Разрабатывался с уче-

том специфических требований, предъявляемых к самолету «Торнадо» в варианте перехватчика, и в расчете на получение более высокой форсированной тяги в высотных условиях. В отличие от двигателя Mk.103 имеет удлиненную ФК, получаемую путем вставки трубы длиной 360 мм между задним фланцем двигателя (непосредственно за стабилизатором пламени ФК) и реактивным соплом. Эта доработка позволит в условиях полета с трансзвуковой скоростью на больших высотах увеличить на 5%¹ форсированную тягу двигателя, что обеспечивается более полным сгоранием топлива в ФК.

В связи с этим модифицированием двигателя удлинены элементы механизма управления створками реактивного сопла и реверсивного устройства.



Внешние различия ТРДДФ RB.199 Mk.103 и Mk.104.

1—дополнительная секция форсажной камеры;
2—реверсивное устройство.

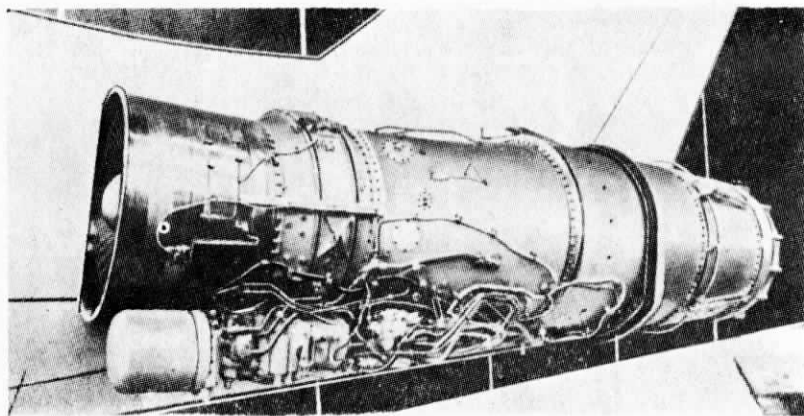
Двигатель с удлиненной ФК проходил стендовые испытания в земных условиях и на высотной установке. В начале 1983 г. проводились летные испытания ТРДДФ RB.199 Mk.101 с удлиненной ФК, а в конце 1983 г. планировалось провести такие же испытания аналогично переделанного двигателя RB.199 Mk.103.

Разработка двигателя Mk.104 ведется ускоренными темпами: предполагалось в 1984 г. закончить его испытания на годность к полетам и с середины 1985 г. начать первые поставки английским ВВС.

Запланировано поставить в 1985 г. 28 двигателей, а в 1986 г. — еще 87. Всего будет изготовлено 325 двигателей Mk.104.

¹ По другим данным — до 10%.

Предполагалось, что ТРДДФ RB.199 Mk.104 без реверсивного устройства и с пониженным уровнем тяги на режиме полетного малого газа будет применен на опытном образце высокоманевренного боевого самолета АСА (Agile Combat Aircraft).



ТРДДФ RB.199 Mk.104 без реверсивного устройства.

ТРДДФ RB.199-67R. $R^{\Phi} = 8660$ кгс, $C_{\text{уд}}^{\Phi} = 2,35$ кг/кгс·ч.

Разрабатывается для предлагаемого фирмой ВЛе двухдвигательного боевого самолета Р.110. Двигатель с форсажной камерой повышенной степени форсирования тяги, без реверсивного устройства. В ТРДДФ RB.199-67R планируется: увеличить расход воздуха через внутренний и наружный контуры; в турбинах в.д. и с.д. применить диски из порошковых сплавов и монокристаллические рабочие лопатки; использовать удлиненную ФК, как в двигателе Mk.104; применить усовершенствованные уплотнения для снижения внутренних потерь и двухканальную электронную систему управления двигателем и форсажной камерой.

Летные испытания двигателя планировались на 1985 г., ввод в эксплуатацию — на 1989 г.

ТРДДФ RB.199-62R. Намеченная к разработке модификация (демонстрационный образец) взлетной тягой 8970 кгс.

ТРДДФ RB.199 Mk.10X. Предполагаемая модификация двигателя с поворотным реактивным соплом, позволяющим отклонять вектор тяги. В 1983 г. объединение Турбо-Унион запрашивалось самолетной фирмой Мессершmitt-Бёльков-Блом о проведении исследования возможности разработки для западногерманского варианта самолета АСА с ТРДДФ RB.199 такого сопла, которое могло бы перемещаться по дуге на 10° вверх и на 10° вниз от линии действия тяги для отклонения вектора тяги в полете. Предлагалось также исследовать возможность поворота сопла в поперечном направлении.

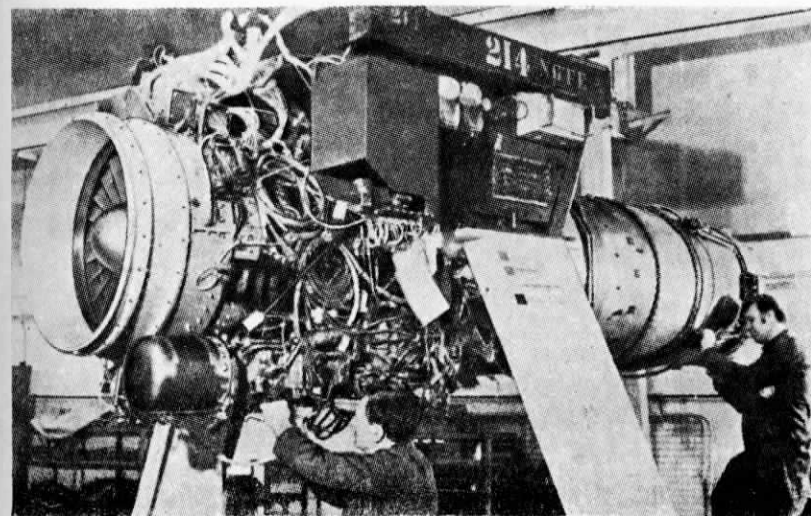
«Напряженный» (stretch) ТРДДФ RB.199. Двигатель более совершенной модификации с повышенной тягой и улучшенными параметрами. Рассматривается как силовая установка, которая даст возможность повысить тяговооруженность боевых самолетов.

Партнеры по объединению Турбо-Унион финансируют новую программу дальнейших разработок с целью создания на основе прогрессив-

ных технических решений улучшенного двигателя RB.199, который должен удовлетворять требованиям СВ боевых самолетов 1990-х гг. Цель работ по этой программе — создать двигатель RB.199 новой модификации при сохранении его диаметра. Этот двигатель имел бы существенное увеличение нефорсированной и форсированной тяги и снижение удельного расхода топлива на режиме форсирования. Предполагается, что двигатель будет иметь тягу в классе 9500—10 000 кгс. Намечаемое увеличение нефорсированной тяги при неизменном диаметре корпуса может повлечь за собой уменьшение степени двухконтурности до значения, существенно меньшего единицы.

При разработке «напряженного» ТРДДФ RB.199 намечается внести следующие усовершенствования: применить 3-ступенчатый вентилятор новой конструкции с рабочими лопатками малого удлинения без противовибрационных полок; увеличить напорность и расход воздуха в компрессорах в.д. и с.д., в которых будут применены суперкритические профили лопаток; повысить к.п.д. газогенераторной части двигателя; повысить рабочие температуры в турбине путем применения охлаждаемых рабочих лопаток с направленной кристаллизацией или монокристаллических; установить диски турбин, изготовленные из порошковых сплавов; сократить внутренние потери путем применения вместо лабиринтных уплотнений так называемых уплотнений «щеточного» типа (brush seals); применить цифровую САУ.

Для испытаний усовершенствованных узлов двигателя будут использоваться демонстрационные двигатели «Демо» 1А и «Демо» 1В. Проведенные испытания двигателя «Демо» 1А показали возможность снижения расхода топлива на форсированном режиме на 18—20% и повышения тяги (на нефорсированном и форсированном режимах) на 15—20% по сравнению с двигателем Mk.101. Усовершенствованные узлы и детали, опробованные в ходе ОКР по двигателю «Демо» 1А, будут внедряться в последующие модификации ТРДДФ RB.199, предлагаемые в качестве СВ перспективных боевых самолетов. В результате работ по доводке и усовершенствованию должно быть достигнуто увеличение тяги на боевом режиме в высотных условиях на 40% и на малой высоте на



Демонстрационный двигатель «Демо» 1А.

20%. В следующем демонстрационном двигателе «Демо» 1В, начало испытаний которого намечалось на конец 1983 г., будут применены диски турбин в. д. и с. д., изготовленные из порошковых сплавов, а также монокристаллические лопатки. Кроме того, будет применена турбина н. д. с увеличенным расходом газа.

Данные по некоторым модификациям ТРДДФ RB.199 представлены в таблице (с. 135).

Этапы развития

Май 1982 г. Сообщается о работах по программе создания двигателя RB.199 Mk.103.

Июль 1982 г. Двигатель RB.199 Mk.103 установлен на испытательный стенд; начало изготовления демонстрационного двигателя RB.199-67R.

Ноябрь 1982 г. Завершены квалификационные испытания ТРДДФ RB.199 Mk.103.

Декабрь 1982 г. На конец года изготовлено 699 двигателей RB.199, из них 323 — фирмой Роллс-Ройс, 200 — фирмой MTU и 86 — фирмой Фнат; начаты испытания демонстрационного двигателя «Демо» 1А.

Январь 1983 г. Сообщается о разработке «напряженного» ТРДДФ RB.199.

Апрель 1983 г. Проведены летные испытания усовершенствованного двигателя RB.199 Mk.101 с удлиненной ФК.

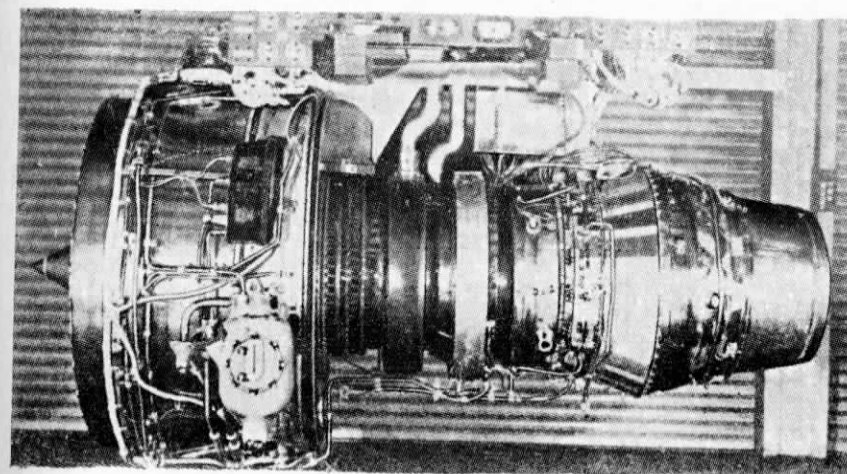
Май 1983 г. Начато серийное производство двигателя RB.199 Mk.103.

Декабрь 1983 г. Планировалось начать летные испытания ТРДДФ RB.199 Mk.103 с удлиненной ФК.

РОЛЛС-РОЙС/ ДЖЭПЕНИЗ АЭРО ЭНДЖИНЗ (JAEС)

RJ.500-35-3

Двухвальный ТРДД



Общий вид ТРДД RJ.500.

$R = 11\,340$ кгс (с идеальным соплом)

$R = 10\,900$ кгс (номинальная)

$R = 10\,800$ кгс (с учетом потерь на входе и в сопле)

$C_{уд} = 0,336$ кг/кгс·ч

$V_{p.c} = 344,6$ м/с

$G_{в.с} = 347$ кг/с

$m = 5,8$

$\tau_{к.с} = 32$

взлетный режим при
 $H=0$, $M_0=0$
до $MCA + 15^\circ C$

$R = 9680 \text{ кгс}$	} взлетный режим при $H =$ $= 1,6 \text{ км}$ до МСА + $+ 21,5^\circ\text{C}$
$C_{уд} = 0,333 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	
$R = 2950 \text{ кгс}$	} режим набора высоты при $H = 9,1 \text{ км}$, $M_n = 0,8$
$C_{уд} = 0,6 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	
$R = 2680 \text{ кгс}$	} крейсерский режим при $H = 9,1 \text{ км}$, $M_n = 0,8$
$C_{уд} = 0,60 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	
$D_n = 1625 \text{ мм}$	
$M_{дв} = 2210 \text{ кг (сухая)}$	
$M_{уст} = 3225 \text{ кг}^2$	
$\gamma_{дв} = 0,2 \text{ кг/кгс}$ (отнесенная к номинальной тяге)	

Разрабатывается английской фирмой Роллс-Ройс и консорциумом японских фирм JAEC как дальнейшее развитие ТРДД RJ 500³.

Двигатель спроектирован с целью получения низкой стоимости и малых расходов на эксплуатацию, а также удовлетворения требований по уровню шума и выбросу загрязняющих веществ. Была поставлена задача получить минимальный расход топлива не только на крейсерском режиме, но и во время всего полета, особенно при эксплуатации двигателя на СМС и БМС.

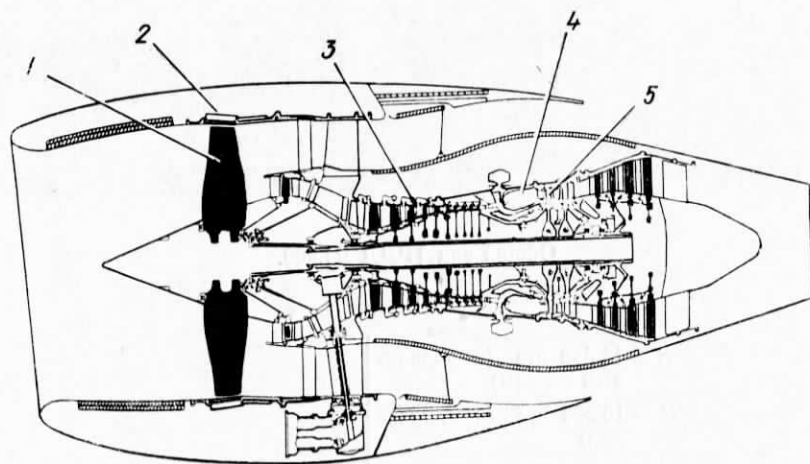


Схема ТРДД RJ.500, установленного в мотогондоле.

1—вентилятор с лопатками малого удлинения; 2—удерживающее кольцо из кевлара; 3—компрессор; 4—кольцевая камера сгорания; 5—монокристаллические рабочие лопатки.

¹ По-видимому, для высокогорных аэродромов.

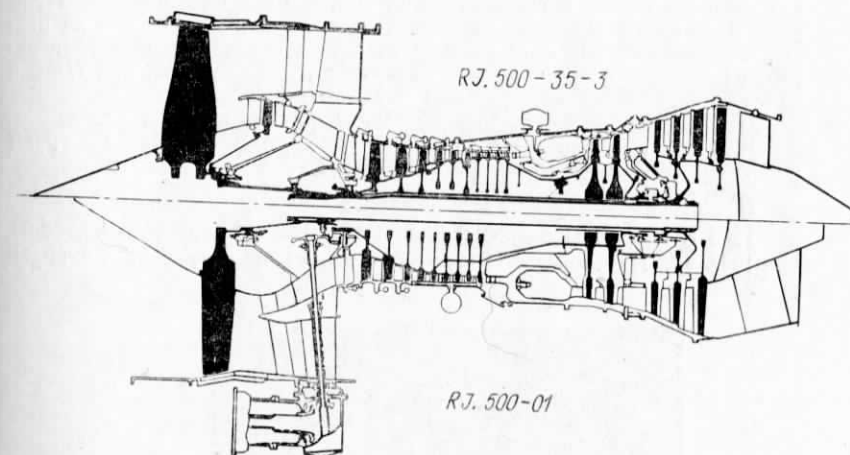
² Включая 3/4 массы гондолы и 94 кг самолетных агрегатов.

³ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 163—167.

Двигатель RJ.500-35-3 имеет по сравнению с базовым двигателем (RJ.500-01) следующие отличия.

Вентилятор — с лопатками малого удлинения и одной подпорной ступенью. При разработке конструкции вентилятора был использован опыт создания вентилятора ТРДД RB.211-535. Удерживающее кольцо выполнено из кевлара. Элементы входного устройства вентилятора подобны соответствующим элементам ТРДД FJR.710.

Компрессор — 10-ступенчатый вместо 9-ступенчатого. Лопатки НА первых 4 ступеней поворотные вместо 3 у ТРДД RJ.500.



Сравнение схем ТРДД RJ.500-01 и ТРДД RJ.500-35-3.

Камера сгорания — по конструкции подобна камерам сгорания ТРДДФ RB.199 и ТРДД «Пегас».

Турбина компрессора — с бандажированными монокристаллическими рабочими лопатками вместо лопаток с направленной кристаллизацией у ТРДД RJ.500. С охлаждаемыми лопатками обеих ступеней.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая вместо 3-ступенчатой у ТРДД RJ.500. Рабочие лопатки с направленной кристаллизацией изготавливаются из сплава инконель.

Силовая конструкция. Силовая схема роторов рассчитана на получение минимальной деформации корпусов при работе двигателя на самолете.

Система управления — электронная цифровая (FADEC). Предусмотрено активное управление радиальными зазорами рабочих лопаток турбины.

Мотогондола — с применением композиционных материалов.

Состояние развития. В разработке.

Стоимость. При разработке двигателей семейства RJ.500 фирмы стремились к снижению стоимости их изготовления путем тщательной отработки технологии и сокращения числа деталей.

Применение. Предназначается для 150-местных пассажирских средних и ближних магистральных самолетов.

1981 г. Объявлены основные параметры ТРДД RJ.500-35 ($R_{взл}$, $R_{кр}$, m , $\pi_{к\Sigma}$, $G_{в\Sigma}$, $D_{в}$ и L).

1982 г. С ноября 1981 г. по февраль 1982 г. на высотном стенде фирмы Роллс-Ройс в Бристолье проводились испытания каскада в.д., во время которых воспроизводились условия, соответствующие режиму взлета ($H=0$) и крейсерскому режиму ($H=9,1$ км, $M_n=0,8$). Достигнуты расчетные параметры и к.п.д. Стендовая наработка каскада в.д. превысила 20 ч.

Февраль — март 1982 г. На стенде фирмы Роллс-Ройс в Дерби начаты испытания первого демонстрационного ТРДД RJ.500-01D4, а в марте — второго такого же двигателя на стенде фирмы Исикавадзима Харима в Мидзухо. Проверялась работа двигателей и всех систем на различных режимах, при этом измерялись расход топлива, уровни температур и вибрации и определялись характеристики двигателя при $H=0$ и при воспроизведении высотных условий.

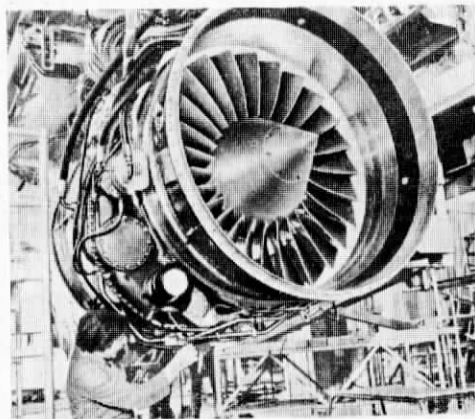
1983 г. Продолжение работы по доводке двигателя.

1984 г. Планировалось проведение летных испытаний ТРДД RJ.500-35.

Подготовка двигателя к сертификационным испытаниям.

1985 г. Намечены сертификационные испытания двигателя RJ.500-35.

1986 г. Намечалось получение типового сертификата ТРДД RJ.500-35.



ТРДД RJ.500-01D4.

КОНСОРЦИУМ IAE¹

V.2500²

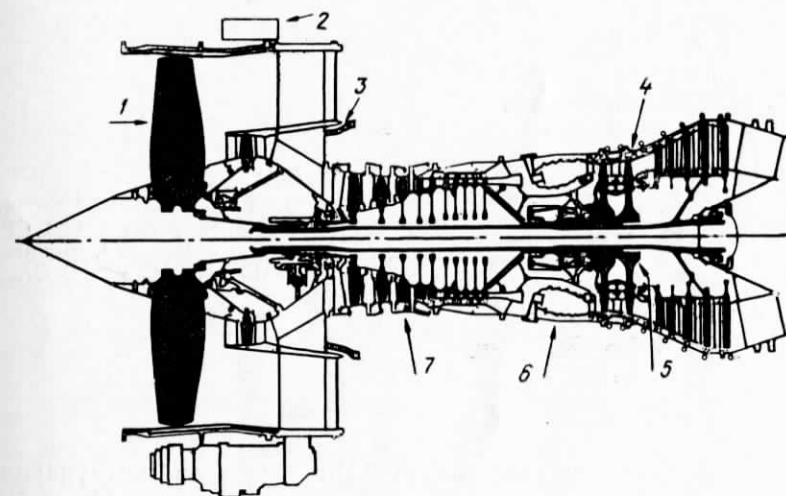
Двухвальный ТРДД

ТРДД

США—АНГЛИЯ—

ФРГ—ЯПОНИЯ—

ИТАЛИЯ



Конструктивная схема ТРДД V.2500.

1—лопатки вентилятора без противовибрационных полок; 2—электронный регулятор; 3—перепуск воздуха из подпорной ступени с целью обеспечения запаса по ГДУ и удаления пыли из воздуха перед его входом в компрессор; 4—монокристаллические рабочие лопатки турбины; 5—диски турбины, изготовленные методом порошковой металлургии; 6—камера сгорания, отличающаяся малым выбросом загрязняющих атмосферу веществ; 7—10-ступенчатый компрессор.

$$R_{вз} = 10\,440 \text{ кгс}$$

$$\eta = 5,7$$

$$\pi_{к\Sigma} = 36,2$$

$$\pi_{в} = 1,76$$

$$\pi_{к} = 20,8$$

$$T_{г}^{*} = 1697^{\circ}\text{К (на выходе из камеры сгорания)}$$

¹ IAE—International Aero Engines.

² Римская цифра V указывает на число стран, фирмы которых участвуют в создании двигателя.

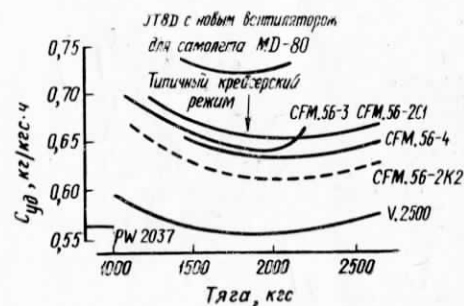
$C_{уд} = 0,591$ кг/кгс·ч (для
установленного двига-
теля) } крейсерский режим при
 $H=10,7$ км, $M_n=0,8$

$D_B = 1575$ мм

$M_{дв} = 2160$ кг

$M_{дв} = 3310$ кг (с гондолой и
реверсивным устрой-
ством, но без самолет-
ных агрегатов)

$\gamma_{дв} = 0,2$ кг/кгс



Сравнение дроссельных характери-
стик неустановленных ТРДД CFM.56
и V.2500 на крейсерском режиме при
 $H=10,7$ км, $M_n=0,8$, МСА.

Для разработки двигателя V.2500 образован международный консорциум, в который входят следующие фирмы: Pratt-Уитни (США), Роллс-Ройс (Англия), Дженерал Аэро Энджинз (JAEC, Япония), MTU (ФРГ) и Фиат Авиационе (Италия). Предполагается создать семейство ТРДД тягой в пределах 9000—13500 кгс.

В конструкции двигателя будут воплощены перспективные технические решения, примененные в ТРДД Pratt-Уитни PW 2037 и PW 4000, Роллс-Ройс/JAEC RJ.500 и Роллс-Ройс RB.211-535E4, а также использованы результаты работ, полученные при выполнении программы HiTech (передовая технология).

Вентилятор — одноступенчатый с полыми рабочими лопатками малого удлинения из титанового сплава без противовибрационных полок. По своим геометрическим параметрам и технологии изготовления подобен вентилятору ТРДД Роллс-Ройс RB.211-535E4. На одном валу с вентилятором расположена подпорная ступень, за которой предусмотрен постоянный перепуск воздуха для обеспечения запаса по ГДУ и удаления пыли из воздуха перед его входом в компрессор.

Компрессор — 10-ступенчатый с регулируемыми НА первых четырех ступеней. Смоделирован с компрессора ТРДД RJ.500.

Камера сгорания — кольцевая с малым выбросом загрязняющих атмосферу веществ. Конструкция и технология изготовления разработаны фирмой Pratt-Уитни.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая с охлаждаемыми лопатками обеих ступеней. При ее изготовлении фирма Pratt-Уитни применит монокристаллические рабочие лопатки и диски рабочих колес, изготовленные методом порошковой металлургии. Технология изготовления деталей турбины бу-

дет подобна применяемой фирмой Pratt-Уитни при производстве ТРДД PW 2037.

Турбина вентилятора — 5-ступенчатая. По геометрическим параметрам и конструктивному решению подобна соответствующей турбине ТРДД PW 2037, однако диаметр ее изменен для согласования работы турбины и вентилятора.

Система управления — электронная. Будет разрабатываться по контракту фирмой, не входящей в консорциум JAEC.

Мотогондола — интегрированная. Рассчитана на малое внешнее сопротивление за счет снижения интерференции системы крыло — пylon — мотогондола (фирма Роллс-Ройс) и малые внутренние потери при обтекании поверхностей внутреннего контура (фирма Pratt-Уитни).

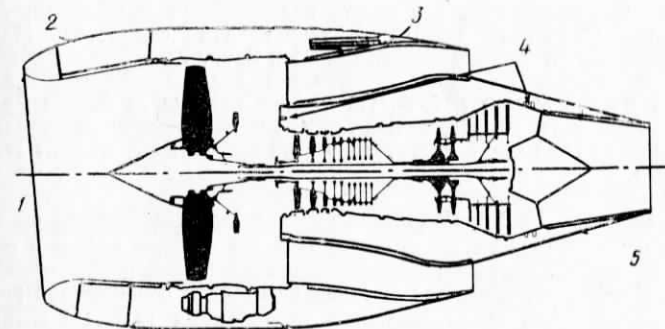


Схема двигателя V.2500 в гондоле.

1—ЗПК на стенках входного устройства; 2—композиционный материал; 3—реверсивное устройство решетчатого типа; 4—узлы крепления двигателя; 5—ЗПК на стенках выходного устройства.

Эксплуатационная технологичность. Двигатель будет состоять из двух основных модулей: вентилятор — компрессорная секция (ответственный изготовитель фирма Роллс-Ройс) и секция «горячей» части (фирма Pratt-Уитни). Окончательная сборка двигателя будет выполняться на заводах этих фирм в г. Ист-Хартфорде фирмой Pratt-Уитни и в г. Дерби фирмой Роллс-Ройс.

Состояние развития. В разработке. Программа разработки двигателя рассчитана на 54 месяца.

В соответствии с соглашением объединение JAEC будет разрабатывать и производить вентилятор, фирма Роллс-Ройс — компрессорную секцию (30 и 23% всего объема работ, соответственно), фирма Pratt-Уитни — диффузор, камеру сгорания и секцию турбины в.д. (30%), фирма MTU — секцию турбины н.д. и выходную часть двигателя (11%), а фирма Фиат Авиационе — коробку приводов агрегатов (6%).

Стоимость. По предварительной оценке затраты на разработку и доводку двигателя превысят 1 млрд. долл., включая расходы в течение трех лет после сертификации, а с учетом затрат на запуск двигателя в серийное производство и на технологическое оборудование — 1,5 млрд. долл.

Стоимость двигателя с гондолой предварительно определена в 3,6 млн. долл. при условии, что будет продано 3000 двигателей.

СНЕСМА/ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДД
ФРАНЦИЯ — США

CFM.56-2¹

Малолитражный двухвальный ТРДД

$R = 10\,900 \text{ кгс}$ (до $t_n = 30^\circ\text{C}$)	} взлетный режим при $H=0, M_n=0$
$C_{уд} = 0,36 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	
$G_{вс} = 375 \text{ кг/с}$	
$m = 6^\circ$	
$\pi_{кс} = 26$	} крейсерский режим при $H=9,1 \text{ км}, M_n=0,8$
$T_r^* = 1530^\circ\text{K}$	
$T_{г\text{ макс}}^* = 1595^\circ\text{K}$ (в жаркий день)	
$R = 2880 \text{ кгс}$	
$C_{уд} = 0,65 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	
$D_{в} = 1730 \text{ мм}$	
$D_{дв} = 1830 \text{ мм}$	
$L_{дв} = 2430 \text{ мм}$	
$M_{дв} = 2095 \text{ кг}$	
$\gamma_{дв} = 0,192 \text{ кг/кгс}$	

ТРДД CFM.56-2 является первой серийной модификацией исходного ТРДД CFM.56 и предназначен для дозвуковых 130—200-местных пассажирских самолетов. Он имеет следующие преимущества перед серийными ТРДД такого же класса тяги: лучшая экономичность, более низкие уровни шума и выброса загрязняющих веществ, меньшая удельная масса, высокая стойкость к повреждениям при попадании посторонних предметов и способность работать при повышенных температуре газа перед турбиной, частоте вращения и уровне вибрации.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, с 44 рабочими лопатками из титанового сплава. Передняя часть конического обтекателя выполнена из композиционного материала, задняя — из алюминиевого сплава. Рабочие лопатки с утолщенной передней кромкой снабжены концевыми бандажными полками с тремя гребешками, образующими сплошные кольцевые выступы. Для крепления лопаток во втулке используется хвостовик типа «ласточный хвост», проставка и фиксатор. Лопатки направляющего аппарата — из алюминиевого сплава. Корпус вентилятора состоит из коль-

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 168—175.

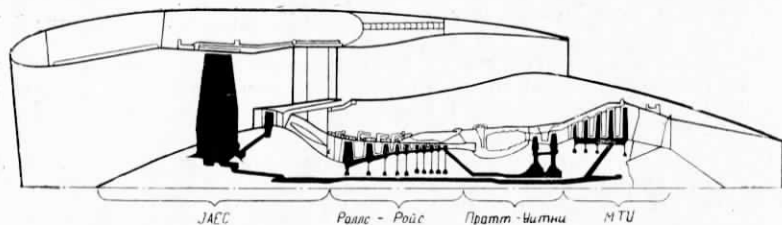


Схема распределения производства узлов двигателя V.2500 между фирмами JAEC, Роллс-Ройс, Пратт-Уитни и MTU.

Применение. Предназначается для новых пассажирских 150-местных самолетов (Эрбас Индустри А.320), а также для самолетов Макдоннелл Дуглас MD-80 (разных модификаций) и Боинг 7-7.

В качестве летающей лаборатории предлагается самолет Макдоннелл Дуглас MD-80 (DC-9). По мнению президента фирмы Роллс-Ройс, в ближайшие 20 лет потребуется не менее 5000 двигателей тягой в классе 10 000 кгс, и двигатели V.2500 составят 50—60% от этого количества.

Этапы развития

Сентябрь 1983 г. Подписано окончательное соглашение об образовании международного консорциума IAE. Соглашение войдет в силу после одобрения его соответствующими правительствами и правлениями фирм.

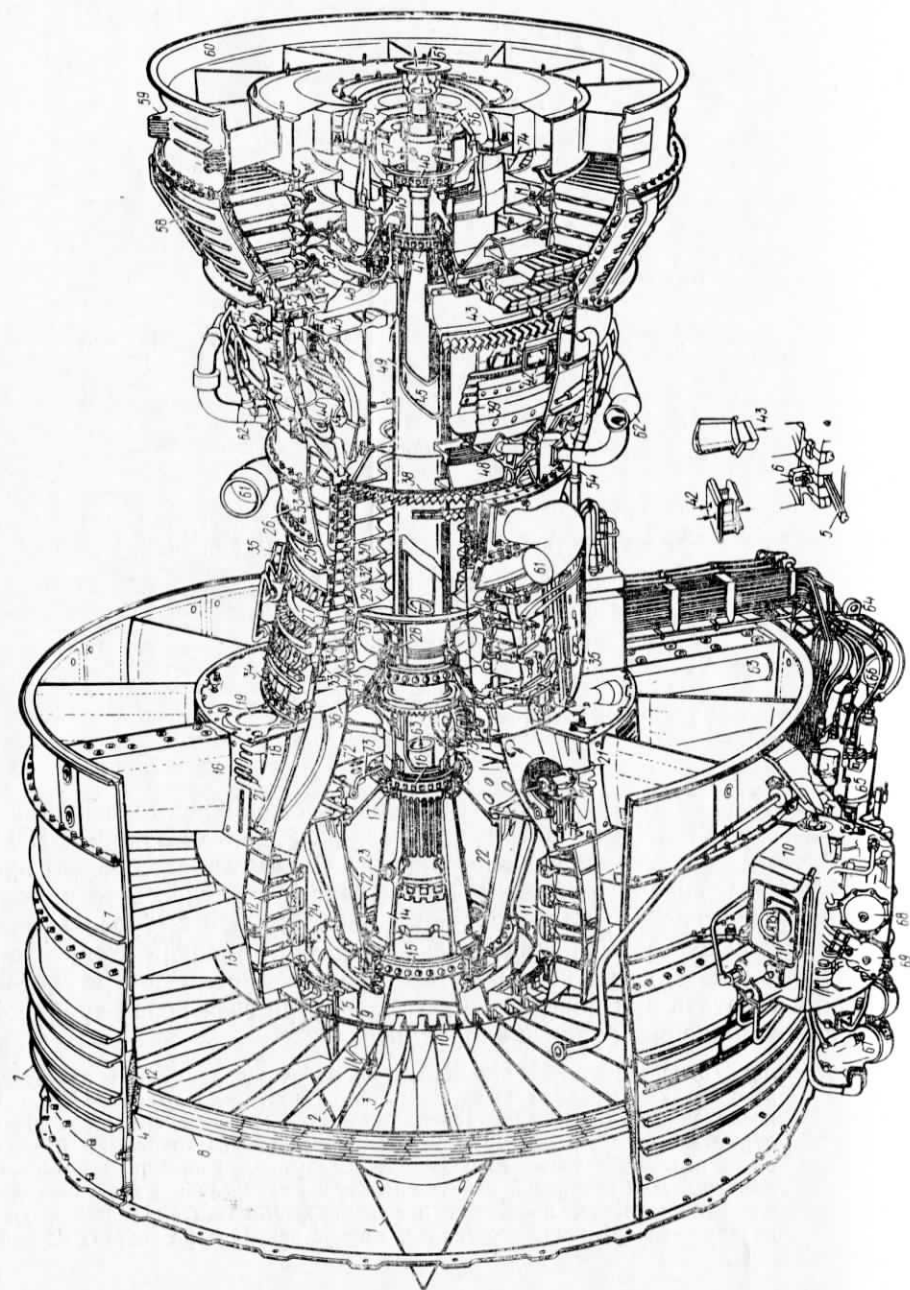
Ноябрь. Министерство юстиции США дало официальное разрешение на организацию международного консорциума IAE. На новом стенде 131E фирмы Роллс-Ройс испытывался опытный образец газогенератора двигателя IAE V.2500.

Декабрь. Опубликованы схемы и основные параметры двигателя V.2500. Приведены его дроссельные характеристики в сравнении с другими двигателями.

1984 г. Продолжение разработки двигателя V.2500.

1986 г. Планируется испытать первые два опытных двигателя на стендах завода фирмы Роллс-Ройс в Дебри и завода фирмы Пратт-Уитни в Ист-Хартфорде. Последующие опытные образцы двигателя будут направлены для испытаний другим фирмам — участникам консорциума IAE. В программе доводки предполагается использовать 12 двигателей.

1988 г. Подготовка двигателей к сертификации и к поставке.



Общий вид ТРДД CFM56-2 с частичным вырезом.

1—передняя часть конусного обтекателя из легкого сплава; 2—задняя часть конусного обтекателя из легкого сплава; 3—рабочие лопатки вентилятора из титанового сплава; 4, 12, 27—уплотнение радиального зазора на основе прирабатываемого материала; 5—проставка, удерживающая лопатки; 6—фиксатор лопаток; 7—сварной корпус из нержавеющей стали; 8—бандажная полка лопатки рабочего колеса вентилятора; 9—диск рабочего колеса вентилятора, выполненный из титанового сплава; 10—хвостовик типа «ласточкин хвост» с покрытием «Молибдат-254»; 11—3 подпорные ступени; 13—лопатки направляющего аппарата из алюминия; 14—вал вентилятора; 15—передний радиально-упорный подшипник вала каскада н.д.; 16—роликовый подшипник вала вентилятора; 17—датчик частоты вращения вала каскада н.д.; 18—сварной промежуточный корпус; 19—передний узел крепления двигателя; 20—клапаны перепуска воздуха н.д.; 21—тяга привода клапанов перепуска; 22—передний масляный сборник; 23—воздушно-масляный отделитель; 24—подвод воздуха на наддув уплотнения маслоборника; 25—разъемный корпус компрессора, выполненный из титанового сплава; 26—задняя часть корпуса, выполненная из стали; 28—передний вал каскада в.д., выполненный из титанового сплава; 29—хвостовик типа «ласточкин хвост» с дробеструйным упрочнением и покрытием; 30—стальные диски; 31—лопатки из титана (1—3-й ступени); 32—лопатки из стали (4—9-й ступени); 33—ребро жесткости; 34—поворотные лопатки НА; 35—силовой привод НА; 36—поворотные лопатки ВНА; 37—хвостовик типа «ласточкин хвост» с дробеструйным упрочнением и покрытием; 38—рабочие лопатки компрессора; 39—жаровая труба из двух механически обработанных кольцевых секций; 40—топливные форсунки низкого давления с регулируемым отверстием большого диаметра; 41—топливный трубопровод с двойной стенкой; 42—статор турбины в.д., охлаждаемый воздухом, отбираемым за компрессором; 43—рабочие лопатки турбины в.д.; 44—система активного управления радиальным зазором в турбине в.д.; 45—вал н.д.; 46—задний подшипник вала каскада н.д.; 47—задний подшипник вала каскада в.д.; 48—лабиринтное уплотнение; 49—отбор воздуха от подпорных ступеней на охлаждение подшипника турбины; 50—трубки отвода охлаждающего воздуха; 51—канал выпуска охлаждающего воздуха и суфлирования маслоотстойника; 52—турбина вентилятора; 53—коллектор для отбора воздуха из 5-й ступени компрессора; 54—трубка подвода воздуха от 5-й ступени на охлаждение корпуса в.д.; 55—сопловые лопатки 1-й ступени турбины н.д., охлаждаемые воздухом, отбираемым из 5-й ступени компрессора; 56—задний маслоборник; 57—воздушно-масляный отделитель; 58—система подвода воздуха из наружного контура на охлаждение корпуса турбины н.д.; 59—проушины заднего узла крепления двигателя; 60—сварной заглушечный корпус; 61—отбор воздуха из 5-й ступени компрессора для самолетных нужд; 62—отбор воздуха за компрессором для охлаждения привода ручной прокрутки ротора; 63—вал привода агрегатов; 64—коробка приводов агрегатов; 65—топливный насос и топливный регулятор; 66—заглушка привода; 67—масляный насос, масляный фильтр, магнитный датчик; 68—масляно-топливный теплообменник; 69—автоматический подогреватель топлива; 70—масляный бак; 71—масляный фильтр; 72—система подвода масла; 73—масляная форсунка; 74—трубка слива масла.

цевых секций из нержавеющей стали; задняя часть корпуса соединена с корпусом подшипника вала 12 радиальными стойками. Подпорные ступени — 3. Ротор — цельный, барабанного типа из титанового сплава.

Компрессор — 9-ступенчатый, с регулируемыми ВНА и НА первых 3 ступеней и рабочими лопатками малого удлинения. Лопатки всех НА — стальные. Рабочие лопатки 1—3-й ступеней выполнены из титанового сплава, 4—9-й ступеней — из стали. Они крепятся хвостовиками типа «ласточкин хвост» с дробеструйной обработкой и защитным покрытием. Лопатки первых 3 ступеней крепятся в продольных пазах, а остальные лопатки — в кольцевых пазах. Все лопатки 1-й ступени имеют ребра жесткости, занимающие 3/4 ширины пера. Кромки рабочих лопаток выполнены со срезами ($H_{ср} = 3,2$ мм) по профильной части со стороны корыта для улучшения приработки. Барабан ротора состоит из 4 узлов. Диски свариваются методом инерционной сварки, затем титановые диски 1—2-й ступеней и стальные диски 4—9-й ступеней крепятся болтами к титановому диску 3-й ступени, соединенному с передним валом из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, жаровая труба двухсекционная с пленочным охлаждением. В настоящее время струйные форсунки заменяются двухконусными (dual cone) форсунками.

Турбина компрессора — одноступенчатая. Для устранения случаев засорения каналов охлаждения, выявленных в начальный период эксплуатации, было введено сверление в торце лопатки над каналами охлаждения передней кромки 13 прямых отверстий вместо 10 наклонных в исходной схеме. При предельно допустимых значениях $T_{г*}$ средние температуры металла рабочих и сопловых лопаток на $\sim 55^\circ\text{C}$ ниже, чем у существующих двигателей с большой степенью двухконтурности. В турбине применена система активного управления радиальными зазорами, в которой для охлаждения корпуса турбины использован воздух, отбираемый из 5-й и 9-й ступеней компрессора.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая. Для уменьшения радиальных зазоров корпус турбины постоянно охлаждается воздухом, отбираемым из наружного контура. В турбине охлаждаются только сопловые лопатки 1-й ступени; охлаждающий воздух отбирается из 5-й ступени компрессора, он также используется для охлаждения диска 1-й ступени и вентиляции внутренней полости ротора. Рабочие лопатки всех ступеней бандажированы.

Выходное устройство — включает два отдельных сопла — наружного и внутреннего контуров, представляющие собой каналы с шумопоглощающим покрытием, которые образуют суживающиеся сопла с центральным телом.

Привод агрегатов. Коробка приводов агрегатов изготавливается фирмой Испано-Сюиза и включает систему зубчатых передач и 8 выходных приводных валов. Общая величина отбираемой мощности — 450 л.с. при частоте вращения первичного приводного вала — 20 000 об/мин. Все агрегаты крепятся на фланцах коробки приводов агрегатов с помощью т.н. «вставного» быстроразъемного соединения и могут заменяться по отдельности (кроме топливного насоса).

Реверсивное устройство — решетчатого типа фирмы Испано-Сюиза. Установлено в наружном контуре. Неподвижная часть устройства состоит из стального обтекателя, образующего внутреннюю стенку канала наружного контура, корпуса, в котором установлены секции отклоняющих решеток, шарниров крепления реверсивного устройства, 4 синхронно действующих силовых гидроцилиндров и направляющих для подвижных элементов. Неподвижная часть устройства крепится к двигателю с помощью переходного кольца, присоединенного болтами к за турбинному корпусу. К подвижным элементам относятся: наружный обтекатель канала вентилятора, изготовленный из алюминиевого сплава, и 8 блокирующих створок. Время раскрытия створок — 2 с, закрытия — 4 с. Степень реверсирования — 18%.

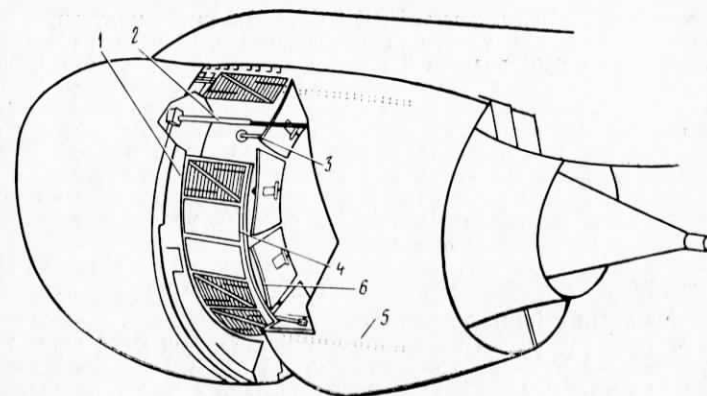


Схема реверсивного устройства ТРДД CFM.56.

1—переходное кольцо; 2—гидравлический цилиндр (4 шт.); 3—тяга привода блокирующих створок; 4—секция отклоняющей решетки (24 шт.); 5—направляющая; 6—блокирующая створка (8 шт.).

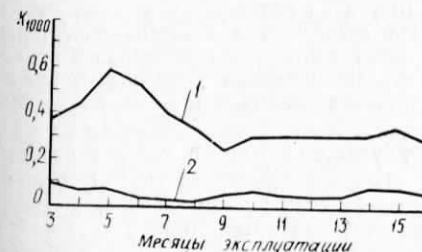
Система управления — гидромеханическая с электронным корректором: гидромеханический топливный регулятор фирмы Вудворд и аналоговое электронное устройство, одной из функций которого является ограничение $T_{г* \text{ макс}}$, что увеличивает ресурс турбины.

Масляная система — замкнутая, без редуцирования давления в нагнетательном трубопроводе.

Пусковая система. Воздушный турбостартер ATS 100-403V фирмы Гэрритт на самолетах DC-8-70 и электростартер на самолетах-топливозаправщиках KC-135.

Эксплуатационные данные. На самолетах DC-8-70 ТРДД CFM.56-2 эксплуатируется при пониженной тяге ~ 9980 кгс, что позволяет снизить $T_{г*}$ на 50°K . Уровень шума самолета DC-8-71 с ТРДД CFM.56-2 составляет: при заходе на посадку ~ 96 дБ, сбоку от ВПП 93 дБ, при взлете ~ 95 дБ. Выброс NO_x и CO снижен.

Надежность. За 1,5 года эксплуатации (с апреля 1982 г.) ТРДД CFM.56-2 на самолетах DC-8-70 $K_{д.с.д. 1000} = 0,28$, $K_{в.п. 1000} = 0,06$, надежность вылета самолетов составляет 99,7%.



Изменение показаний надежности ТРДД CFM.56-2 за 16 месяцев эксплуатации.

1—частота съёмов двигателя для цехового осмотра и ремонта; 2—частота выключений двигателя в полете.

Наработка. На конец сентября 1983 г. суммарная наработка ТРДД CFM.56-2 составила 309 000 ч, наибольшая наработка одного из двигателей — 3822 ч.

Эксплуатационная технологичность. ТРДД CFM.56-2 имеет модульную конструкцию и отличается удобством обслуживания. Замена рабочих лопаток вентилятора производится без съема двигателя с самолета, корпус компрессора выполнен разъемным, в зоне всех ступеней компрессора имеются отверстия для ввода бороскопа, замена рабочих лопаток производится без разборки ротора. На корпусе камеры сгорания имеются 6 отверстий для бороскопического осмотра, что позволяет обследовать ее без разборки двигателя. Для облегчения доступа к внутренним узлам двигателя корпус реверсивного устройства разделен на 2 половины, закрепленные шарнирно на пилоне. Они могут быть подняты вверх с помощью гидравлического привода.

Состояние развития. Серийный. Ежемесячный выпуск ~20 двигателей. На конец 1983 г. изготовлено и поставлено около 400 двигателей.

Стоимость двигателя ~1,2 млн. долл.

Применение. Эксплуатируется на пассажирских самолетах DC-8 серии 70. Предназначается для замены двигателей на самолетах-топливозаправщиках KC-135 ВВС США и C-135F ВВС Франции, а также предлагается для установки на самолеты стратегической связи E-6A ВМС США.

Этапы развития

Август 1981 г. Начало летных испытаний на самолете DC-8-70.

Апрель 1982 г. Сертификация ТРДД CFM.56-2 на самолете DC-8-71.

Начало эксплуатации ТРДД CFM.56-2 на самолете DC-8-71.

Август 1982 г. Начало летных испытаний на самолете KC-135.

1984 г. Начало поставок самолетов KC-135 с ТРДД CFM.56-2.

Модификации

CFM.56-2B1. $R_{вз} = 9990$ кгс. Предназначен для переоборудования самолетов-топливозаправщиков KC-135, в 1982—1983 гг. проходил летные испытания.

CFM.56-2C1. $R_{вз} = 9990$ кгс. Эксплуатируется на самолетах DC-8-70.

CFM.56-2D1. $R_{вз} = 9980$ кгс, $m = 6,08$, $R_{кр} = 2300$ кгс, $C_{уд.кр} = 0,635$ кг/кгс·ч (при $H = 10,7$ км, $M_n = 0,8$, МСА), $D_v = 1730$ мм, $D_{дв} = 1780$ мм, $L_{дв} = 2430$ мм, $M_{дв} = 2120$ кг. Предлагался для самолета B.707.

CFM.56-2K1 — с усовершенствованным газогенератором и улучшенным на 2—3% удельным расходом топлива. Предлагался для самолета A.320, проект не был принят.

CFM.56-2K2. $R_{вз} = 11\,350$ кгс, $m = 5,6$, $\pi_{кз} = 30,6$, удельный расход топлива на взлетном режиме на 10% и на крейсерском режиме на 7% меньше, чем у ТРДД CFM.56-2. По сравнению с базовым двигателем предполагалось улучшить конструкцию вентилятора и турбины, применить новые лопатки и улучшить аэродинамическое согласование между ступенями в компрессоре. Предлагался для самолета A.320, но не был принят.

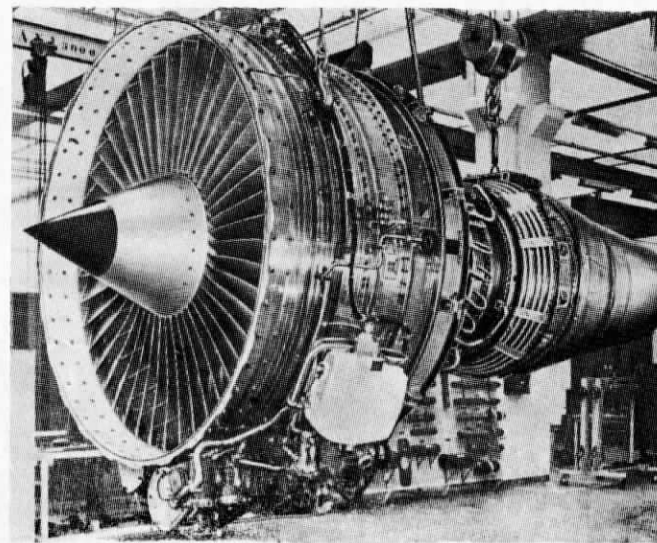
CFM.56-2000. $R_{вз} = 11\,350$ кгс, удельный расход топлива на 10% ниже, чем у ТРДД CFM.56-2. Предполагалось добавить 1 ступень в турбину компрессора и 1—2 ступени в турбину вентилятора, а также применить новый вентилятор, в конструкции которого использовать результаты работ по ТРДД E³. Предлагался для нового 150-местного самолета. Проект отложен.

СNECMA/ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДД
ФРАНЦИЯ — США

CFM.56-3

Малолучный двухвальный ТРДД



$R = 9080$ кгс	} взлетный режим при $H = 0$, $M_n = 0$
$C_{уд} = 0,37$ кг/кгс·ч	
$G_{вз} = 297$ кг/с	
$m = 5,0$	
$\pi_{кз} = 22,6$	} крейсерский режим при $H = 9,1$ км, $M_n = 0,8$
$R = 2530$ кгс	
$C_{уд} = 0,65—0,66$ кг/кгс·ч	
$D_v = 1520$ мм	
$D_{дв} = 1625$ мм	
$L_{дв} = 2360$ мм	
$M_{дв} = 1940$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,214$ кг/кгс	

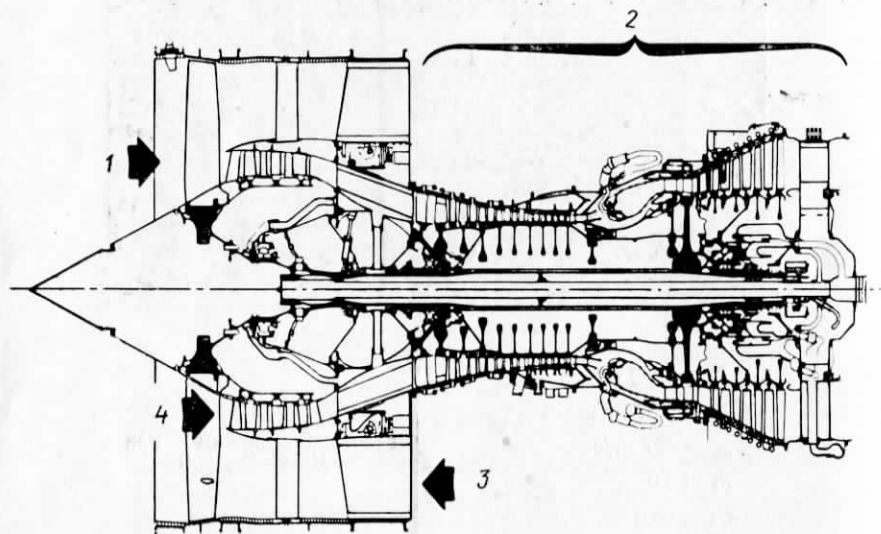
ТРДД CFM.56-3 разработан на основе ТРДД CFM.56-2 и предназначен для эксплуатации на ближних магистральных самолетах.

Его газогенераторная часть подобна газогенераторной части ТРДД CFM.56-2, а весь двигатель имеет степень общности с базовым ТРДД 90%.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, смоделированный с вентилятора ТРДД CF6-80. Диаметр вентилятора уменьшен в связи с меньшей потребной тягой самолетов типа В.737-300.

Вместо диска с укороченным полотном, используемого в ТРДД CFM.56-2, применен диск обычной формы с уменьшенным диаметром отверстия. 38 рабочих лопаток имеют противовибрационные полки, расположенные на среднем радиусе.

По конструкции внутренний корпус вентилятора ТРДД CFM.56-3 подобен ТРДД CFM.56-2, тогда как конструкция наружного корпуса вентилятора и удерживающего кольца изменена в соответствии с уменьшением диаметра. Снижение нагрузки на корпус позволило уменьшить число силовых стоек в канале вентилятора с 12 до 8. Подпорные ступени — 3, с направляющими лопатками, имеющими малое удлинение. Угол установки лопаток подпорных ступеней изменен по сравнению с базовым двигателем.



Схематический разрез ТРДД CFM.56-3.

1—вентилятор ТРДД CF6-80 уменьшенного размера; 2—газогенераторная часть и турбина вентилятора такие же, как у ТРДД CFM.56-2; 3—новый наружный корпус вентилятора с узлами крепления и удерживающим кольцом; 4—модифицированные подпорные ступени.

Компрессор — 9-ступенчатый, подобен ТРДД CFM.56-2.

Камера сгорания — кольцевая, подобна ТРДД CFM.56-2.

Турбина компрессора — одноступенчатая, охлаждаемая, с высоким к.п.д. и повышенным ресурсом.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая с охлаждаемым сопловым аппаратом 1-й ступени.

Привод агрегатов. Вал отбора мощности у ТРДД CFM.56-3 для самолета В.737-300 смещен влево, на 60° по часовой стрелке, а конец вала расположен на 265 мм выше, чем у ТРДД CFM.56-2. Коробка приводов и агрегаты соответственно смещены с учетом овальной формы гондолы, что обеспечивает необходимое расстояние до земли при установке двигателя на самолет В.737-300 и делает возможным установку двигателя на самолет DC-9.

Система управления — оптимизирована для условий эксплуатации самолета В.737-300. На самолетах В.737-300 с ТРДД CFM.56-3 будут применены автодрессели STS 10 фирмы Смите.

Пусковая система. Воздушный турбостартер, установленный на коробке приводов агрегатов.

Эксплуатационные данные. Двигатель может эксплуатироваться при пониженных значениях параметров. ТРДД CFM.56-3 обеспечивает пониженные значения уровня шума самолета В.737-300, а именно: 88 дБ при взлете (вместо 90,5 дБ по нормам ФАУ США); 91 дБ сбоку от ВПП (вместо 96 дБ); 97 дБ при заходе на посадку (вместо 100 дБ).

Ресурс и наработка. На конец марта 1983 г. стендовая наработка 4 опытных ТРДД CFM.56-3 составила 850 ч (наработка одного из двигателей составила 3000 имитированных летных циклов). Ко времени ввода ТРДД CFM.56-3 в эксплуатацию наработка его в процессе испытаний должна составить ~20 000 циклов и 6000 ч.

Эксплуатационная технологичность. Предусмотрен осмотр всех узлов двигателя 6-, 8-, 10-миллиметровыми бороскопами. Стоимость техобслуживания двигателя будет ниже, чем у новых двигателей, так как при вводе его в эксплуатацию будет использован опыт эксплуатации ТРДД CFM.56-2.

Состояние развития. Двигатель сертифицирован в январе 1984 г.

Стоимость. Общая стоимость разработки ТРДД CFM.56-3 составляет ~150 млн. долл.

Применение. Предназначен для переоборудования 140-местного самолета В.737-300 (ТРДД CFM.56-3B1) и предлагается для следующих самолетов: В.737-400 (на 147—154 места), 100-местного В.737-250, DC-9 «Комби» 80 (грузовой вариант и вариант для чартерных перевозок), DC-9 «Супер» 85 и DC-9 «Супер» 30.

Этапы развития

Конец 1979 г. Начало разработки ТРДД CFM.56-3.

Март 1981 г. Начало производства опытных образцов двигателя.

Апрель 1982 г. Начало стендовых испытаний I опытного ТРДД CFM.56-3 в г. Цинциннати.

Июнь 1982 г. Испытания II опытного образца в г. Сакле (с реверсивным устройством), затем испытания по определению уровня шума.

Начало 1983 г. Запуск в производство партии в количестве 100 ТРДД CFM.56-3.

Апрель 1983 г. Испытания на заброс птиц, а затем с имитацией обрыва лопатки вентилятора посредством пиротехнического устройства (IV опытный образец).

Май 1983 г. Начало сертификационных испытаний V опытного образца.

Июнь 1983 г. Летные испытания ТРДД CFM.56-3 на «летающей лаборатории» В.707 (V опытный образец). Окончание 150-часовых ресурсных испытаний ТРДД CFM.56-3.

Июль 1983 г. Испытания на стойкость к ударам при попадании града (VI опытный образец).

Август 1983 г. Заводские испытания 1-го серийного ТРДД CFM.56-3.
 Ноябрь 1983 г. Испытания ТРДД CFM.56-3 с реверсивным устройством на открытом стенде.
 Январь 1984 г. Получение сертификата на ТРДД CFM.56-3.
 Март 1984 г. Начало летных испытаний самолета В.737-300 с ТРДД CFM.56-3.
 Конец 1984 г. Планируемый ввод ТРДД CFM.56-3 в эксплуатацию на самолетах В.737-300.

Модификации

CFM.56-3B1. Тягу на взлетном и максимальном крейсерском режимах предполагается повысить на 7% по сравнению с тягой ТРДД CFM.56-3. Предназначен для самолета В.737-300.

Производство двигателя с увеличенной тягой будет налажено к запланированному сроку начала поставок ТРДД CFM.56-3 для самолетов В.737-300; стоимость двигателя останется прежней.

CFM.56-3 с пониженной тягой, $R=8200-8600$ кгс. Рассматривается для разрабатываемого 100-местного самолета В.737-250.

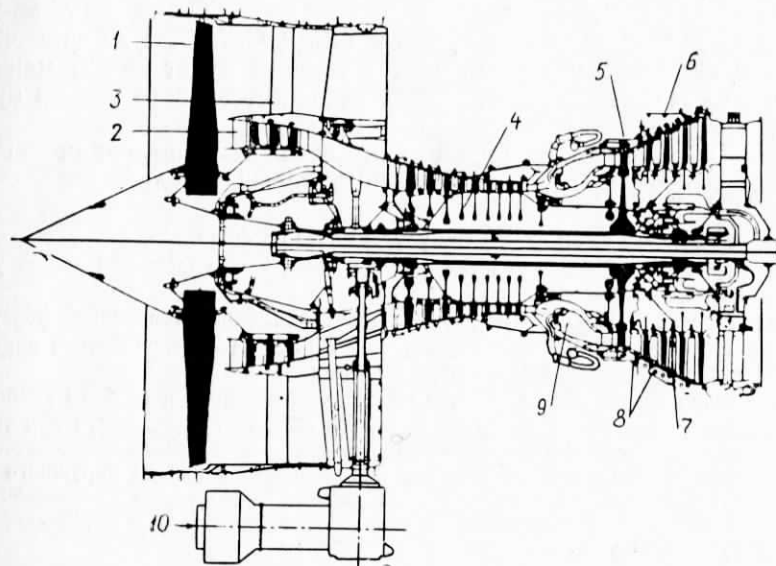
CFM.56-3K2. С новым вентилятором. Предлагался для 150-местного самолета А.320.

СНЕСМА/Д Ж Е Н Е Р А Л ЭЛЕКТРИК

ТРДД
ФРАНЦИЯ — США

CFM.56-4

Маломощный двухвальный ТРДД



Схематический разрез ТРДД CFM.56-4.

1—новый вентилятор с лопатками улучшенного профиля; 2—лопатки ВНА подпорных ступеней; 3—новый спрямляющий аппарат вентилятора; 4—рабочие лопатки компрессора с хвостовиком типа «ласточкин хвост»; 5—рабочие лопатки со сплошными бандажными полками из нового материала, усовершенствованный сопловой аппарат турбины компрессора; 6—корпус турбины вентилятора с пониженным расходом охлаждающего воздуха; 7—крышки с болтовым соединением на корпусе турбины вентилятора; 8—сопловые лопатки с повышенной чистотой поверхности; 9—двухконусные топливные форсунки; 10—модифицированная коробка приводов агрегатов.

$$\left. \begin{aligned} R_{\text{серт}} &= 11\,350 \text{ кгс} \\ R &= 10\,400 \text{ кгс} \quad (\text{до } t_{\text{н}} = 30^\circ\text{C})^1 \\ m &= 6,2 \\ \pi_{\text{кэ}} &= 23,8 \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_{\text{п}}=0 \end{array}$$

$$\left. \begin{aligned} C_{\text{уд}} &= 0,61 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{крейсерский режим, по-} \\ \text{видимому, при } H= \\ = 10,7 \text{ км, } M_{\text{п}}=0,8 \end{array}$$

¹ При эксплуатации на самолете А.320.

$T_{г*} = 1558 \text{ }^{\circ}\text{K}$
 $D_{в} = 1730 \text{ мм}$
 $D_{дв} = 1830 \text{ мм}$
 $M_{дв} = 2120 \text{ кг}^1$
 $\gamma_{дв} = 0,186 \text{ кг/кгс}$

ТРДД CFM.56-4 разрабатывается на основе и с учетом опыта создания двух предыдущих модификаций — ТРДД CFM.56-2 и ТРДД CFM.56-3. Ожидается, что у ТРДД CFM.56-4 по сравнению с ТРДД CFM.56-2 удельный расход топлива будет на 3% меньше, а расход топлива на полет самолета при дальности 925 км будет на 6% меньше.

По сравнению с ТРДД CFM.56-2 в конструкции ТРДД CFM.56-4 будет применяться 10—20% новых деталей.

Вентилятор — новый, с 38 лопатками улучшенного профиля.

Компрессор. Введено новое уплотнение соединения типа «ласточкин хвост» у лопаток компрессора.

Камера сгорания. Применены двухконусные (dual cone) топливные форсунки.

Турбина компрессора. Лопатки изготовлены из сплава с направленной кристаллизацией, сопловой аппарат усовершенствован.

Турбина вентилятора. Расход воздуха на охлаждение корпуса турбины уменьшен.

Реверсивное устройство. Для ТРДД CFM.56-4 фирмой Юрель-Дюбуа при техническом содействии фирмы Испано-Сюиза создан проект четырехстворчатого реверсивного устройства, работающего в канале наружного контура. Устройство, в котором ряд деталей выполнен из композиционных материалов, обеспечивает степень реверсирования тяги наружного контура более 40%.



Макет реверсивного устройства для ТРДД CFM.56-4 на самолете А.320.

Привод агрегатов. Коробка приводов агрегатов модифицирована.

Система управления. Предполагается применить электронную цифровую систему типа FADEC.

Эксплуатационные данные. На самолете А.320 двигатель будет эксплуатироваться при тяге 10 400 кгс; применение его на данном самолете обеспечит 19%-ную экономию расхода топлива по сравнению с самолетом В.727-200, который будет заменен самолетом А.320 в конце 1980-х гг.

Состояние развития. В разработке.

Стоимость. Стоимость разработки двигателя, включая разработку САУ типа FADEC, составит 300 млн. долл. Предварительная цена ТРДД CFM.56-4 равна 2,3 млн. долл.

Применение. Предлагается для нового 150-местного пассажирского самолета А.320 (ТРДД CFM.56-4A1).

Этапы развития

Конец 1982 г. Завершение разработки проекта ТРДД CFM.56-4.

Январь 1985 г. Начало стендовых испытаний двигателя.

Декабрь 1985 г. Поставка двигателя для летных испытаний.

Октябрь 1986 г. Сертификация и поставки первых двигателей для установки на самолеты А.320.

Начало 1988 г. Ввод двигателя в эксплуатацию на самолете А.320.

Модификация

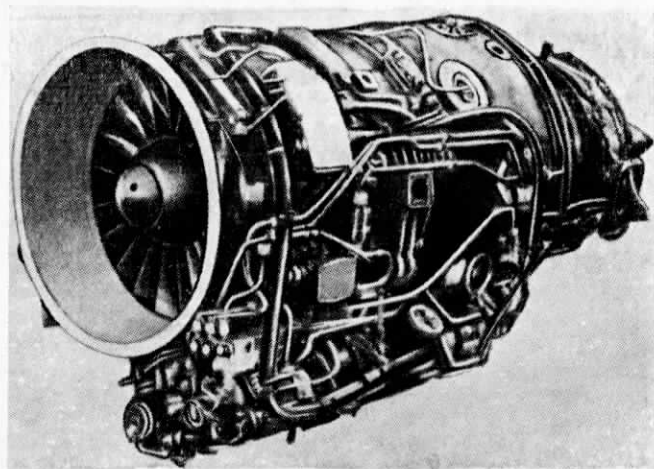
CFM.56-4A1. $R_{вз} = 10\ 400 \text{ кгс}$. Предполагается дополнительно снизить удельный расход топлива. Предлагается для самолета А.320 и оптимизирован для данного применения.

¹ Масса двигателя с САУ типа FADEC составляет 2150 кг.

SNECMA — ТУРБОМЕКА — MTU — KHD

„ЛАРЗАК“ 04-C20

Двухвальный ТРДД



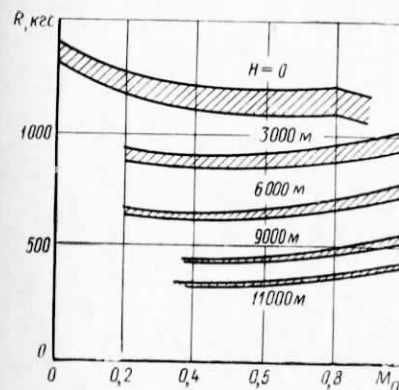
Внешний вид ТРДД «Ларзак» 04-C20.

$R = 1450$ кгс	} взлетный режим при $H=0, M_n=0, MCA$
$C_{уд} = 0,746-0,76$ кг/кгс·ч	
$n_{нд} = 17\ 800$ об/мин	
$n_{в.д} = 23\ 260$ об/мин	
$G_{нз} = 28,6$ кг/с	
$m = 1,038$	
$\pi_{кз} = 11,13$	$L_{дв} = 1180$ мм
$T_r^* = 1433$ °K	$M_{дв} = 302$ кг
$D_{дв} = 602$ мм	$\gamma_{дв} = 0,208$ кг/кгс

Более мощная модификация серийного ТРДД «Ларзак» 04-C6¹, имеющая одинаковые с ним габаритные размеры и внешний облик. Ниже приведены основные усовершенствования, внесенные в ТРДД «Ларзак» 04-C20.

¹ Описание ТРДД «Ларзак» 04 дано в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1978, с. 132—143.

ТРДД
ФРАНЦИЯ — ФРГ



Сравнение тяговых характеристик ТРДД «Ларзак» 04-C20 (верхние кривые) и серийного ТРДД «Ларзак» 04-C6.

Компрессор. Применены новые рабочие лопатки для увеличения на 4% расхода воздуха через газогенератор.

Турбина компрессора. Применены новые рабочие лопатки, изготовленные методом литья с направленной кристаллизацией, и улучшена система их охлаждения, благодаря чему T_r^* повышена на 33 °K. Внесены изменения в сопловой аппарат, рассчитанный на повышенный расход газа.

Турбина вентилятора. Сопловой аппарат усовершенствован в связи с повышением расхода газа через турбину.

Реактивное сопло — модифицировано.

Топливная система. Применен новый топливный насос в.д., рассчитанный на увеличенную подачу топлива.

Эксплуатационная технологичность. Обеспечена взаимозаменяемость ТРДД «Ларзак» 04-C20, его модулей и отдельных деталей с ТРДД «Ларзак» 04-C6. Из восьми модулей ТРДД «Ларзак» 04-C20 только два существенно отличаются от модулей базовой модификации: модуль компрессора и модуль турбины.

Состояние развития. Завершается стендовая и летная доводка.

Применение. Предназначен для франко-западногерманского тренировочного (разведывательного) самолета Дассо-Бреге/Дорнье «Альфа Джет».

Этапы развития.

1981 г. Принятие фирмами SNECMA и Турбомека решения о начале разработки ТРДД «Ларзак» повышенной тяги.

Март 1982 г. Начало стендовых испытаний первого опытного ТРДД «Ларзак» 04-C20 на стенде фирмы Турбомека.

1982 г. Стендовые испытания трех опытных образцов ТРДД «Ларзак» 04-C20.

Август 1982 г. Окончание 50-часовых квалификационных испытаний двигателя № 4 и получение свидетельства о годности к полетам.

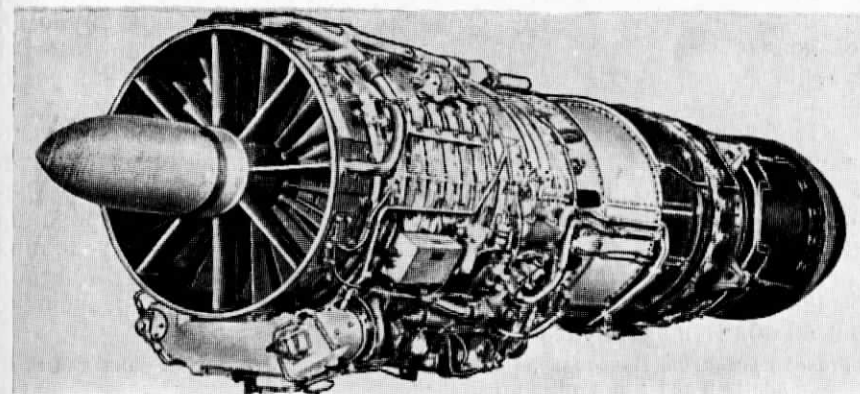
Октябрь 1982 г. Подписание соглашения между фирмами SNECMA, Турбомека, KHD и MTU о разработке в полном объеме и производстве ТРДД «Ларзак» 04-C20.

Декабрь 1982 г. Начало летных испытаний ТРДД «Ларзак» 04-C20 на «летающей лаборатории» «Альфа Джет».

Сентябрь 1983 г. Сертификация двигателя по завершении 150-часового длительного испытания на стенде.

Середина 1984 г. Начало серийного производства двигателя.

ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

J79-GE-119¹

Общий вид ТРД J79-GE-119

$R = 5350 \text{ кгс}$	} взлетный режим при $H=0, M_{\text{п}}=0, \text{ МСА}$
$C_{\text{уд}} = 0,85 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$	
$R^{\Phi} = 8080-8500 \text{ кгс}^2$	
$C_{\text{уд}}^{\Phi} = 1,83-1,98 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^2$	
$G_{\text{в}} = 77,2 \text{ кг/с}$	
$\pi_{\text{к}} = 13,5$	
$T_{\text{г}}^* = 1311^{\circ}\text{К}$	
$R = 1180 \text{ кгс}$	} $H=10,7 \text{ км}, M_{\text{п}}=0,9, \text{ МСА}$
$n = 7839 \text{ об/мин}$	
$C_{\text{уд}} = 0,98 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$	
$R = 2420 \text{ кгс}$	} $H=10,7 \text{ км}, M_{\text{п}}=1,2, \text{ МСА}$
$C_{\text{уд}} = 1,09 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$	
$R^{\Phi} = 8935-9450 \text{ кгс}^2$	} $H=10,7 \text{ км}, M_{\text{п}}=2, \text{ МСА}$
$C_{\text{уд}}^{\Phi} = 2,05-2,07 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}^2$	
$G_{\text{в}} = 96,2 \text{ кг/с}$	

¹ Подробно описание исходного варианта двигателя J79-GE-17 дано в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1971, с. 212—213.

² Вторая цифра относится к показателю на режиме дополнительного форсирования.

$D_{дв} = 991$ мм

$L_{дв} = 5308$ мм

$M_{дв} = 1750$ кг

$\gamma_{дв} = 0,206$ кг/кгс (для режима дополнительного форсирования).

Двигатель имеет 17-ступенчатый осевой компрессор с поворотными лопатками направляющих аппаратов на первых 6 ступенях, трубчато-кольцевую камеру сгорания с 10 жаровыми трубами, 3-ступенчатую турбину с охлаждаемым сопловым аппаратом 1-й ступени, форсажную камеру и регулируемое сверхзвуковое реактивное сопло.

От исходного варианта (ТРДФ J79-GE-17) отличается повышенной надежностью ряда деталей (ресурс двигателя — 1200 ч), введением промежуточного редуктора для привода агрегатов, расположенных вне двигателя, и системы дополнительного форсирования тяги, позволяющей на боевом режиме увеличить тягу в условиях $H=10,7$ км, $M_n=2,0$, МСА на 500 кгс по сравнению с тягой при обычном форсировании. Использование этого режима разрешено во всей области эксплуатации двигателя.

Состояние развития. В доводке. Построено три опытных образца: один для стендовых и два для летных испытаний.

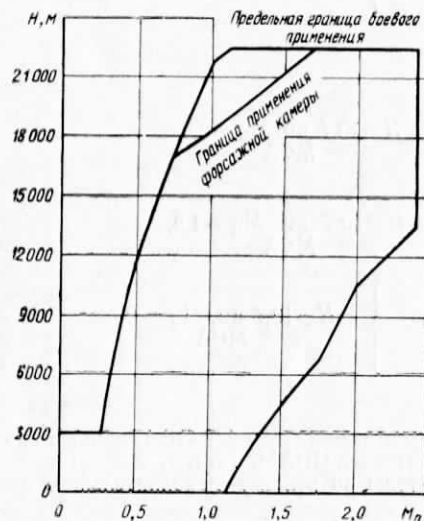
Применение. Предложен для экспортного варианта истребителя Джeneral Дайнемикс F-16/79 (к середине 1983 г. заказов на самолет еще не поступало).

Этапы развития

1980—1981 гг. — летные испытания самолета F-16 с ТРДФ J79-GE-119.

На 1 января 1982 г. было совершено 213 полетов, летная наработка равна 215 ч, а на режиме дополнительного форсирования — 1,5 ч.

На 1 января 1983 г. летная наработка за 315 полетов составила 313 ч.



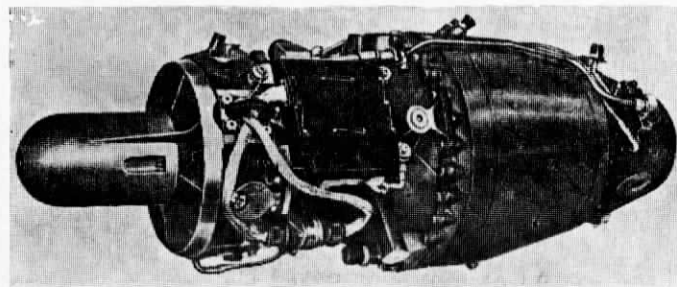
Область полетных эксплуатационных режимов ТРДФ J79-GE-119.

ТЕЛЕДАЙН САЕ

ТРД
США

J402-CA-700 (модель 372-2)

Дешевый малоресурсный ТРД



Общий вид ТРД J402-CA-700

$R = 290$ кгс

$n = 40\,400$ об/мин

$C_{уд} = 1,17$ кг/кгс·ч

$\pi_k = 5,6$

$T_{г*} = 1255$ °К

$D_{дв} = 318$ мм

$L_{дв} = 749$ мм

$M_{дв} = 44$ кг

$\gamma_{дв} = 0,152$ кг/кгс

максимальный режим
при $H=0$, $M_n=0$

Развитие ТРД J402-CA-400¹, который имеет комбинированный 2-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, осевую одноступенчатую турбину и электронную систему управления.

ТРД J402-CA-700 отличается от J402-CA-400 пониженной температурой газа перед турбиной и увеличенным ресурсом (15 ч).

Состояние развития. Серийный.

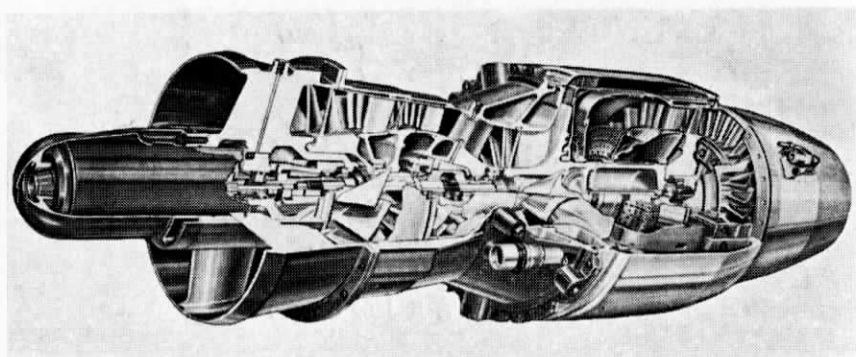
Применение. Мишень с изменяемой скоростью полета Бич MQM-107 и, возможно, крылатая ракета Джeneral Дайнемикс средней дальности класса «воздух — поверхность».

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 226—233.

Модификации

Модель 372-11A. $R=330$ кгс, $C_{уд}=1,26$ кг/кгс·ч, $\pi_k=5,8$. Усовершенствованы осевая ступень компрессора и турбина. В 1983 г. проходил летные испытания. Предназначен для масштабно увеличенной модификации мишени с изменяемой скоростью полета MQM-107.

Модель 373-8. $R=440$ кгс, $C_{уд}=1,03$ кг/кгс·ч, $G_B=6,2$ кг/с, $\pi_k=8,7$, $L_{дв}=914$ мм. Компрессор комбинированный, 3-ступенчатый. Предназначен для мишени ВМС США BQM-P1.



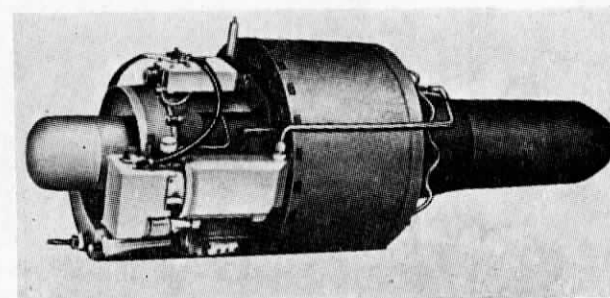
ТРД Теледайн САЕ Модель 373-8 с частичным вырезом.

НОЭЛЬ ПЕННИ

ТРД
АНГЛИЯ

NPT 301

Малоразмерный малоресурсный
одновальный ТРД



Общий вид ТРД NPT 301.

$$R = 136 \text{ кгс (при } H=0)$$

$$n = 40\,500 \text{ об/мин}$$

$$C_{уд} = 1,0-1,03 \text{ кг/кгс·ч}$$

$$G_B = 2,27 \text{ кг/с}$$

$$\pi_k = 4,4-4,5$$

$$T_{г*} = 1130^\circ\text{K}$$

$$D_{дв} = 343 \text{ мм}$$

$$L = 734 \text{ мм (без сопла)}$$

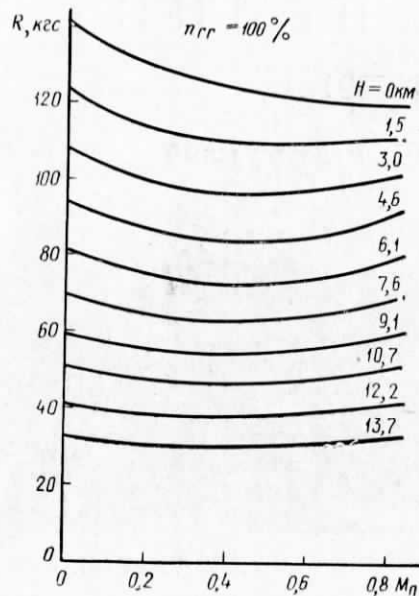
$$M_{дв} = 40 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,294 \text{ кг/кгс}$$

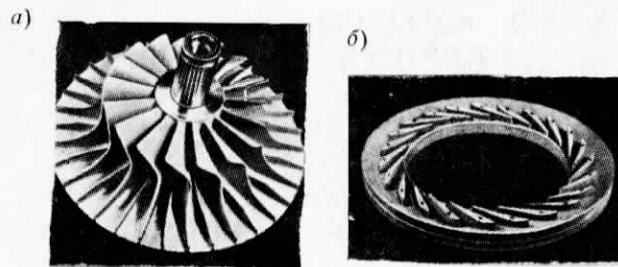
Воздухозаборник — кольцевой.

Компрессор — центробежный, одноступенчатый с трансзвуковым рабочим колесом, имеющим 17 основных радиальных лопаток и 17 промежуточных лопаток. Трехмерный радиальный диффузор имеет 23 лопатки и отличается высоким коэффициентом восстановления давления во всем диапазоне рабочих режимов.

На расчетном режиме компрессоры серийных двигателей имеют адиабатический к.п.д. $\sim 80-81\%$. Их рабочие колеса изготавливаются механической обработкой из поковок алюминиевого сплава RR58. Предполагается использование и литых крыльчаток, выполненных заодно с валом.

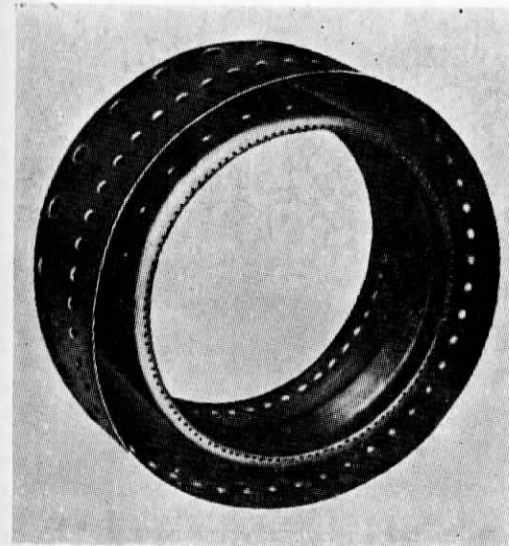


Высотно-скоростные характеристики
ТРД NPT 301 (по данным испытаний
на высотном стенде, МСА).



Элементы центробежного компрессора.
а — рабочее колесо; б — диффузор.

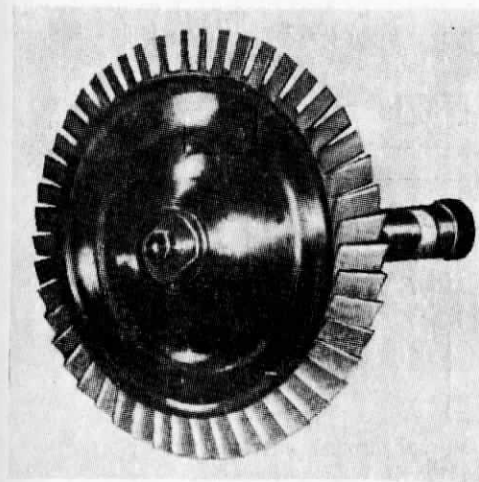
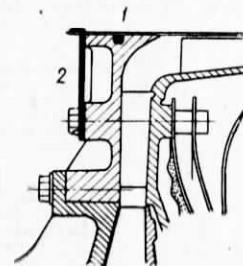
Камера сгорания — кольцевая, противоточная, с испарительными устройствами в виде колпачка с отверстиями (так называемая «перечница» — pererpot). Поле температур на выходе из камеры близко к оптимальному, камера стабильно работает до очень больших высот. Воспламенение осуществляется легко, и двигатель быстро выходит на режим. В креплении корпуса камеры сгорания к передней части корпуса двигателя исключено применение фланца, что обеспечивает уменьшение диаметра двигателя. Для уплотнения используется простое круглое эластичное кольцо.



Жаровая труба камеры сгорания.

Крепление наружного корпуса камеры сгорания.

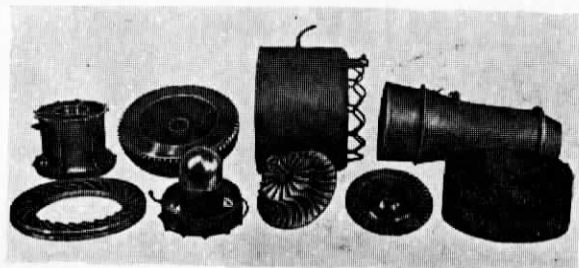
1 — наружный корпус;
2 — лента крепления.



Ротор турбины.

Турбина — осевая, одноступенчатая, является модификацией турбины автомобильного ГТД, разработанного фирмой Ноэль Пенни. К.п.д. исходной турбины на расчетном режиме (по результатам холодных испытаний) составляет 91,4%.

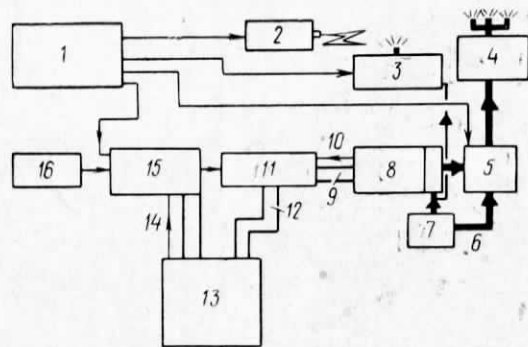
У турбин серийных ТРД NPT 301 радиальный зазор над рабочими лопатками увеличен с тем, чтобы избежать поломки лопаток при внезапном погружении двигателя в воду вскоре после его остановки (при спасении ДПЛА). Для компенсации связанного с увеличением зазора снижения к.п.д. применено регулирование зазора. Сопловой аппарат и ротор турбины — цельные детали, отлитые из жаропрочного никелевого сплава.



Узлы двигателя.

Топливная система — низкого давления. Топливный насос — шестеренный, с электроприводом. Топливо — керосин А-1, топлива широкого фракционного состава JP-4 и JP-5.

Система управления — аналоговая электронная, включает регулятор частоты вращения ротора ТРД и регулятор частоты вращения ротора электродвигателя, приводящего топливный насос. Особенностью системы является отсутствие дозатора расхода топлива. Регулирование подачи топлива в двигатель на всех режимах от полетного малого газа до максимального осуществляется путем изменения частоты вращения вала топливного насоса. Регулятор частоты вращения ротора ТРД при запуске



Блок-схема электронной аналоговой системы управления расходом топлива.

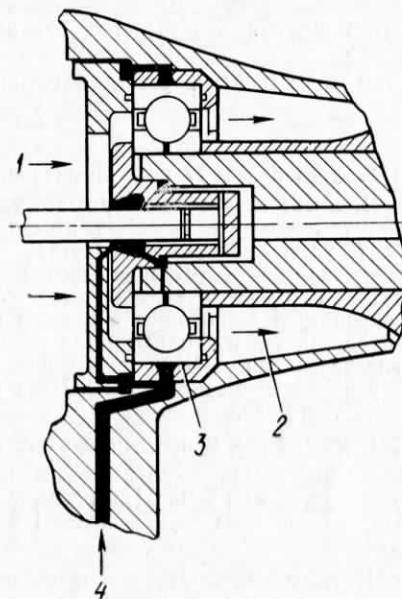
1—сигналы от пускового устройства; 2—катушка зажигания; 3—пусковая топливная система; 4—основные топливные форсунки; 5—отсечный клапан; 6—линия слива; 7—топливный бак; 8—топливный насос с электроприводом; 9—электропитание; 10—сигнал частоты вращения вала насоса; 11—регулятор частоты вращения вала насоса; 12—постоянный ток напряжением 28 В; 13—генератор переменного тока и преобразователь тока; 14—сигнал частоты вращения ротора газогенератора; 15—электронный регулятор частоты вращения ротора двигателя; 16—управляющие входные сигналы.

(электропитание подводится от наземной энергоустановки) программирует подачу топлива, а на всех других режимах работы ТРД регулятор поддерживает заданную частоту вращения ротора. В полете сигнал частоты вращения ротора ТРД поступает от электрогенератора.

В полете частота вращения топливного насоса изменяется в соответствии с командными сигналами от регулятора частоты вращения ротора двигателя.

Предусмотрена возможность интеграции системы управления двигателя с системой управления ЛА. Возможны изменения основной системы управления ТРД в соответствии с особенностями его применения.

Масляная система. Маслодозировщик насос с электроприводом подает до 0,85 л/ч масла в кольцевой зазор между наружным кольцом подшипника и его корпусом для образования демпфирующей масляной пленки и в кольцевой резервуар в валу двигателя, откуда под действием центробежных сил масло поступает в охлаждаемый воздухом подшипник через радиальное отверстие в его внутреннем кольце. Образовавшаяся масло-воздушная смесь на выходе из подшипника отводится в основной газовый поток. Масляная пленка обеспечивает демпфирование колебаний ротора на критических частотах вращения при широком диапазоне температур масла на входе. Электрический привод масляного насоса позволяет обеспечить смазку подшипников до запуска двигателя. Ведутся работы по использованию консистентных или твердых смазок, что позволило бы исключить маслобак и насос.



Демпфирование переднего подшипника газогенератора.

1—воздух; 2—воздух и масло; 3—масляная пленка; 4—масло.

Система зажигания — электрическая, с мощным разрядом фирмы NPT (электрическая мощность 3 кВт), с одним или двумя воспламенителями, или пиротехническая.

Пусковая система. При запуске двигателя используются два метода раскрутки ротора: сжатым воздухом, поступающим на крыльчатку под давлением 5,7—7,0 кгс/см² через сопло в корпусе компрессора, и набегающим воздушным потоком (авторотация).

Эксплуатационные данные. В ходе испытаний на государственном высотном стенде в Беркли (Англия) двигатель продемонстрировал удовлетворительную работу при температуре воздуха на входе до —65 °С, воспроизведении значений чисел M_0 до 0,85 и высот полета до 13,7 км.

Ресурс и надежность. Двигатель сертифицирован из расчета на 10-кратное применение с 1-часовой продолжительностью каждого из полетов, завершающихся спуском ДПЛА на парашюте и погружением в морскую воду на срок до 24 ч, с последующей минимальной очисткой перед очередным запуском. В ходе квалификационных испытаний было проведено 10 имитированных погружений двигателя в бак с водой без каких-либо повреждений либо ухудшения характеристик двигателя. Ротор двигателя работает с достаточным запасом по частоте вращения — выше первых двух критических частот (режимы «подпрыгивания») и ниже третьей (режим изгиба оси вала).

Эксплуатационная технологичность. Благодаря простоте конструкции двигатель может быть разобран на узлы и собран одним механиком с использованием только ручного инструмента в течение 35 мин.

Состояние развития. Серийный.

Стоимость. Цена ТРД NPT 301 при производстве 100 шт. в год составляет ~21 тыс. долл.

Применение. ДПЛА, в том числе мишени, разведывательные ДПЛА и ложные цели.

Модификации

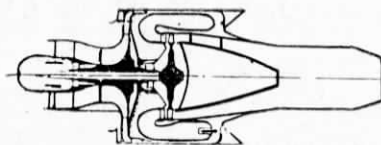
ТРД NPT 171. Тяга более 77 кгс. Масштабно уменьшенный вариант ТРД NPT 301, имеет значительный резерв увеличения тяги. Проточная часть двигателя почти не изменена, но его конструкция несколько упрощена для удешевления производства. В частности, рабочее колесо турбины сварено электронно-лучевой сваркой непосредственно с полувазом рабочего колеса компрессора. Зажигание — пиротехническое, пиропатрон расположен в головке камеры сгорания. Запуск на земле производится путем раскрутки ротора сжатым воздухом. Двигатель предназначен для ДПЛА, назначение которых — поражение наземных целей и подавление средств ПВО. Цена (при условии выпуска 100 шт. в год) ~12 тыс. долл.

ТРД NPT 351. $R > 158$ кгс. В проточную часть двигателя внесены незначительные изменения. Установлена всережимная система регулирования. Запуск осуществляется на земле. Предназначен для мишеней. В разработке. Ориентировочная цена (при выпуске 100 шт. в год) ~25 тыс. долл.

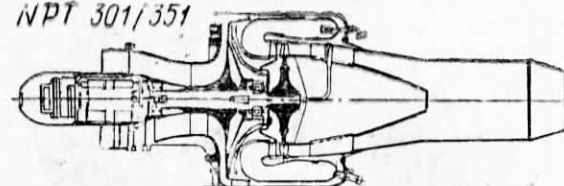
ТРД NPT 451. $R > 205$ кгс. Отличается введением дополнительной осевой ступени компрессора. Запуск осуществляется на земле. Предназначен для мишеней. В разработке. Ориентировочная цена двигателя NPT 451 (при выпуске 100 шт. в год) ~32 тыс. долл.

NPT 452. $N = 450$ л.с. Турбовальный ГТД/ТВД со свободной турбиной. Запуск — наземный. Предназначен для ложных целей ВМС и летающих платформ для пуска ракет.

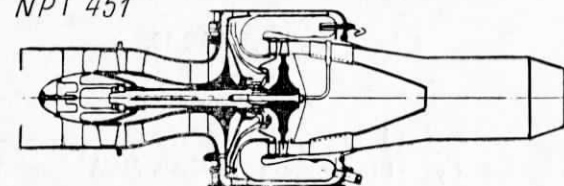
NPT 171



NPT 301/351



NPT 451



Схемы двигателей семейства NPT.

Основные данные двигателей семейства NPT

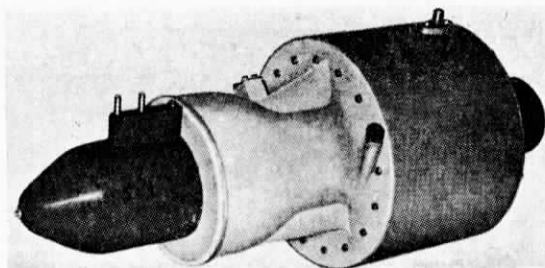
Тип	Модификация	Тяга (мощность) ($H=0$), кгс (л.с.)	Частота вращения ротора, об/мин	Расход воздуха, кг/с	Степень повышения давления	Габаритные размеры, мм		Сухая масса, кг
						диаметр (ширина)	длина ¹	
ТРД	NPT 171	>77	53 800	1,22	4,5	273	698	18
	NPT 301	136	40 500	2,27	4,5	343	734	40
	NPT 351	>158	41 500	2,31	4,65	343	734	41
	NPT 451	>204	40 500	2,99	6,1	343	737	48
Турбовальн. ГТД/ТВД	NPT 452	(450)	40 000	2,26	4,5	(406)	1206	100
			6000					

¹ Без сопла.

МИКРОТУРБО

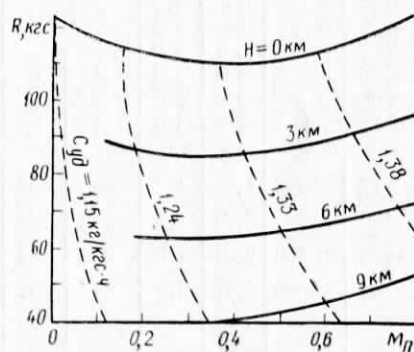
TRB-19

Одновалыйный ТРД



Общий вид ТРД TRB-19.

$$\left. \begin{aligned} R &= 122 \text{ кгс} \\ C_{yD} &= 1,15 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ G_B &= 1,89 \text{ кг/с} \\ D_{дв} &= 280 \text{ мм} \\ L_{дв} &= 580 \text{ мм}^1 \\ M_{дв} &= 28 \text{ кг}^2 \\ \gamma_{дв} &= 0,23 \text{ кг/кгс} \end{aligned} \right\} H=0, \text{ МСА}$$



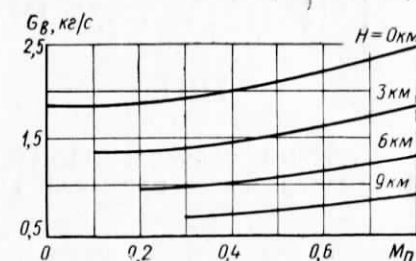
Зависимость тяги и удельного расхода топлива ТРД TRB-19 от условий полета (МСА).

¹ Без сопла.

² Масса полностью укомплектованного двигателя.

ТРД
ФРАНЦИЯ

Зависимость расхода воздуха ТРД TRB-19 от условий полета (МСА).



Двигатель является дальнейшим развитием ТРД TRS.18¹, с которым имеет сходную конструкцию, но отличается от него меньшими размерами и массой, а также пониженной стоимостью и расходами на обслуживание.

Топливная и масляная системы. В двигателе допустимо применение различных топлив и масел, используемых для авиационных ГТД.

Эксплуатационные данные. Предназначен для применения до высоты 11 км; максимальные перегрузки вдоль продольной оси — 15, вдоль других осей — 10.

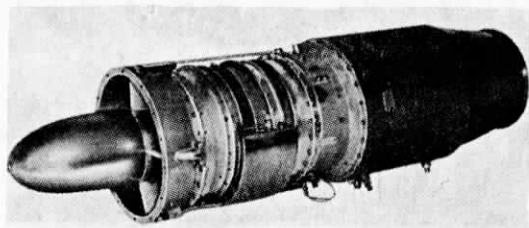
Состояние развития. В разработке.

Применение. Предназначен для дистанционно управляемых ЛА.

¹ См. справочник «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 240—245.

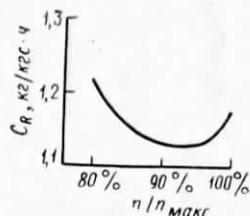
TR1.80

Дешевый одновальный ТРД
одноразового применения



Общий вид ТРД TR1.80.

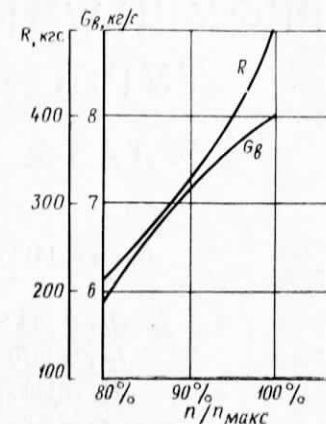
$R = 510 \text{ кгс}$	} взлетный режим при $H=0, \text{ МСА}$	при
$C_{уд} = 1,176 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$		
$G_B = 8 \text{ кг/с}$		
$\tau_K = 4,5$		
$R = 388 \text{ кгс}^1$		
$C_{уд} = 1,12 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}^1$		
$D_{дв} = 330 \text{ мм}$		
$L_{дв} = 1330 \text{ мм}$		
$M_{дв} = 60 \text{ кг}$		
$\gamma_{дв} = 0,118 \text{ кг/кгс}$		



Зависимость удельного расхода топлива ТРД TR1.80 от относительной частоты вращения ротора.

¹ Режим не указан.

Зависимость тяги и расхода воздуха ТРД TR1.80 от относительной частоты вращения ротора.



Наиболее мощный двигатель из группы дешевых одновальных ТРД семейства TR1 фирмы Микротурбо¹.

Двигатель имеет простую конструкцию, легко запускается от авторотации.

Компрессор — осевой, 4-ступенчатый, за 4-й ступенью производится отбор воздуха.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина — одноступенчатая.

Привод агрегатов. Генератор постоянного или переменного тока с приводом непосредственно от вала двигателя.

Эксплуатационные данные. Рассчитан на полет при $0,4 \leq M_n \leq 0,9$ (при $H=0$) и $0,6 \leq M_n \leq 2,0$ (при $H>11 \text{ км}$).

Состояние развития. Проходит стендовые испытания.

Применение. Летающие мишени и тактические ракеты нового поколения.

Этапы развития

Начало 1982 г. Стендовые испытания первого опытного образца.

¹ См. справочник «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 190.

ТУРБОМЕКА/МИКРО- ТУРБО

ТМТ 405-3

ТРД
ФРАНЦИЯ

$$\left. \begin{aligned} R_{\text{макс}} &= 1510 \text{ кгс}^1 \\ G_{\text{в}} &= 35,3 \text{ кг/с}^1 \end{aligned} \right\} H=0, M_{\text{п}}=1,8$$

$$D_{\text{дв}} = 390 \text{ мм}$$

$$L_{\text{дв}} = 1570 \text{ мм}$$

$$M_{\text{дв}} = 150 \text{ кг}^1$$

$$\gamma_{\text{дв}} \approx 0,1 \text{ кг/кгс}$$

Компрессор — 4-ступенчатый, осевой.

Эксплуатационные данные. Двигатель предназначен для применения при $1,2 \leq M_{\text{п}} \leq 2$.

Состояние развития. В предварительной разработке.

Применение. Сверхзвуковые ракеты.

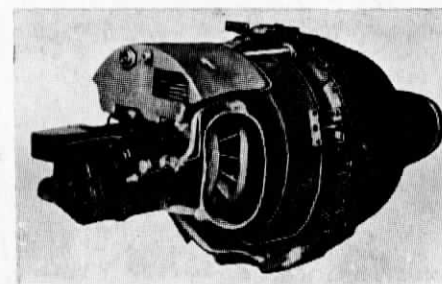
¹ По другим источникам (Interavia Aerospace Revue, 1983, VII, № 7, р. 711; Air et Cosmos, 1983, 4/VI, № 957, р. 48), $R_{\text{макс}} = 1700 \text{ кгс}$, $C_{\text{уд}} = 1,7 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$, $G_{\text{в}} = 39 \text{ кг/с}$ (при $H=0$, $M_{\text{п}}=1,8$), $M_{\text{дв}} = 120 \text{ кг}$.

КЛЁКНЕР-ГУМБОЛЬДТ- ДЕЙТЦ

ТРД
ФРГ

Т-117

Малоразмерный ТРД



Общий вид ТРД КНД Т-117.

$$\left. \begin{aligned} R &= 106 \text{ кгс} \\ C_{\text{уд}} &= 1,17-1,18 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{максимальный режим} \\ &\text{при } H=0, M_{\text{п}}=0 \end{aligned}$$

$$G_{\text{в}} = 1,56 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 5,0-5,5$$

$$D_{\text{дв}} = 350 \text{ мм}$$

$$L_{\text{дв}} = 770 \text{ мм}$$

$$M_{\text{дв}} = 21,8 \text{ кг (без реактивного сопла)}$$

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,204 \text{ кг/кгс}$$

Компрессор — центробежный, одноступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина — осевая, одноступенчатая.

Топливо — сорта JP-1, JP-4.

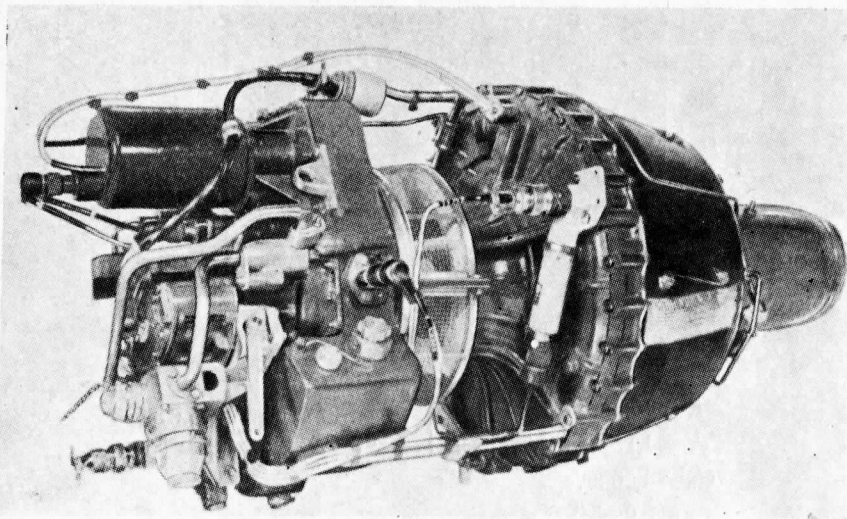
Состояние развития. В доводке.

Применение. ДПЛА, в том числе разведывательный ДПЛА Канадэр CL-289.

КЛЁКНЕР-ГУМБОЛЬДТ- ДЕЙТЦ

Т-317

Малоразмерный ТРД

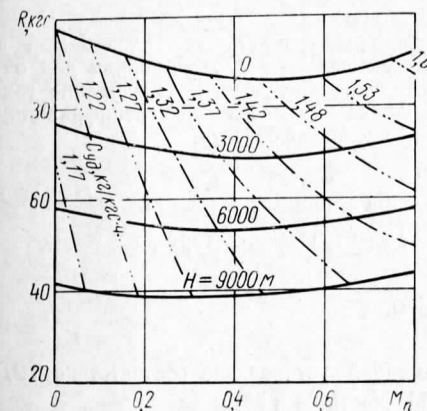
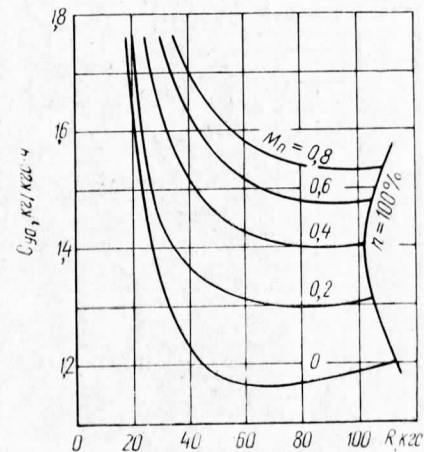


Общий вид ТРД Т-317.

$R = 115 \text{ кгс}$	} взлётный режим
$n = 50\,250 \text{ об/мин}$	
$G_B = 1,62 \text{ кг/с}^1$	} при $H=0$, $M_n=0$, МСА
$\tau_K = 5,4$	
$R = 100 \text{ кгс}$	} максимальный продол-
$C_{уд} = 1,18 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$	
$n_{м.г} = 32\,660 \text{ об/мин}$	} жительный режим при
$D_{дв} = 355 \text{ мм}$	
$L_{дв} = 855 \text{ мм}$	} $H=0$, $M_n=0$, МСА
$M_{дв} = 23,5 \text{ кг}$ (без реактивного сопла, без электрооборудования)	
$\gamma_{дв} = 0,204 \text{ кг/кгс}$	

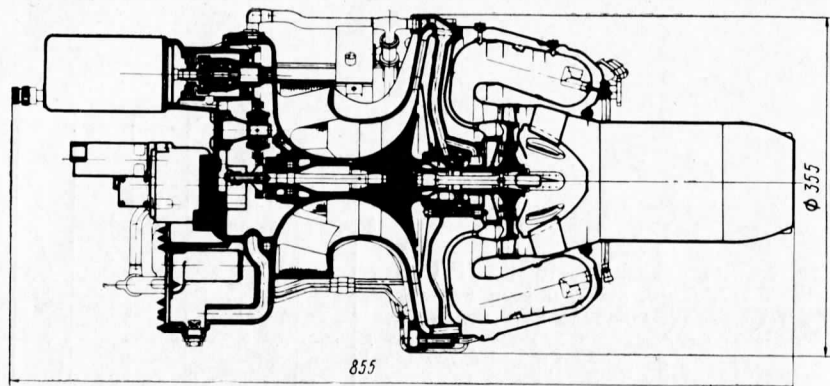
ТРД
ФРГ

Дроссельные характеристики ТРД КНД Т-317, $H=0$, МСА, потери давления во входном канале 2%, коэффициент восстановления полного давления на входе 1,0.



Высотно-скоростные характеристики ТРД КНД Т-317, МСА, потери во входном устройстве 2%; коэффициент восстановления полного давления на входе 1,0. Слева — при относительной частоте вращения ротора — 96%. Справа — при относительной частоте вращения ротора — 100%.

¹ Режим не указывается.



Конструктивная схема ТРД Т-317.

Воздухозаборник — кольцевой.

Компрессор — центробежный, одноступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — осевая, одноступенчатая.

Агрегаты. На двигателе устанавливается генератор переменного тока с постоянным магнитом.

Топливная и масляная системы. В системах имеются агрегаты: топливный и масляный насосы, фильтры и топливомасляный теплообменник для охлаждения масла топливом. Двигатель рассчитан на использование топлива Jet A-1, JP-1, JP-4, MIL-T-5624 и масел по спецификациям MIL-L-23 699, MIL-L-7808. Расход масла — 0,05 кг/ч.

Система управления — гидромеханическая.

Система зажигания. Сдвоенный блок зажигания с мощным разрядом.

Пусковая система. Запуск осуществляется от электрического стартера.

Состояние развития. В доводке.

Применение. Легкие тренировочные самолеты.

Этапы развития

1982 г. По результатам испытаний установлено соответствие ТРД КНД Т-317 требованиям НЛГ США (части 23 и 33).

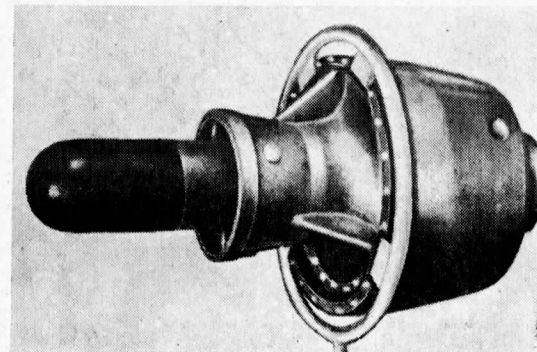
1983 г. Завершены 150-часовые ресурсные испытания. Во второй половине 1983 г. предполагалось проведение циклических испытаний («запуск — выключение»).

А Л Ф А Р О М Е О

ТРД
ИТАЛИЯ

ARTJ 140

Одновальный ТРД



$R = 140$ кгс

В двигателе используется облегченный газогенератор ТВД AR.318 (см. с. 247) с компрессором несколько меньшего диаметра. Двигатель имеет высокие характеристики, потенциальные возможности увеличения тяги и небольшие габариты.

Состояние развития. В разработке с 1981—1982 гг.

Применение. Мишень «Мирак» 100, разведывательные ДПЛА, легкие самолеты и, возможно, двухдвигательный учебно-тренировочный самолет С.22J фирмы Агуста (Капроли Визола).

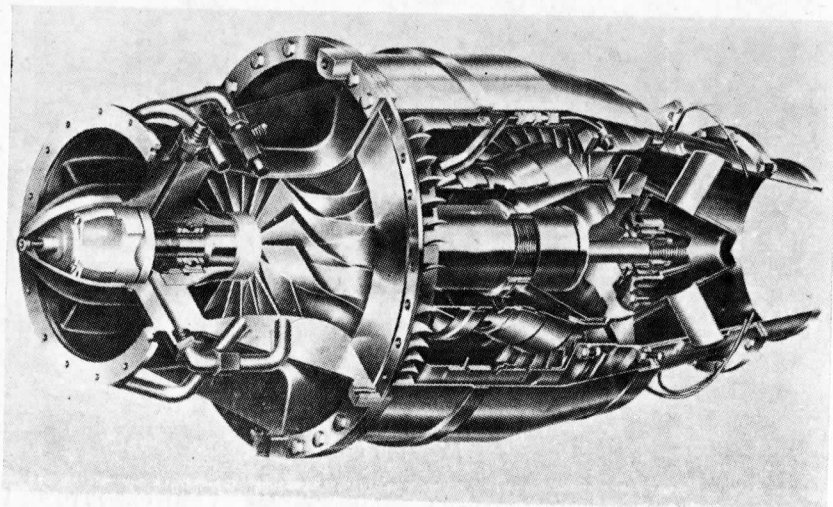
Модификации. Другие ТРД семейства ARTJ.

Марка	R (кгс)	Особенности и применение
ARTJ 360	360	Газогенератор такой же, как и у ТВД AR.318. Предназначен для небольших самолетов.
ARTJ 900	900	Имеет комбинированный компрессор с осевой и центробежной ступенями. Предназначен для ракет типа «Отомат».

КАВАСАКИ

KJ12

Дешевый малоразмерный ТРД



ТРД KJ12 с частично вырезанным корпусом.

$R = 150$ кгс (максимальный режим при $H=0$, $M_n=0$)

$R = 73$ кгс (крейсерский режим при $H=9,15$ км, $M_n=0,9$)

$D_{дв} = 314$ мм

$L_{дв} = 653$ мм

$M_{дв} = 40$ кг

$\gamma_{дв} = 0,267$ кг/кгс

Компрессор — центробежный, одноступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая; форсунки — с воздушным распыливанием.

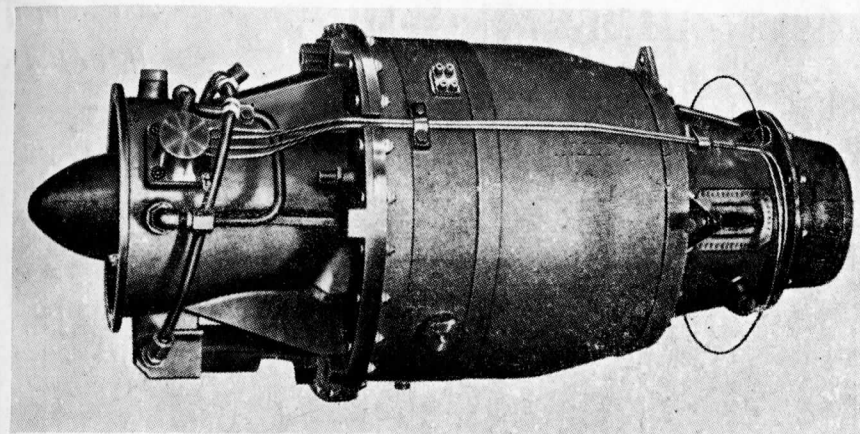
Турбина — осевая, одноступенчатая.

Система управления — электронная.

Состояние развития. В доводке. Испытания двигателя по сертификационной программе включали испытания узлов, снятие характеристик на высотном стенде и определение выброса загрязняющих веществ.

Применение. Спортивные самолеты, ДПЛА.

ТРД
ЯПОНИЯ



Внешний вид двигателя KJ12.

Этапы развития.

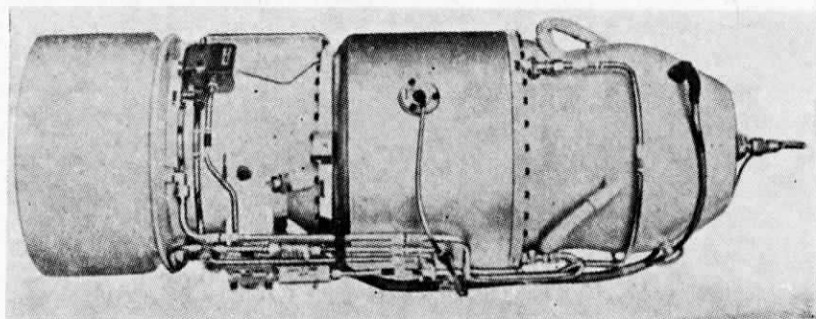
1979 г. Начало испытаний отдельных узлов двигателя.

1981 г. Начало стендовых испытаний двигателя.

1983 г. Двигатель экспонировался на 35-й Парижской авиационно-космической выставке.

„Сорек“ 4

Малоресурсный ТРД



Общий вид ТРД «Сорек» 4.

$$\left. \begin{aligned} R &= 370 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 1,22 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ \pi_k &= 5,8 \end{aligned} \right\} \text{максимальный режим}$$

$$\begin{aligned} D_{дв} &= 330 \text{ мм} & M_{дв} &= 60 \text{ кг} \\ L_{дв} &= 1104 \text{ мм} & \gamma_{дв} &= 0,162 \text{ кг/кгс} \end{aligned}$$

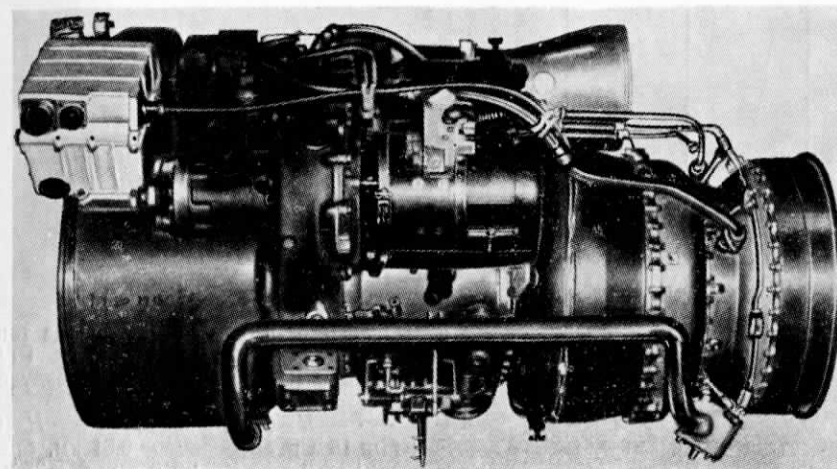
Компрессор — комбинированный, 2-ступенчатый.*Камера сгорания* — кольцевая.*Турбина* — осевая, одноступенчатая.*Система управления* — электронная цифровая с полной ответственностью.*Эксплуатационные данные.*

Двигатель рассчитан на работу при скоростях полета $M_n = 0,9$; может храниться и транспортироваться на кораблях и подводных лодках.

Ресурс ~ 30 ч.*Состояние развития.* Серийный.*Применение.* ДПЛА, в том числе крылатые ракеты и мишени.*Модификация.* Разрабатывается ТРД «Сорек» 6 тягой 600 кгс.ТУРБОВИНТОВЫЕ
И ТУРБОВАЛЬНЫЕ
ДВИГАТЕЛИ

PLT34B-1

Турбовальный ГТД со свободной турбиной



Основные данные ГТД PLT34B-1 ($H=0$, $M_{II}=0$, МСА)
с установленным воздухоочистителем

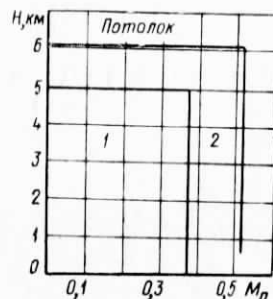
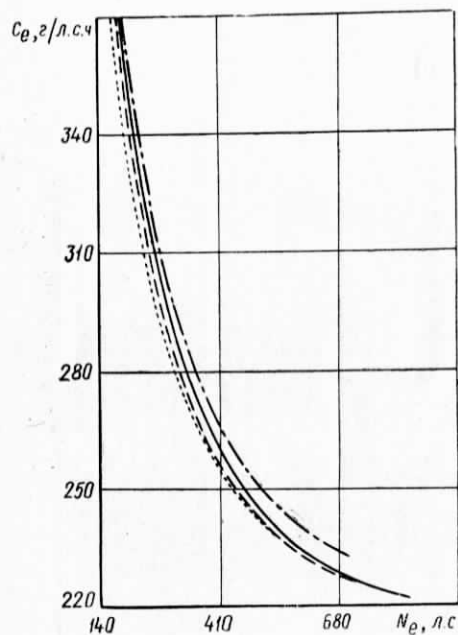
Режимы	П а р а м е т р ы					
	N_e , л.с.	$M_{кр}$, кгм	C_e , г/л.с.ч	$n_{ГТ}$, об/мин	$G_{в}$, кг/с	T_T , °К ¹
Промежуточный	835	20	223	56 673	2,72 ²	1121
Макс. продолжительный	710	16,9	227	55 148	2,57	1061
75% макс. продолжительного	531	12,8	240	52 965	2,34	—
50% макс. продолжительного	355	8,45	273	50 581	2,06	—
25% макс. продолжительного	176	4,28	372	48 037	1,71	—

¹ Перед свободной турбиной (измеренная).

² Максимально допустимый отбор воздуха 3,5%.

$D_{\text{вх}} = 305 \text{ мм}$
 $L = 900 \text{ мм}$

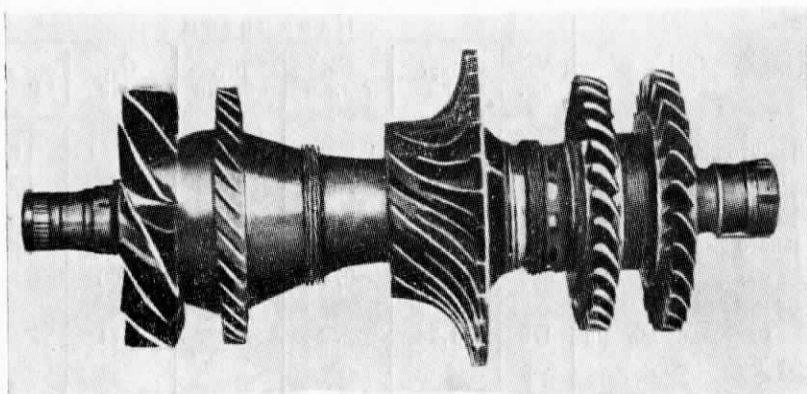
$M_{\text{дв}} = 107 \text{ кг}$
 $\gamma_{\text{дв}} = 0,129 \text{ кг/л. с.}$



Рабочие области: 1—запуска; 2—эксплуатационных режимов.

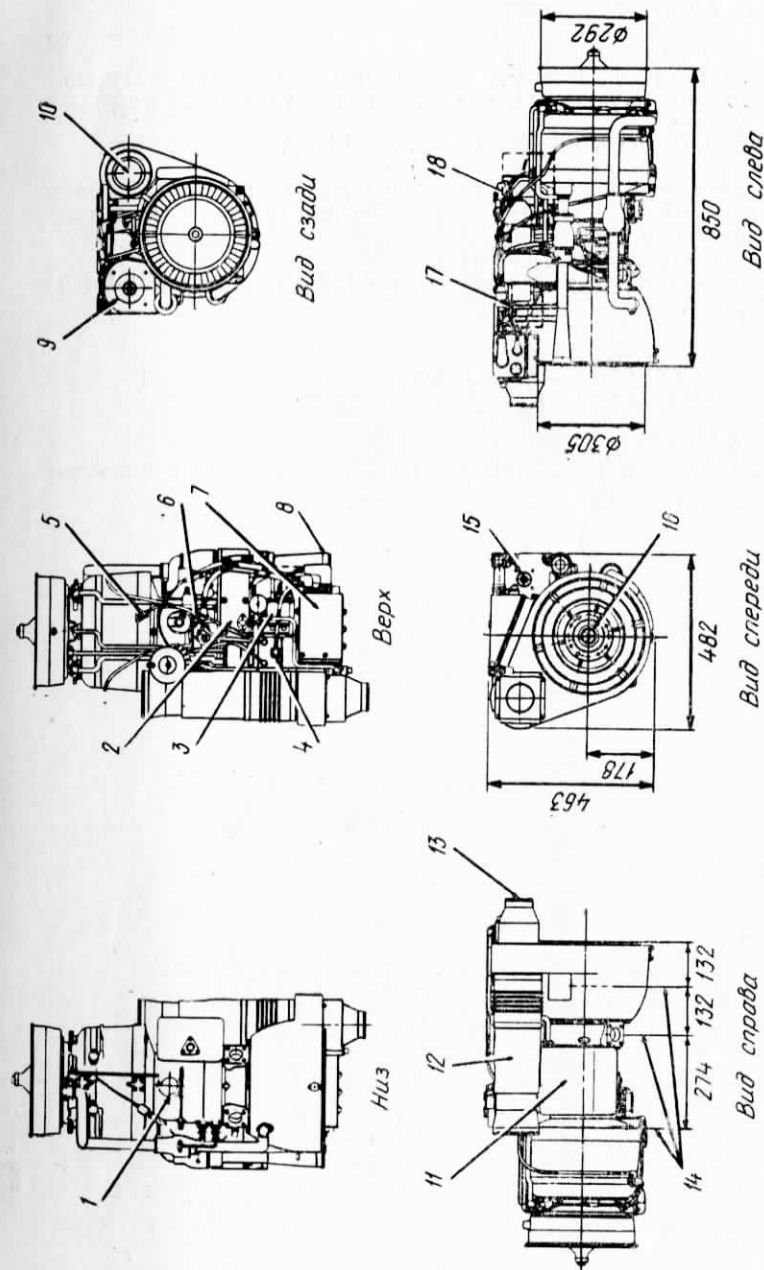
Зависимость удельного расхода топлива от мощности на валу ГТД PLT34B-1 с установленным воздухоочистителем.
 — — — $H=0$, $t_n=35^\circ\text{C}$; — — — $H=0$, $t_n=15^\circ\text{C}$; — — — $H=0,61 \text{ км}$, $t_n=21,1^\circ\text{C}$; - - - $H=1,219 \text{ км}$, $t_n=35^\circ\text{C}$.

Разрабатывался по программе создания демонстрационного турбовального ГТД ATDE¹ армии США.



Ротор газогенератора.

¹ Описана в справочнике ЦИАМ «Иностранные авиационные двигатели». 1981, с. 283, 284.



Расположение агрегатов и габаритные размеры ГТД PLT34B-1.

1—клапан перепуска воздуха; 2—коробка агрегатов; 3—масляный насос и фильтр; 4—генератор переменного тока и регулятор системы возбуждения; 5—пиrometer; 6—регулятор расхода топлива; 7—измеритель расхода топлива; 8—отверстия для отбора воздуха; 9—плоскость под стартер-генератор; 10—выход из воздухоочистителя; 11—масляный бак; 12—вентилятор воздухоочистителя; 13—вход в воздушно-масляный радиатор; 14—плоскости крепления; 15—стартер-генератор; 16—фланец вала отбора мощности; 17—гидравлический насос; 18—генератор.

Воздухозаборник — кольцевой с встроенным воздухоочистителем.

Компрессор — комбинированный, имеет 2 осевые ступени с поворотными лопатками НА и 1 центробежную ступень.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, с форсунками с воздушным распылом, имеет 2 воспламенителя.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, с воздушным охлаждением 1-й ступени.

Турбина свободная — одноступенчатая, с валом для отбора мощности в передней части двигателя.

Выходное устройство. Площадь выходного сечения 606,5 см².

Измеритель крутящего момента — магнитного типа.

Привод агрегатов — с частотой вращения приводного вала 12 000 об/мин. Обеспечивает привод стартера-генератора на 200 А и гидравлического насоса, потребляющего мощность 10 л. с.

Система управления — электронная, цифровая.

Масляная система — автономная, расход масла 0,106 л/ч. Масло MiL-L-7808 и MiL-L-23699.

Наработка.

Стендовая наработка — 400 ч.

Отдельного газогенератора — 180 ч.

Применение. Перспективные одно- и двухдвигательные вертолеты.

Этапы создания

1975 г. Начало разработки.

1981 г. Закончен первый этап работ с демонстрацией на 4 демонстрационных двигателях всех необходимых характеристик.

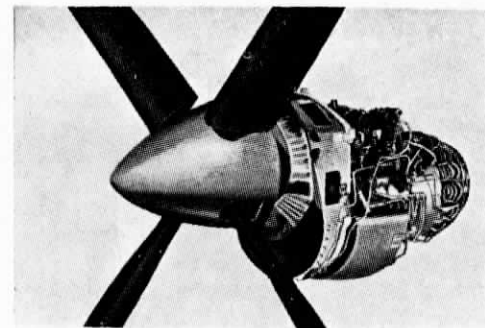
Г Э Р Р И Т Т

ТВД

США

ТРЕ 331-14/-15

Одновальный ТВД с двухпорным ротором



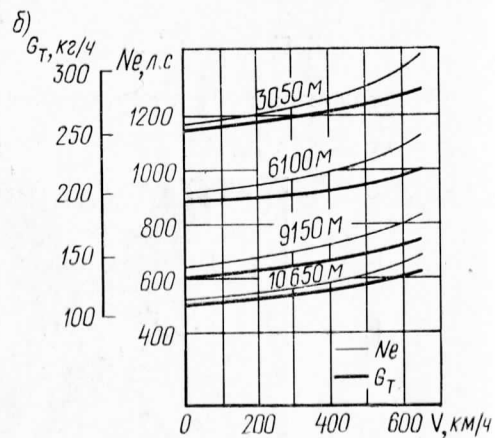
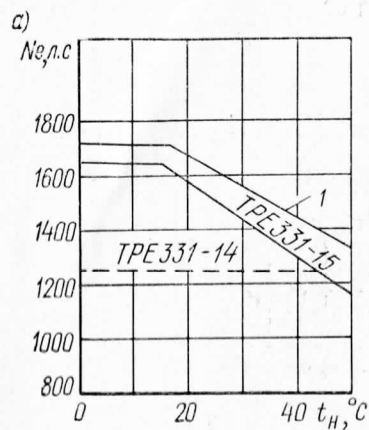
ТВД ТРЕ 331-14/-15.

$$\left. \begin{aligned} N_{\Sigma} &= 1713 \text{ э. л. с.} \\ C_{\Sigma} &= 218 \text{ г/э. л. с. ч} \\ N_{\text{в}} &= 1645 \text{ л. с.} \\ C_e &= 228 \text{ г/л. с. ч} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{максимальный режим} \\ \text{при } H=0, \text{ МСА} \end{array}$$

$$\left. \begin{aligned} N_{\text{в}} &= 1250 \text{ л. с. (-14)} \\ N_{\text{в}} &= 1645 \text{ л. с. (-15)} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, \text{ МСА} + 28^{\circ}\text{C} \\ H=0, \text{ МСА} \end{array}$$
$$\begin{aligned} n_{\text{винта}} &= 1540 \text{ об/мин (-14)} & M_{\text{дв}} &= 251 \text{ кг (-14)} \\ n_{\text{винта}} &= 1390 \text{ об/мин (-15)} & M_{\text{дв}} &= 259 \text{ кг (-15)} \\ G_{\text{в}} &= 5,17 \text{ кг/с} & \gamma_{\text{дв}} &= 0,147 \text{ кг/л. с. (-14)} \\ \pi_{\text{к}\Sigma} &= 10,8 & \gamma_{\text{дв}} &= 0,151 \text{ кг/л. с. (-15)} \\ L_{\text{дв}} &= 1335 \text{ мм} \end{aligned}$$

ТВД ТРЕ 331-14 и ТРЕ 331-15 являются более поздними модификациями семейства ТВД ТРЕ 331¹. Они отличаются увеличенными размерами проточной части и повышенными к. п. д. узлов, что позволило увеличить мощность и на 10% повысить экономичность двигателя. Обе модификации друг от друга отличаются

¹ Описано в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1981, с. 203—210.



Характеристики ТВД ТРЕ 331-14/-15.

a — зависимость мощности неустановленных ТВД ТРЕ 331-14 и -15 на взлетном режиме ($H=0$, $M_H=0$) от наружной температуры.

1—ТРЕ 331-15 с автоматической системой резервирования мощности.

б — зависимость мощности и часового расхода топлива неустановленного ТВД ТРЕ 331-15 на максимальном крейсерском режиме (МСА) от истинной скорости полета.

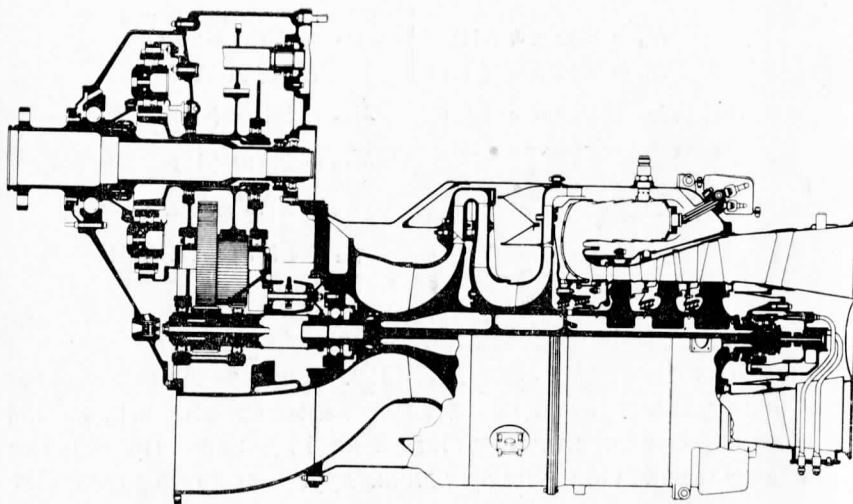
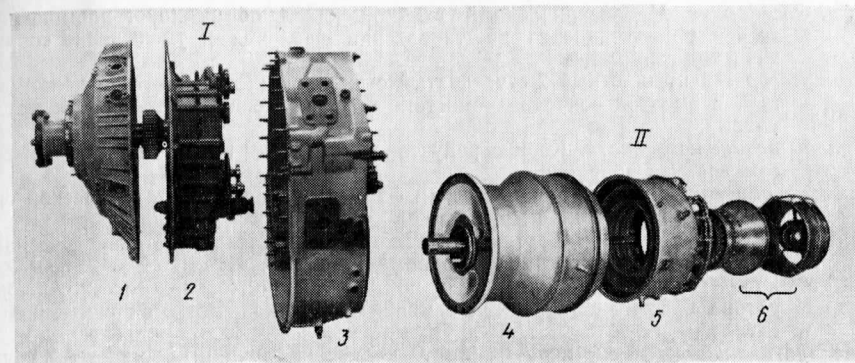


Схема ТВД ТРЕ 331-14/-15.

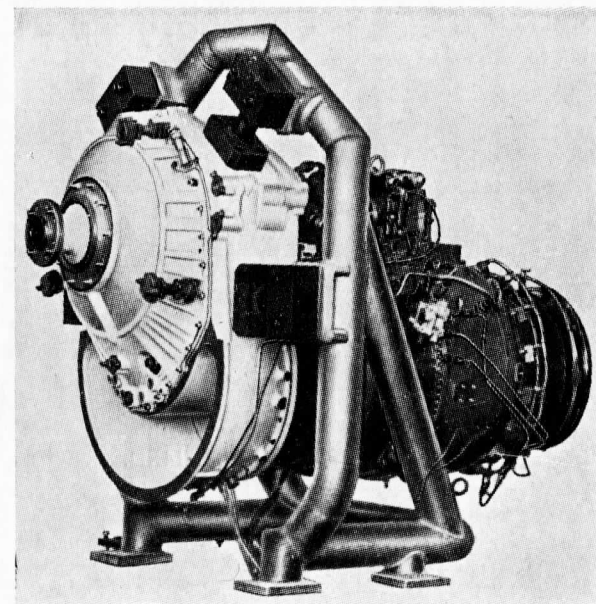


Модули и узлы ТВД ТРЕ 331-14/-15.

Модули: *I*—редуктор; *II*—газогенератор.

Узлы: *1*—передняя крышка; *2*—диафрагма с шестернями редуктора; *3*—корпус редуктора; *4*—компрессор; *5*—камера сгорания/газосборник; *6*—турбина.

конструкцией редуктора. Редуктор ТВД ТРЕ 331-14 рассчитан на мощность 1250 л. с., а редуктор ТРЕ 331-15 — на 1645 л. с.



ТВД ТРЕ 331-14/-15 на подмоторной раме.

Воздухозаборник. Малоискривленный входной канал обеспечивает повышенное значение коэффициента восстановления давления и уменьшение сопротивления гондолы.

Компрессор — центробежный 2-ступенчатый с высоким к.п.д., жесткой конструкции, с высокой сопротивляемостью к повреждению посторонними предметами.

Привод воздушного винта. Корпус редуктора выполнен за одно целое с корпусом воздухозаборника.

Система управления — гидромеханическая фирмы Вудворд, с автоматической системой резервирования мощности.

Эксплуатационные данные. Хорошая приемистость двигателя повышает безопасность посадки на коротких аэродромах.

Надежность — повышенная в связи с применением одновального, 2-опорного ротора простой конструкции с минимальным количеством вращающихся деталей.

Эксплуатационная технологичность. Модульность конструкции допускает быструю замену редуктора и газогенератора непосредственно на крыле самолета без последующей регулировки или испытания двигателя.

Применение. Служебные самолеты (ТВД ТРЕ 331-14) и самолеты местных авиалиний.

Этапы развития

Июль 1979 г. Начало разработки ТРЕ 331-14/-15.

Май 1981 г. Первое стендовое испытание ТРЕ 331-14/-15.

Начало 1982 г. Первые летные испытания.

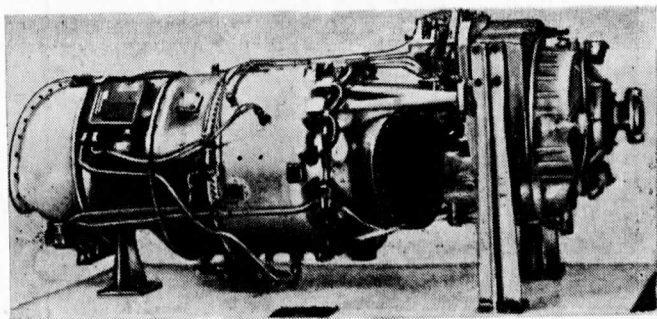
Июль 1984 г. Сертификация ФАУ США ТВД ТРЕ 331-14.

1984 г. Намечена сертификация ФАУ США и поставка ТВД ТРЕ 331-15.

Модификация

ТВД ТРЕ 331-14RD в классе мощности 1650 л.с.

В отличие от ТВД ТРЕ 331-14/-15 рассчитан на применение с толкающим воздушным винтом и имеет прямой входной канал, обеспечивающий снижение потерь полного давления на входе; отбор мощности производится со стороны турбины.



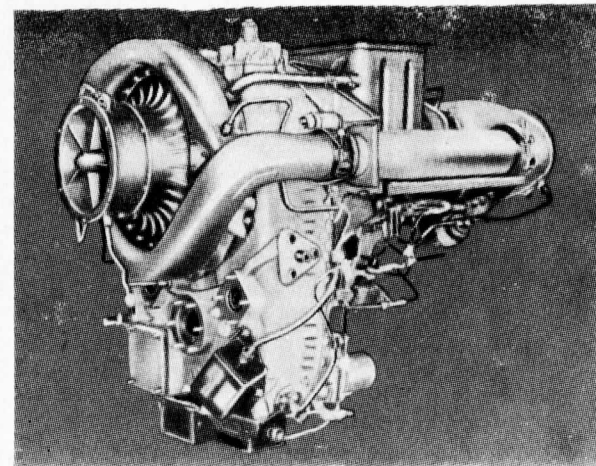
Внешний вид ТВД ТРЕ 331-14RD.

ДЕТРОЙТ ДИЗЕЛЬ АЛЛИСОН

Турбовальный ГТД
США

250-С34

Турбовальный ГТД со свободной
турбиной



$N_e = 770$ л.с.	} 2,5 мин чрезвычайный режим
$N_e = 735$ л.с.	
$C_e = 270$ г/л.с.ч	} взлетный режим
$N_e = 630$ л.с.	
$C_e = 277$ г/л.с.ч	} крейсерский режим

Более мощная модификация ГТД 250-С30¹ с такими же внешними размерами и расположением узлов крепления ГТД на вертолете.

Воздухозаборник — осевой, кольцевой.

Компрессор — центробежный одноступенчатый.

Турбина компрессора — осевая, одноступенчатая с охлаждаемыми лопатками соплового аппарата.

Свободная турбина — осевая, 2-ступенчатая, неохлаждаемая.

Система управления — цифровая, супервизорная фирмы Аллисон. Имеет наработку на вертолете Белл 206 с ГТД 250-С30 свыше 1000 ч.

Этапы развития.

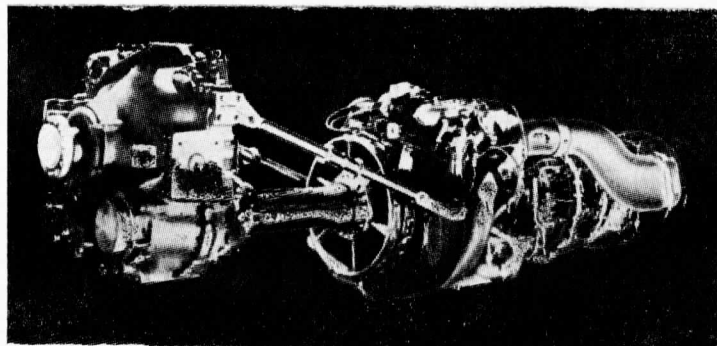
1985 г. — запланировано начало поставок двигателя.

Применение. Предназначен для замены ГТД 250-С30 на вертолетах Сикорский S-76 Mk.2.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1978, с. 264, 265.

СТ7-5 и -7

Турбовинтовые варианты гражданского турбовального ГТД СТ7-2А¹

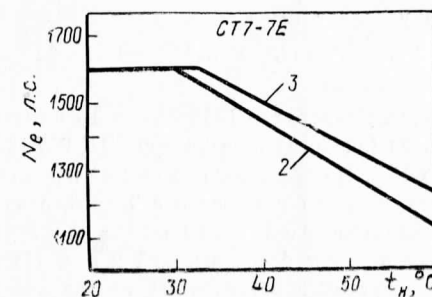
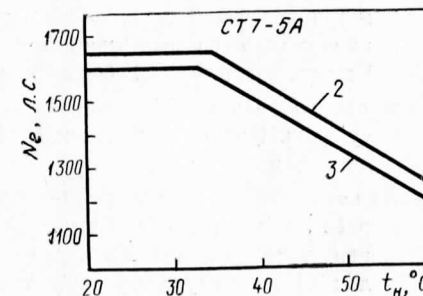
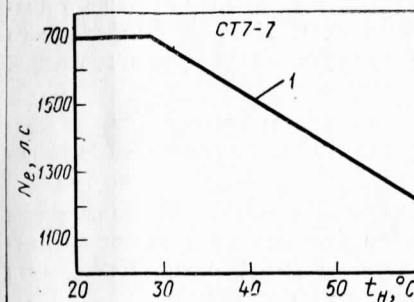


Основные данные и параметры ТВД СТ7-5 и -7

	СТ7-5А	СТ7-7Е	СТ7-7
$N_{э,взл}$ до t_H	1699 э.л.с. 34 °C	1668 э.л.с. 30 °C	1772 э.л.с. 29 °C
$C_{э}$		~ 216 г/э.л.с ч	
π_K		> 17	
$T_{г*}$		> 1473 °K	
B		660 мм	
H		786 мм	
L		2040 мм	
$M_{дв}$		307 кг	
$\gamma_{дв}$	0,181 кг/э.л.с.	0,184 кг/э.л.с.	0,173 кг/э.л.с.

Дальнейшее развитие гражданских двигателей семейства СТ7, созданного на основе военного турбовального ГТД Т700.

¹ Турбовальный ГТД СТ7-2 описан в справочнике ЦИАМ «Иностранные авиационные двигатели». 1981, с. 216, 217.



Зависимости мощности на валу от температуры наружного воздуха для 3 модификаций: СТ7-7, СТ7-5А и СТ7-7Е.

1—взлетный и максимальный крейсерский режимы; 2—взлетный режим; 3—максимальный крейсерский режим (один двигатель выключен).

Воздухоочиститель — встроенного типа (совмещен с масляным баком). По сравнению с ГТД Т700 его конструкция упрощена, учитывая меньшее загрязнение воздуха перед самолетным двигателем и хорошие сепарирующие свойства воздушного вента. Это приводит к увеличению мощности на 2,5%.

Компрессор — комбинированный; 5-ступенчатый осевой и одноступенчатый центробежный. По сравнению с первоначальным вариантом ГТД Т700 расход воздуха увеличен на 12% (в результате увеличения наружного диаметра проточной части осевого компрессора). Лопатки центробежного компрессора на периферии колеса отогнуты назад против вращения. Частота вращения — 45 000 об/мин.

Камера сгорания — кольцевая прямоточная с центрально расположенными форсунками. Ресурс по малоцикловой усталости соответствует ~30 000 полетным циклам.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, безбандажная с воздушным охлаждением рабочих лопаток обеих ступеней. Система охлаждения аналогична используемой фирмой Джeneral Электрик в ТРДД большой тяги, хотя для ТВД конструкция упрощена (насколько это возможно).

Лопатки выполнены точной отливкой из сплава ренз 120; охлаждение конвективно-пленочное с продольными каналами для охлаждения без выпуска воздуха в радиальный зазор; отверстия в торце лопатки предназначены для удаления пыли.

Свободная турбина — 2-ступенчатая, с неохлаждаемыми лопатками; частота вращения 20 000 об/мин.

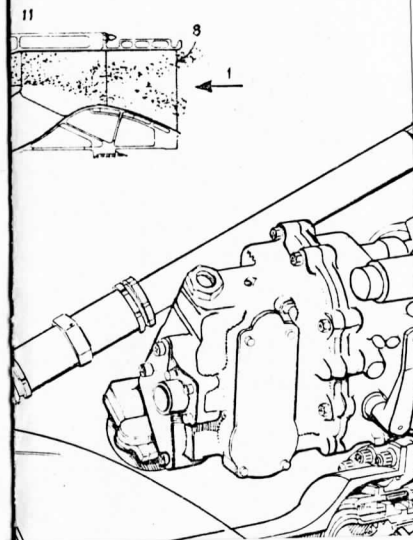
Привод воздушного вента. Редуктор — 2-ступенчатый со смещенной осью и с делителем мощности (аналогичен редуктору ТВД PW 100, с. 241, 242). Передаточное число 15,9. По сравнению со схемой планетарного типа в таком редукторе число шестерен уменьшено с 9 до 6, а число подшипников — с 17 до 10. Редуктор такой схемы обеспечивает экономию производственных затрат и имеет более высокий к.п.д. По желанию заказчика на редукторе могут быть установлены гидравлический насос, электрогенератор, регулятор превышения частоты вращения вала вента, а также тормоз воздушного вента. Тормоз позволяет использовать двигатель в качестве ВСУ на стоянке самолета (обеспечивает подвод кондиционированного воздуха в кабину и получение электроэнергии).

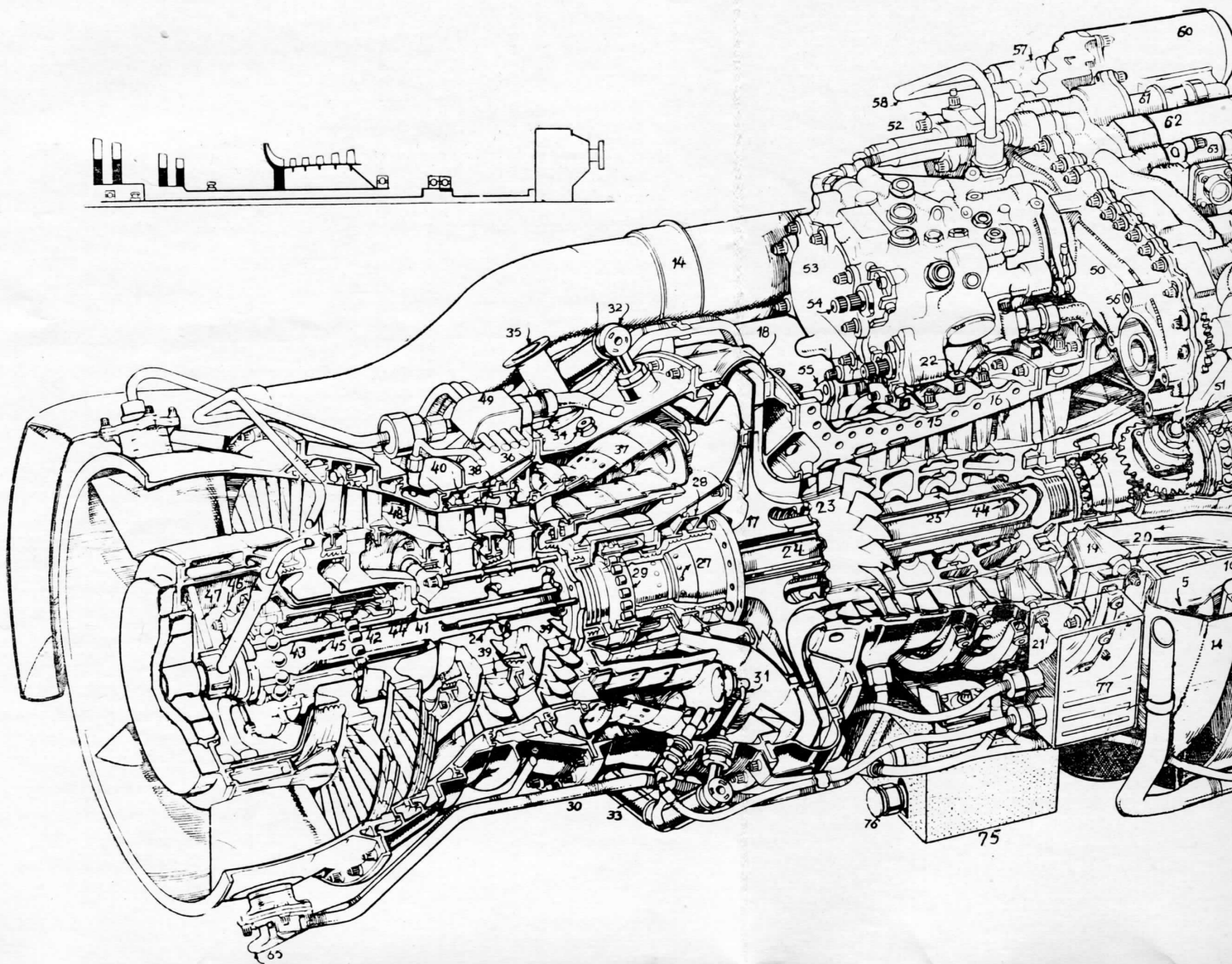
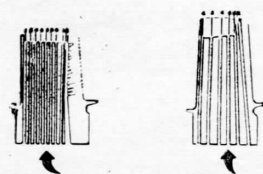
Топливная система. Топливные магистрали — экранированные. В системе имеются байпасные фильтры тонкой очистки и датчик сигнализации о превышении перепада давления на фильтре.

Система управления — электронно-гидромеханическая.

Масляная система. Масляные системы двигателя и редуктора — отдельные. Масляная система двигателя циркуляционная с наддувом. Замена масла в двигателе не требуется в связи с применением байпасно включенного фильтра с тонкостью очистки 0,3 мк. Фильтр оборудован сигнализатором предельно допустимого перепада давления на фильтрующем элементе.

Предусмотрены мероприятия по повышению живучести. Масляные магистрали выполнены в основном внутри двигателя; на случай повреж-

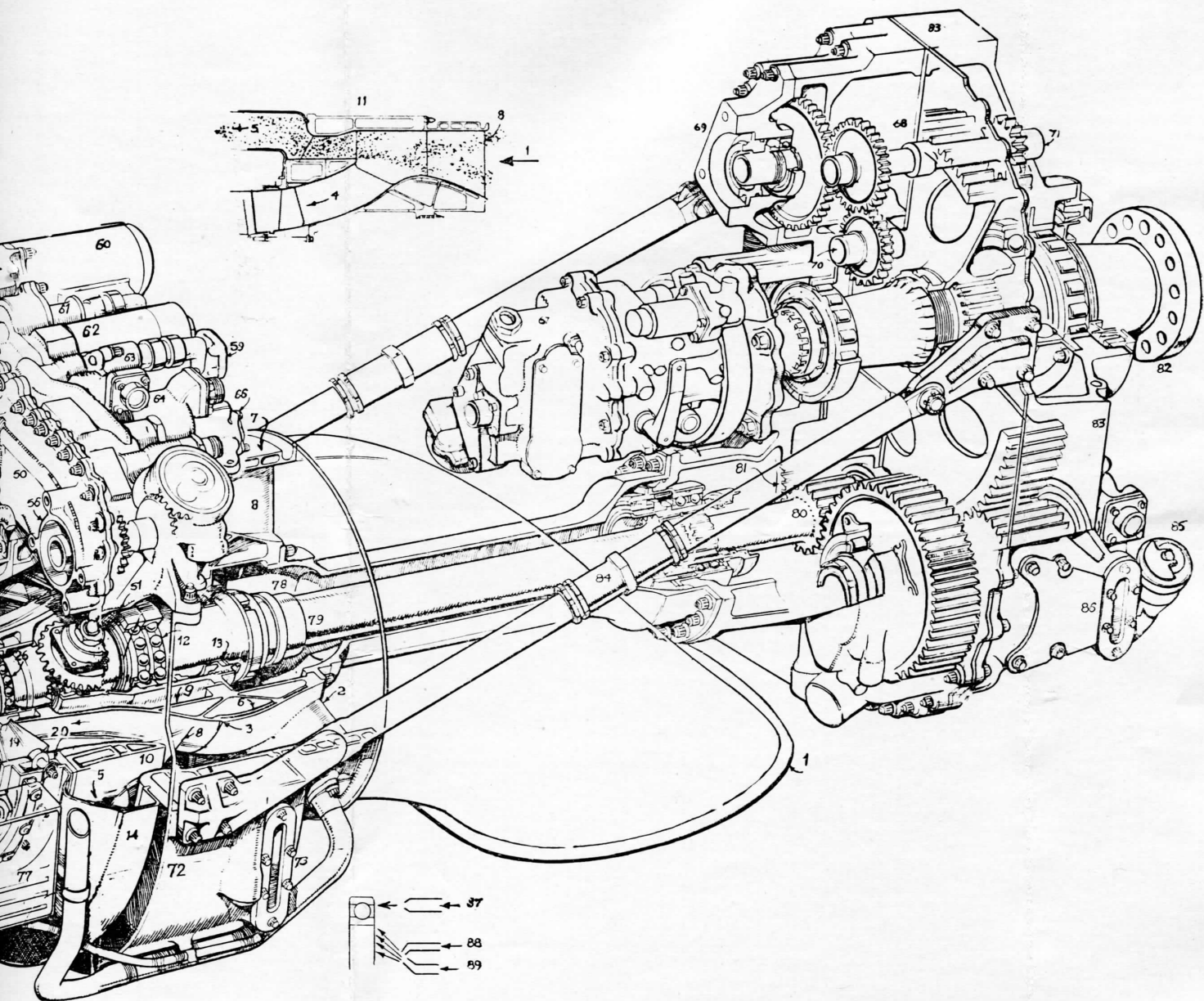




Перспективный разрез

1—входной канал; 2—лопатки для закрутки потока; 3—уступ в воздухоочистителе для сброса дождевой воды; 4—чистый воздух; 5—загрязненный воздух; 6—канал противообледенительной системы для подвода горячего воздуха; 7—каналы и карманы для воздуха, отбираемого за 5-й ступенью компрессора в противообледенительную систему и стойки; 8—лопатки для закрутки потока; 9—передний корпус; 10—основной корпус, выполненный из цельной алюминиевой отливки с 7 раскручивающимися лопатками, имеющими противообледенительную систему, подогреваемую маслом, отводимым от двигателя, одновременно служащую для частичного охлаждения масла; 11—воздухоочиститель; 12—подшипники вала отбора мощности; 13—графитовое уплотнение; 14—трубопровод для выброса загрязненного воздуха; 15—вертикальный продольный разъем титанового корпуса компрессора; 16—5-ступенчатый осевой компрессор; 17—ступень центробежного компрессора; 18—диффузор; 19—поворотные лопатки ВНА с обогревом воздухом, отбираемым за 5-й ступенью компрессора; 20—каналы для подвода воздуха к противообледенительной системе в лопатках ВНА; 21—поворотные лопатки НА 1-й и 2-й ступеней осевого компрессора; 22—кольца для поворота лопаток НА; 23—кованые диски компрессора, выполненные заодно с лопатками; 24—торцевые шлицы; 25—вал привода компрессора; 26—упорный подшипник компрессора; 27—отверстия для подвода воздуха, отбираемого от 4-й ступени компрессора; 28—лабиринтное уплотнение, наддуваемое воздухом, отбираемым от 4-й ступени; 29—роликовый подшипник № 4, воспринимающий радиальные нагрузки от компрессора и турбины; 30—трубопровод для отбора воздуха от 4-й ступени в разгрузочную полость турбины и в уплотнения силовой турбины; 31—12 топливных форсунок н.д. с вихревыми воздушными форсунками; 32—основной топливный коллектор; 33—свеча зажигания (отверстие для свечи используется также для бороскопа); 34—штуцер для бороскопа; 35—канал отбора воздуха за компрессором; 36—охлаждаемые воздухом литые лопатки соплового аппарата; 37—жаровая труба камеры сгорания, изготовленная с применением сварки и механической обработки; 38—сопловые лопатки 2-й ступени турбины; 39—литые охлаждаемые рабочие лопатки турбины; 40—кольцевые вставки сотовой конструкции; 41—соединительные болты турбины;

42— и в
нен
кру
роб
и со
в. д.
чаг
под
ник;
нера
67—
рат
зате
трон
отбо
винт
реду
при
пре



Активный разрез ТВД СТ7.

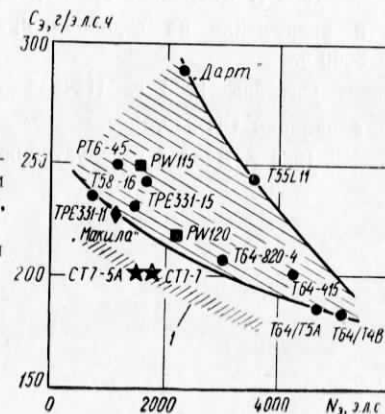
чистый
налы и
лопатки
7 рас-
дателя,
мощно-
ольный
ессора;
каналы
ступеней
лопат-
под-
раемым
турбины;
турбины;
—свеча
возду-
орания,
тые ох-
турбины;

42—опорный роликовый подшипник № 5 свободной турбины; 43—упорный шариковый подшипник № 6 свободной турбины и вала отбора мощности; 44—вал отбора мощности от свободной турбины; 45—вал датчика крутящего момента, соединенный передним концом с валом отбора мощности от свободной турбины; 46—датчик заброса оборотов и превышения крутящего момента; 47—датчик частоты вращения; 48—термопара; 49—коробка вывода проводов от термопар; 50—коробка привода агрегатов; 51—радиальный привод агрегатов от газогенератора; 52—распределительный топливный клапан и соленоид системы защиты от заброса оборотов; 53—гидромеханический регулятор подачи топлива, топливный насос в. д., топливный силовой привод, управляющий поворотом лопаток НА; 54—оси рычагов управления двигателем; 55—рычаг поворота лопаток НА компрессора; 56—фланец крепления стартера; 57—корпус топливного фильтра; 58—магистраль подвода топлива к топливному регулятору; 59—вход в подкачивающий топливный насос; 60—маслоотстойник; 61—сигнализатор наличия стружки; 62—масляный фильтр; 63—датчик на линии перепуска масла мимо фильтра; 64—генератор переменного тока (для запуска и систем обслуживания двигателя); 65—маслоотстойник; 66—масляный насос; 67—регулятор воздушного винта; 68—привод для коробки агрегатов; 69—фланец крепления гидронасоса; 70—привод генератора переменного тока; 71—привод ограничителя частоты вращения воздушного винта; 72—маслобак двигателя; 73—указатель уровня масла; 74—магистраль подвода воздуха из входного патрубка к датчику температуры Т2; 75—блок электронного регулятора; 76—присоединение диагностической аппаратуры; 77—коробка зажигания; 78—шлицевая муфта вала отбора мощности; 79—вал отбора мощности; 80—ведущая шестерня редуктора; 81—промежуточные шестерни; 82—фланец винта (передаточное число редуктора 15,9); 83—площадки крепления на корпусе редуктора; 84—расчалка для крепления редуктора; 85—масляный фильтр редуктора; 86—контроль уровня масла в редукторе; 87—подвод масла к подшипнику при нормальной работе двигателя; 88—подача масла из аварийной системы; 89—подвод воздуха от 4-й ступени компрессора. В верхней части рисунка помещены схемы охлаждения рабочих лопаток 1-й и 2-й ступеней турбины компрессора.

дения элементов масляной системы с прекращением нормальной подачи масла имеются устройства для обеспечения аварийной смазки главных подшипников двигателя масловоздушной смесью.

Эксплуатационные данные. Двигатель СТ7 обладает преимуществом по удельному расходу топлива по сравнению с конкурентными двигателями (семейства PW 100) на высотах до 7,6 км и скоростях до 560 км/ч.

Сравнение ряда турбовинтовых двигателей по эквивалентным удельным расходам топлива при $H=0$, $M_{\text{п}}=0$, МСА.
1 — перспективные двигатели фирмы Джeneral Электрик.



Ресурс и наработка. Обслуживание ТВД СТ7 возможно как по состоянию, так и с назначенным ресурсом в зависимости от желания заказчика. При обслуживании с назначенным ресурсом устанавливается минимальное время работы до снятия двигателя и осмотра в цеху — 2500 ч и межремонтный ресурс — 6000 ч. При достижении состояния полной доведенности двигателя эти показатели предполагается улучшить.

Во время заводских и летных испытаний наработка двигателя превысила 2500 ч.

Эксплуатационная технологичность. Двигатель состоит из 5 модулей: редуктора, холодной и горячей частей, свободной турбины и коробки вспомогательных агрегатов. Горячая часть может быть снята за 65 мин, а свободная турбина — за 43 мин.

Обслуживание двигателя СТ7 по состоянию основывается на высокой доведенности исходного военного ГТД Т700 и предполагает ежедневные осмотры, анализ данных магнитных уловителей частиц в фильтрах через каждые 100 ч наработки и периодические бороскопические осмотры в сочетании с данными анализа изменения характеристик.

Для облегчения обслуживания предусмотрена развитая система диагностики. Обеспечивается замена в условиях эксплуатации агрегатов, каждый из которых может быть заменен в течение 15 мин; при этом не требуется подрегулировка.

Применение. Самолеты местных авиалиний CASA/Нуртанио CN-235 (ТВД СТ7-7), Сааб-Фэрчайлд SF.340 (ТВД СТ7-5А) и административно-транспортный вариант самолета SF.340 (СТ7-7Е).

ные
5
Д

Ю (при
2°C)

Ю 4
5 4

м. с. 300).

Июль 1979 г. Начало разработки ТВД СТ7.

1982 г. 150-часовые ресурсные высотные испытания в условиях, соответствующих высотам до 9150 м. Летные испытания на летающей лаборатории «Гальфстрим» G1; подтверждение расчетных значений запаса по ГДУ и времени приемистости.

1983 г. Окончание предсертификационных испытаний. Сертификация и разрешение на серийное производство с межремонтным ресурсом 3000 ч.

Октябрь 1983 г. Начало летных испытаний самолета местных авиалиний CN-235.

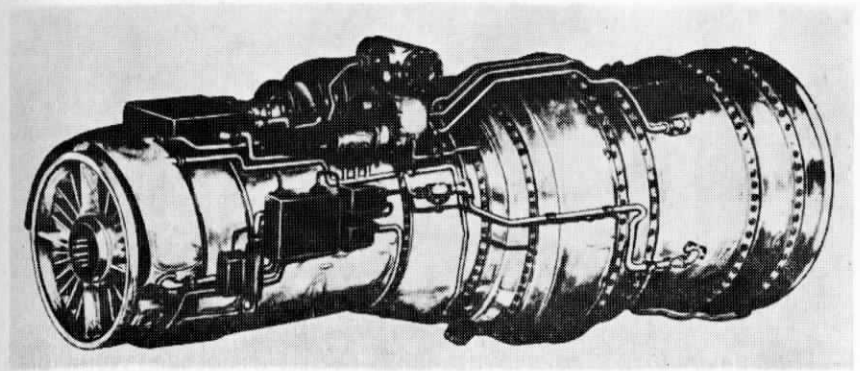
1984 г. Ввод в эксплуатацию самолета CN-235 с ТВД СТ7-7.

П Р А Т Т - У И Т Н И

ГТД/ТВД
США

PW 3005

Трехвальный ГТД/ТВД со свободной турбиной



Параметры ГТД/ТВД PW 3005

Параметры	По программе МТЕ*		Предполагаемые данные ГТД/ТВД PW 3005	
	ГТД	ТВД	ГТД	ТВД
N_e , л.с.	3000 ¹	4600	5300 — 5600	4600 — 4700 (при $t_n \leq 32,2^\circ\text{C}$)
C_e , г/л.с.ч ($H = 0$, $M_n = 0$, МСА)	195 ¹		190 ³	
N_e , л.с.		2750 ²		2600 ⁴
C_e , г/л.с.ч ($H = 9,1$ км, $M_n = 0,6$)		152 ²		145 ⁴
N_e , л.с. ($H = 1,22$ км)	4150 ² при $t_n \leq 35^\circ\text{C}$		3900 при $t_n \leq 32,2^\circ\text{C}$	

¹ Крейсерский режим, данные 1982 г.

² Промежуточный 30-минутный режим.

³ Данные 1981 г.

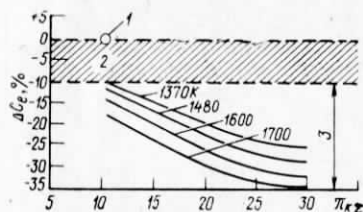
⁴ Режим набора высоты.

* Программа создания ГТД современного технического уровня (см. с. 300).

$$\pi_k = 18-25$$

$$T_r = 1400-1600^\circ\text{K}$$

Разрабатывается одновременно с двигателем GE27 фирмы Джeneral Электрик по конкурсной программе МТЕ, предусматривающей создание двигателя двухцелевого назначения (самолет ПЛО и армейский транспортный вертолет). Рассчитывается на получение высокой экономичности посредством применения больших значений π_k и T_r , а также проведения ряда мероприятий по совершенствованию узлов.



Зависимость изменения удельного расхода топлива от общей степени повышения давления при разных температурах газа перед турбиной. 1—серийные двигатели; 2—усовершенствование узлов; 3—повышение параметров рабочего процесса.

При разработке конструктивной схемы газогенератора были рассмотрены: одновальные схемы с осевым и с осецентрированным компрессором, а также двухвальная схема с центробежным 2-ступенчатым компрессором. В окончательном варианте выбрана трехвальная схема двигателя с двухвальным газогенератором, имеющим осевой компрессор н. д. и центробежный компрессор в. д., приводимые отдельными турбинами, и со свободной турбиной с отбором мощности в передней части двигателя. Двухвальный газогенератор позволит иметь достаточный запас по ГДУ на промежуточных режимах без необходимости перепуска воздуха из компрессора, применения поворотных лопаток НА или других способов регулирования.

Свободная турбина будет иметь разное число ступеней в зависимости от условий применения двигателя.

Применение. Самолет ПЛО ВМС США, транспортный вертолет армии США и возможно СВВП JVX с поворотной силовой установкой, имеющей двигатели, размещенные на концах крыла самолета.

Этапы создания. По сведениям на конец 1981 г. было намечено:

Начало 1982 г. Окончание проектирования узлов.

1983 г. Испытания газогенератора.

1984 г. Испытания укомплектованного двигателя.

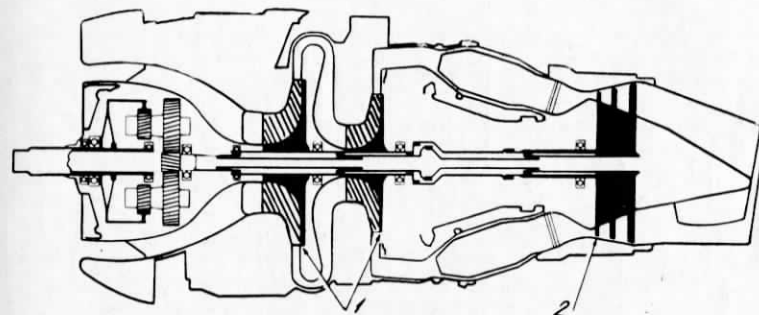
1988 г. Начало производства малой серии.

РОЛЛС-РОЙС

ТВД
АНГЛИЯ

„ДАРТ„ Мк.551

Дальнейшее развитие серийного
ТВД «Дарт» RDa.7



Изменения, введенные в ТВД «Дарт» Мк.551.
1—усовершенствованный компрессор; 2—усовершенствованная турбина.

$N_z = 2330$ э. л. с. } взлетный режим
 $N_v > 1284$ л. с. } режим набора высоты
и крейсерский режим
 C_e на 12% ниже, чем у серийного ТВД «Дарт» RDa.7
 $D_{дв} = 963$ мм
 $L_{дв} = 2496$ мм (без выпускной трубы)
 $M_{дв} > 639$ кг
 $\gamma_{дв} > 0,274$ кг/э. л. с.

Воздухозаборник — с акустической облицовкой. Позволяет на режимах пониженной мощности снизить шум на 10 EPN дБ и полностью исключить «вой», характерный для ТВД «Дарт». Прошел испытания в полете.

Компрессор — 2-ступенчатый, центробежный, с усовершенствованными ступенями н. д. и в. д., в которых изменены крыльчатки и диффузоры с целью увеличения степени повышения давления и к. п. д. Разработан на основе компрессора ТВД «Дарт» Мк.21, но с уменьшенным на 6% расходом воздуха. Уменьшено на 4% сечение горла диффузора компрессора в. д. и изменен угол наклона лопаток на выходе из крыльчатки компрессора н. д. с целью повышения газодинамической устойчивости. Усовершенствования компрессора позволили понизить C_e на 2%.

Турбина — 3-ступенчатая, с улучшенными газодинамическими характеристиками проточной части.

Состояние развития. В доводке.

Применение. Двигатель предназначен для замены ТВД «Дарт» RDa.7 на самолетах ВАе.748 и «Фоккер» F-27.

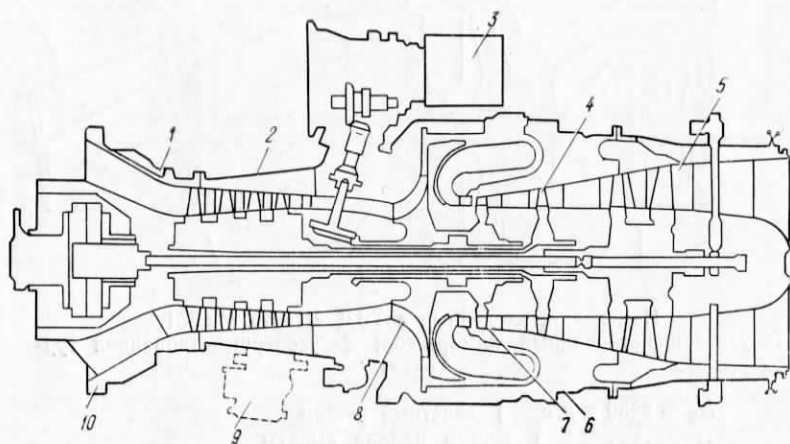
Этапы развития

Ноябрь 1982 г. Начало стендовых испытаний.

Начало 1984 г. Сертификация двигателя.

„ДЖЕМ“ 60

Трехвальный ГТД со свободной турбиной



Усовершенствования, введенные в ГТД «Джем» 60.

1 — исключена противообледенительная система; 2 — корпус компрессора, обеспечивающий увеличение запасов устойчивости; 3 — электронная система управления; 4 — удлиненные лопатки турбины компрессора н.д.; 5 — свободная турбина с увеличенной пропускной способностью; 6 — топливный коллектор, выполненный в корпусе; 7 — турбина в.д. с увеличенной пропускной способностью; 8 — компрессор в.д. с увеличенной пропускной способностью; 9 — исключен клапан перепуска воздуха после компрессора н.д.; 10 — усиленный входной патрубок.

$N_e = 1345 \text{ л. с.}^1$	} чрезвычайный режим $H=0$, МСА+15 °С ²
$C_e = 218 \text{ г/л. с. ч}$	
$C_e = 294 \text{ г/л. с. ч}$	} при $N_e = 1300 \text{ л. с.}$ $N_e = 0,5 N_{e \text{ вэ}}$
$G_B = 4,72 \text{ кг/с}$	
$D_{\text{дв}} = 584 \text{ мм}$	
$L_{\text{дв}} = 1092 \text{ мм}$	
$M_{\text{дв}} = 155 \text{ кг}$	
$\gamma_{\text{дв}} = 0,11 \text{ кг/л. с.}$	

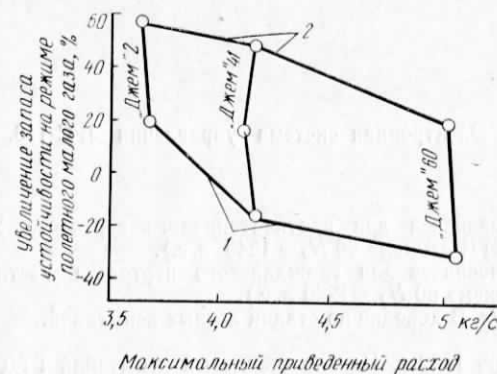
¹ В конце доводки, для военного варианта.

² ГТД «Джем» 60 оптимизирован для условий эксплуатации при температуре МСА + 15 °С.

Приведены особенности ГТД «Джем» 60 по сравнению с ГТД «Джем» 41¹.

Воздухозаборник. Входной канал — кольцевой; входной патрубок усилен и исключена противообледенительная система, так как количество тепла, отводимого от редуктора, достаточно для предотвращения обледенения стоек.

Компрессор — двухкаскадный. Осевой компрессор н.д. по сравнению с ГТД «Джем» 41 имеет уменьшенный внутренний диаметр проточной части с целью увеличения (на 20%) расхода воздуха; его более широкие лопатки позволили увеличить работу ступени и степень повышения давления при той же скорости вращения. В корпусе над рабочими лопатками ступеней компрессора н.д. ГТД «Джем» 2, 41 и 60 выполняются отверстия, щели или пазы с целью увеличения запаса устойчивости, что позволило исключить перепуск воздуха за компрессором н.д.



Увеличение запасов устойчивости на режиме полетного малого газа после усовершенствования корпуса компрессора н.д.
1 — исходный корпус; 2 — корпус, обеспечивающий увеличение запасов устойчивости.

Камера сгорания — усовершенствованная, рассчитана на повышенную температуру газа на входе в турбину. Топливо подводится через каналы, выполненные в корпусе камеры сгорания.

Турбина — 3-рооторная. В турбине в.д. сопловой аппарат охлаждается воздухом, рабочие лопатки с направленной кристаллизацией не охлаждаемые. Увеличена пропускная способность турбины в.д. и свободной.

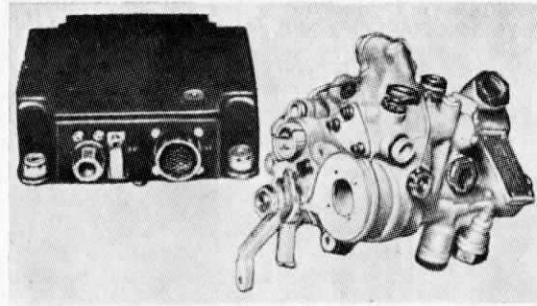
Система управления — универсальная электронная фирмы Гамильтон Стэндард JFC-118 серии MACS (Multi Application Control System). Пригодна для любого авиационного ТВД/ГТД мощностью до 5000 л.с. или ТРДД тягой до 2270 кгс; выбрана для ГТД «Джем» 60 и «Джем» 43 на вертолетах «Агуста» 129 и Уэстленд WG.30.

Применение системы JFC-118 в ГТД «Джем» позволяет исключить значительное число механических деталей. Так, например, механический регулятор частоты вращения свободной турбины и генератор тахометра

¹ Сведения о ГТД «Джем» 41 приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1981, с. 226, 227.

(вместе с приводным валом и редукторами) заменяются одним электрическим импульсным датчиком.

Стоимость системы JFC-118 составляет половину стоимости гидромеханической системы управления, а эксплуатационные расходы по ее обслуживанию составят 1/5 расходов существующей системы в результате повышения надежности, лучшей эксплуатационной технологичности и увеличения срока службы узлов.



Электронная система управления JFC-118.

Применение.

Предназначен для противотанкового вертолета Уэстленд «Линкс» Mk.III (ГТД «Джем» 60 $N_e = 1346$ л.с.).

Предназначен для гражданского вертолета Уэстленд WG.30-100-60 (ГТД «Джем» 60 $N_e = 1220$ л.с.).

Состояние развития. В доводке на стадии летных испытаний.

Этапы развития

Январь 1982 г. Начало стендовых испытаний ГТД «Джем» 60 мощностью 1220 л.с.

Сентябрь 1982 г. Три двигателя проходили сертификационные испытания.

Ноябрь 1982 г. Первый ГТД «Джем» 60, предназначенный для летной доводки на двухдвигательном вертолете Уэстленд WG.30, был поставлен вертолетному заводу в г. Йовил Сомерсет.

Февраль 1983 г. Начало летных испытаний ГТД «Джем» 60-3 на вертолете Уэстленд WG.30-100-60.

1983 г. Планировались поставки первых серийных двигателей.

Модификации

ГТД «Джем» 60-3 $N_e = 1220$ л.с. Предназначается для вертолета Уэстленд WG.30-100.

ГТД «Джем» 61-1 мощностью 1236 л.с. Предназначен для двухдвигательного вертолета «Линкс» 3.

ГТД «Джем» 70. Расчетной мощностью на максимальном чрезвычайном режиме — 1600 л.с. В качестве рабочих лопаток турбины в д.будут применены охлаждаемые рабочие лопатки турбины, уже испытанные на демонстрационном двигателе. Его разработка начнется после начала серийного производства ГТД «Джем» 60. Двигатель будет использоваться на вертолете Уэстленд WG.30-300, предназначенном для эксплуатации в условиях высокогорья и жаркого климата.

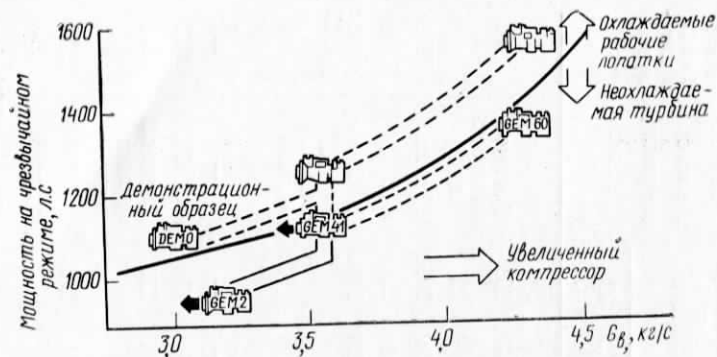
ГТД «Джем» 80 мощностью 1700—1800 л.с. В этом двигателе будут применены охлаждаемые рабочие лопатки турбины и усовершенствованный компрессор.

Таблица основных данных модификаций ГТД «Джем» 60 и двигателей «Джем» более ранних выпусков

Марка двигателя	Аварийный режим (20 с) ¹	Максимальный чрезвычайный режим (2,5 мин) ¹	Промежуточный чрезвычайный режим 1, 2	Взлетный режим (5 мин)	Максимальный продолжительный режим	Крейсерский режим		Разрешение на эксплуатацию выдано	Дата ввода в эксплуатацию
						N_e , л.с.	C_e , г/л.с.ч		
	N_e , л.с.								
	MCA								
	$MCA + 15^\circ C$								
„Джем“ 2 Mk.1001	—	900	830	830	750	415	299	Военной организацией	1976
„Джем“ 2 Mk.1004*	1035	952	895	895	815	400	299	То же	1986
„Джем“ 41-1 Mk.1014	—	1120	1060	1000	890	500	294	„ „	1978
„Джем“ 41-1 Mk.510, Δ	—	1135	1075	1000	890	500	294	Δ УГА Англии, ▲ военной организацией	Δ 1982 ▲ 1983
„Джем“ 43-1 Mk.1020 ▲	—	—	—	—	—	—	—	—	—
$MCA + 15^\circ C$									—
„Джем“ 60-3	—	1346	1278	1222	1115	—	—	—	—
„Джем“ 60-3/1 Mk.530	—	1203	1132	1132	1102	671	276	ФАУ США	1983
„Джем“ 60-3/2 Mk.1030	—	1203	1132	1102	1014	671	276	Военной организацией	1984
„Джем“ 60-3/3 Mk.531	—	1203	1132	1102	1102	671	276	УГА Англии	1983

¹ При одном неработающем двигателе, $H=0$. ² Военной организацией работа двигателя ограничена 60 мин. УГА Англии работу двигателя не ограничивает. ФАУ США работа двигателя ограничена 30 мин.

* Частота вращения выводного вала модификации двигателя без редуктора 27 000 об/мин, а для всех других — 6164 об/мин.



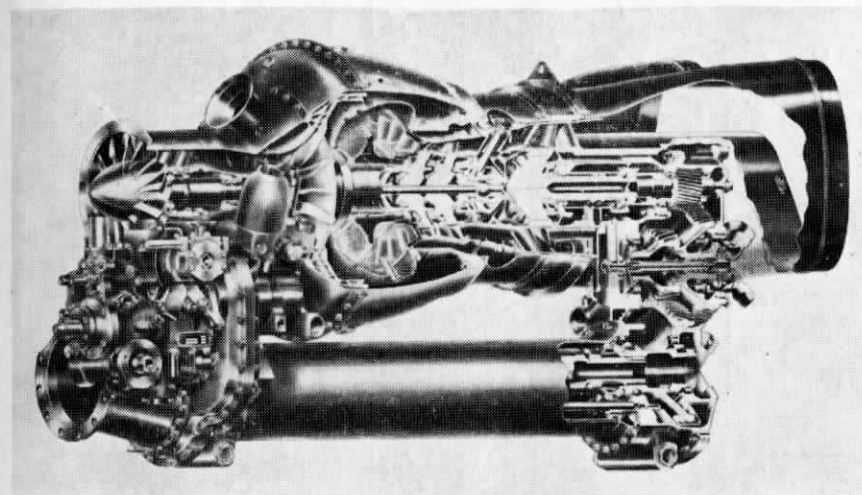
Программа повышения мощности семейства ГТД «Джем».

ТУРБОМЕКА Турбовальный ГТД

ФРАНЦИЯ

«АРИЭЛЬ» 1С-1

Турбовальный ГТД со свободной турбиной

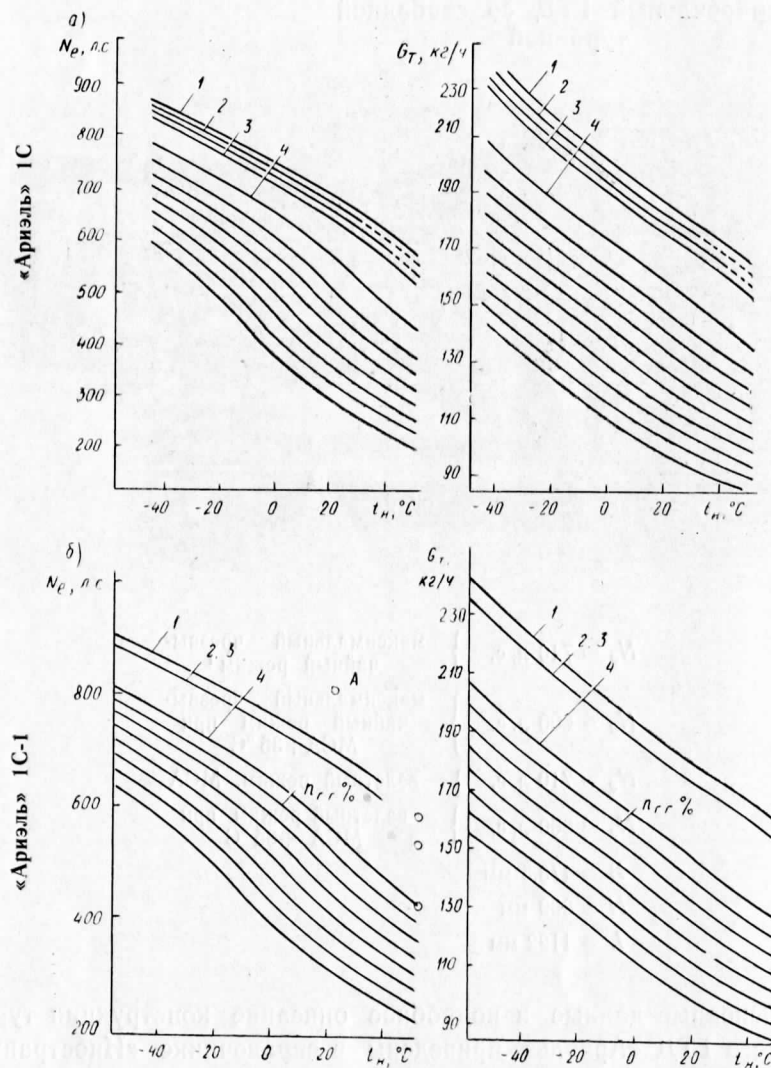


$N_e = 740$ л.с.	} максимальный чрезвычайный режим ¹
$N_e = 600$ л.с.	
$N_e = 710$ л.с.	} максимальный чрезвычайный режим при МСА + 35 °С
$N_e = 560$ л.с.	
$N_e = 710$ л.с.	} взлетный режим, МСА
$N_e = 560$ л.с.	
$N_e = 560$ л.с.	} взлетный режим при МСА + 35 °С
$N_e = 560$ л.с.	
$B = 473,5$ мм	
$H = 609$ мм	
$L = 1122$ мм	

Основные данные и подробное описание конструкции турбовального ГТД «Ариэль» приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», 1978 г., с. 270—275, а сведения о его последующих модификациях, в том числе «Ариэль» 1С, в справочнике за 1981 г., с. 234—239. В данном издании справочника публикуют-

¹ Условия не указываются.

ся сведения о более поздней модификации — «Ариэль» IC-1. Приведены также дополнительные данные о ГТД «Ариэль» и других его модификациях.



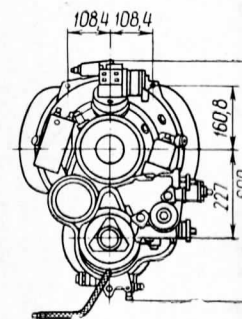
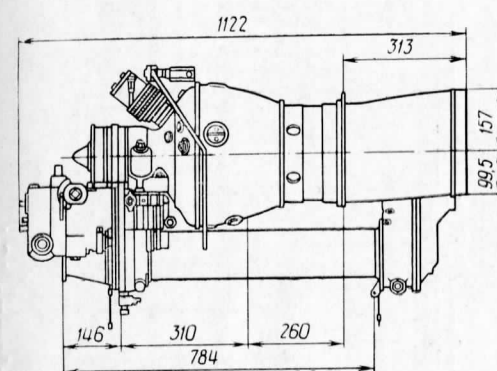
Расчетные кривые изменения мощности и часового расхода топлива ГТД «Ариэль» IC (а) и «Ариэль» IC-1 (б) на различных режимах в зависимости от t_n (клапан перепуска закрыт) ($H=0$).

1—максимальный чрезвычайный режим; 2—промежуточный чрезвычайный режим; 3—взлетный режим; 4—максимальный продолжительный режим; А—гарантированный режим.

Камера сгорания — с пленочным охлаждением жаровой трубы (как на «Ариэль» IC).

Турбина компрессора — 2-ступенчатая. Рабочие колеса с вставными лопатками (как и на «Ариэль» IC) с улучшенным материалом рабочих лопаток 1-й ступени турбины компрессора.

Свободная турбина — имеет повышенный к. п. д.



Габаритные размеры ГТД «Ариэль» IC-1.

Система управления. Система управления обеспечивает простой контроль за состоянием двигателя в одно- и двухдвигательной СУ вертолета. В сервомеханизмах используется в качестве рабочей жидкости топливо.

Одной из функций системы является обеспечение постоянной частоты вращения свободной турбины от минимального до максимального значения на высотах от $H=0$ до потолка.

В случае двухдвигательной СУ система управления равномерно распределяет нагрузку на оба двигателя без необходимости в дополнительном устройстве. Она позволяет пилоту изменять только шаг лопастей несущего винта, т. е. потребляемую мощность.

Система управления разрешает ручной запуск газогенератора до достижения его ротором частоты вращения, равной $\sim 80\%$ от номинальной для двухдвигательной СУ обеспечивает равенство частот вращения роторов газогенераторов в диапазоне от промежуточных до максимальных мощностей; ограничивает частоту вращения ротора газогенератора.

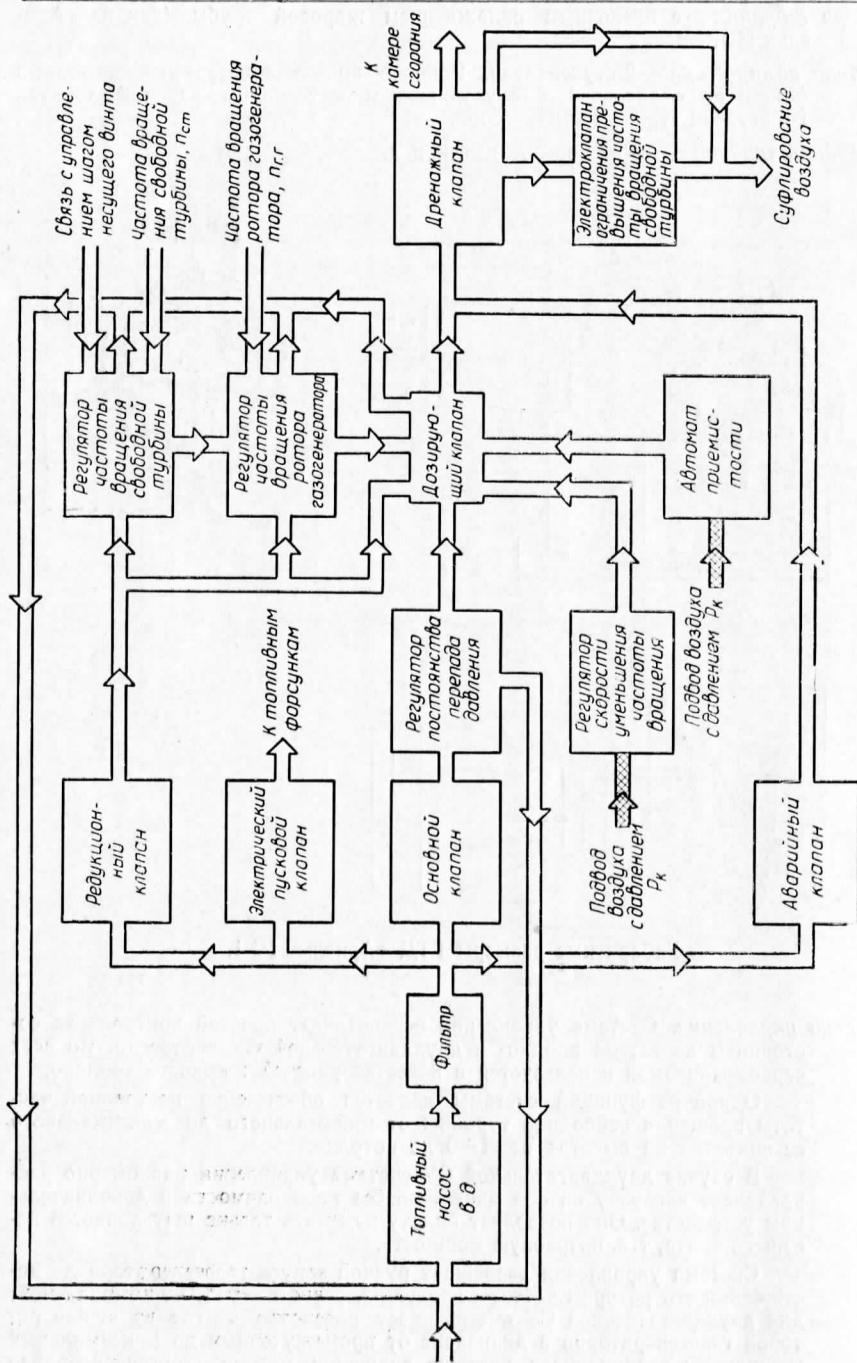


Схема системы управления ГТД «Ариэль» IC-1.

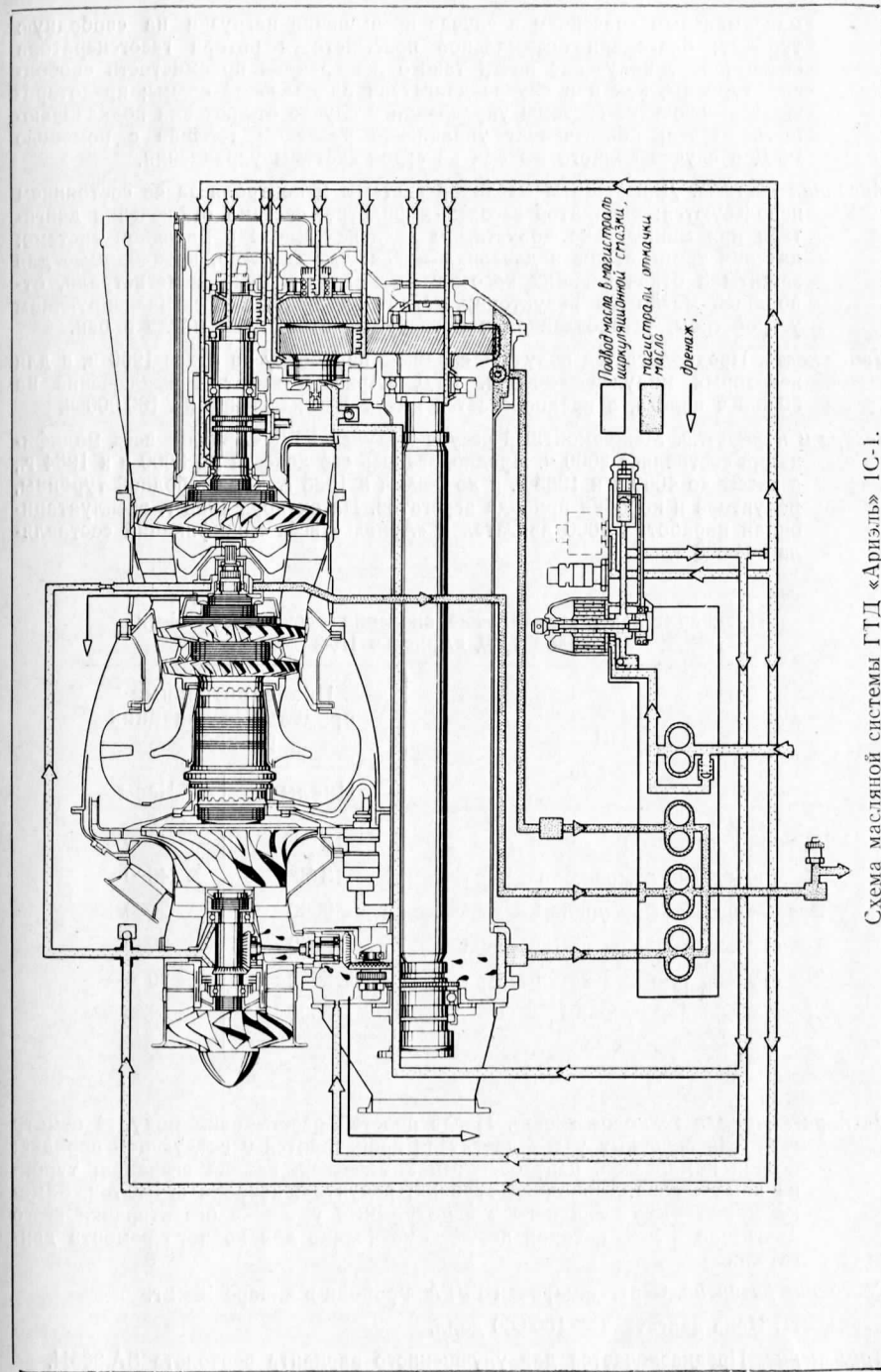


Схема масляной системы ГТД «Ариэль» IC-1.

максимальным значением в случае превышения нагрузки на свободную турбину; благодаря оптимальной приемистости ротора газогенератора обеспечивает получение почти такого же времени приемистости свободной турбины, как и в случае двигателя одновальной схемы; предотвращает выключение системы управления в случае отключения подкачивающего насоса; обеспечивает управление расходом топлива с помощью РВД в случае полного выхода из строя системы управления.

Масляная система. Для защиты масляной системы и контроля за ее состоянием используются: индикатор засорения фильтра; система отключения двигателя при минимально допустимом давлении масла в масляной системе; датчики температуры и давления масла; три фильтра, необходимые для защиты 3 откачивающих насосов; магнитная пробка в магистрали, отводящей масло из редуктора; магнитная пробка с сигнализирующим устройством, установленная в магистрали, отводящей масло в бак.

Надежность. Предполагается получить среднюю наработку на отказ 1900 ч, а для некоторых модулей — 2000 ч. ГТД «Ариэль» имеет 1 выключение на 50 000 ч полета, а предполагается иметь 1 выключение на 100 000 ч.

Ресурс и наработка. Межремонтный ресурс модулей ГТД «Ариэль» всех модификаций составляет 2000 ч. Предполагалось его довести до 3000 ч к 1984 г., а затем до 4000 ч к 1985 г. и до 5000 ч к 1986 г. для свободной турбины, редуктора и коробки привода агрегатов. На октябрь 1983 г. эксплуатационная наработка 1000 двигателей «Ариэль» всех модификаций составляла 504 000 ч.

Предварительные предельные значения ресурса основных узлов ГТД «Ариэль» 1А-2

Узлы	Предварительные предельные значения ресурса	
	Циклы	Часы
Осевой компрессор	13 000	4000
Центробежный компрессор	13 000	4000
Вращающаяся форсунка	2000	2000
1-я ступень турбины компрессора	2000	2000
2-я ступень турбины компрессора	2000	2000
Диск свободной турбины	5000	3000

Эксплуатационная технологичность. После простой расстыковки модулей осмотр и замена основных узлов двигателя производится в следующем порядке: осевой компрессор, центробежный компрессор, камера сгорания; турбина компрессора; свободная турбина; редуктор; коробка агрегатов. Замена может быть выполнена в аэродромных условиях без отправки всего двигателя в цех, которая необходима только для полного ремонта двигателя.

Состояние развития. Сертифицирован ГУГА Франции в январе 1982 г.

Стоимость. Цена двигателя — 100 000 долл.

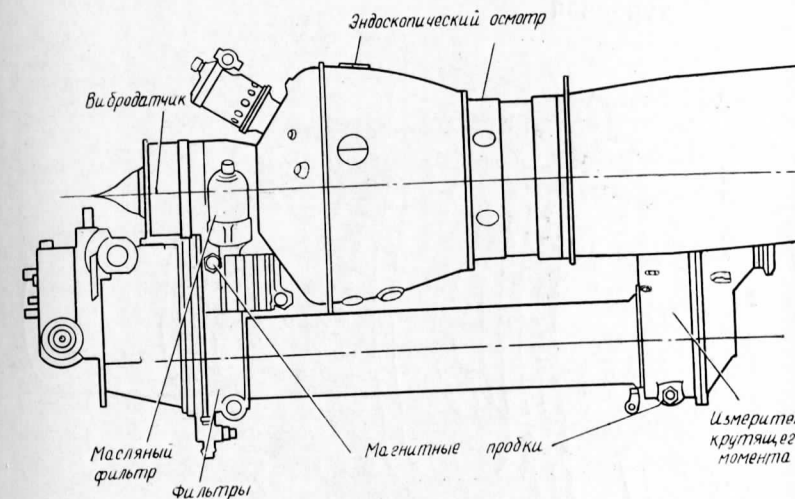
Применение. Предназначается для улучшенного варианта вертолета SA.365N.

Этапы развития.

Январь 1978 г. Первые поставки серийных ГТД «Ариэль» 1.

Июль 1978 г. Сертификация ГТД «Ариэль» 1 УГА Англии.

Начало декабря 1979 г. Сертификация ГТД «Ариэль» 1А-2 ГУГА Франции.



Средства обслуживания двигателя «Ариэль» 1.

Конец декабря 1979 г. Сертификация ГТД «Ариэль» 1А-2 ФАУ США.

Декабрь 1980 г. Сертификация ГТД «Ариэль» 1С ГУГА Фран.

Июль 1981 г. Сертификация ГТД «Ариэль» 1С УГА Англии.

Январь 1982 г. Сертификация ГТД «Ариэль» 1С-1 ГУГА Фран.

Модификации

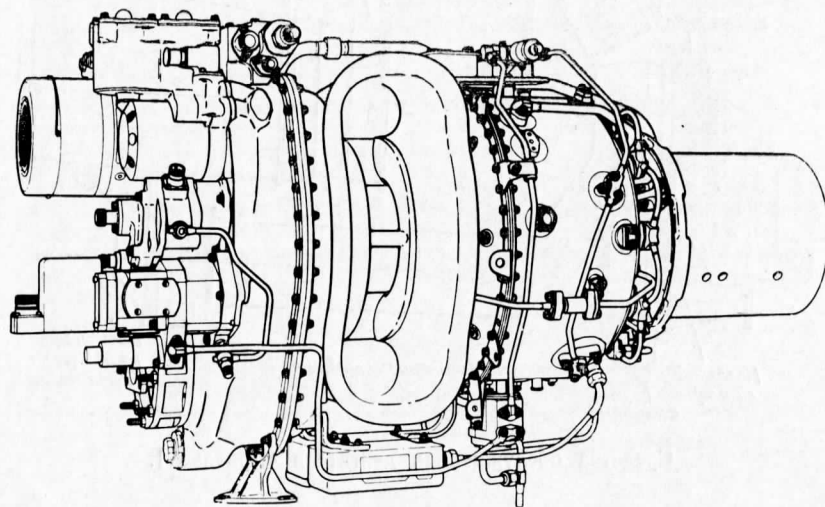
ГТД «Ариэль» 1С. $N_e = 710$ л.с. на максимальном чрезвычайном режиме; $N_e = 669$ л.с. на взлетном режиме; $C_e = 292$ г/л.с.ч при $= 257$ л.с. На октябрь 1982 г. был поставлен 171 двигатель для вертолета «Дофин» 2 SA.365N, темп производства составляет 25—30 двигателей в месяц. ГТД «Ариэль» 1С выбран ВВС КНР для производства вертолетов «Дофин» 2. На конец 1982 г. было поставлено 18 собранных двигателей и более 18 комплектов деталей и узлов для сборки в КНР. Первый собранный в КНР ГТД «Ариэль» 1С прошел приемочное испытание на стенде.

ГТД «Ариэль» 1С-2. На октябрь 1982 г. было поставлено 2 двигателя для сертификации на вертолете «Дофин» 2 SA.365N1.

ГТД «Ариэль» 1М. $N_e = 750$ л.с. на максимальном чрезвычайном режиме (1 мин); $N_e = 710$ л.с. на взлетном режиме; $N_e = 636$ л.с. на максимальном продолжительном режиме. Воздухозаборник с проледевательным устройством. Предназначен для вертолета «Дофин» 2 SA.365F.

ТМ319

Турбовальный ГТД со свободной турбиной



$N_e = 516$ л. с.	} максимальный чрезвычайный режим
$C_e = 245$ г/л. с. ч	
$N_e = 462$ л. с.	} максимальный взлетный режим
$C_e = 250$ г/л. с. ч	
$N_e = 401$ л. с.	} максимальный продолжительный режим
$C_e = 258$ г/л. с. ч	
$N_e = 323$ л. с.	} крейсерские режимы
$C_e = 275$ г/л. с. ч	
$N_e = 292$ л. с.	
$C_e = 283$ г/л. с. ч	
$n_{ГТ} = 54\ 000$ об/мин ¹	
$n_{в.в} = 6000$ об/мин ¹	
$G_v = 1,6$ кг/с ¹	
$\pi_k = 8-8,5$ ¹	
$T_{г*}$ — умеренная	

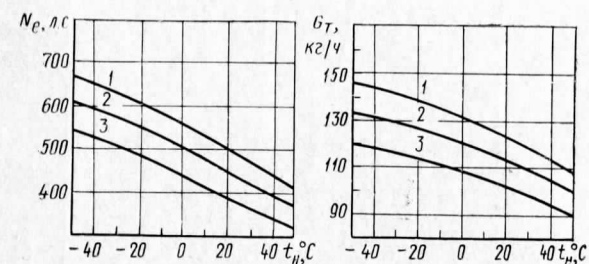
¹ Режим не указан. — Ред.

$$H_{дв} = 521 \text{ мм}$$

$$L_{дв} = 809 \text{ мм (без выходного патрубка)}$$

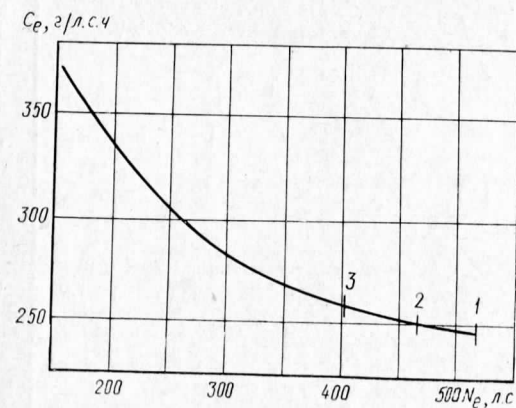
$$M_{дв} = 85 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,184 \text{ кг/л. с.}$$



Изменение мощности и часового расхода топлива ГТД ТМ319 в зависимости от наружной температуры.

1—максимальный чрезвычайный режим; 2—максимальный взлетный режим; 3—максимальный продолжительный режим.



Изменение удельного расхода топлива ГТД ТМ319 в зависимости от его мощности.

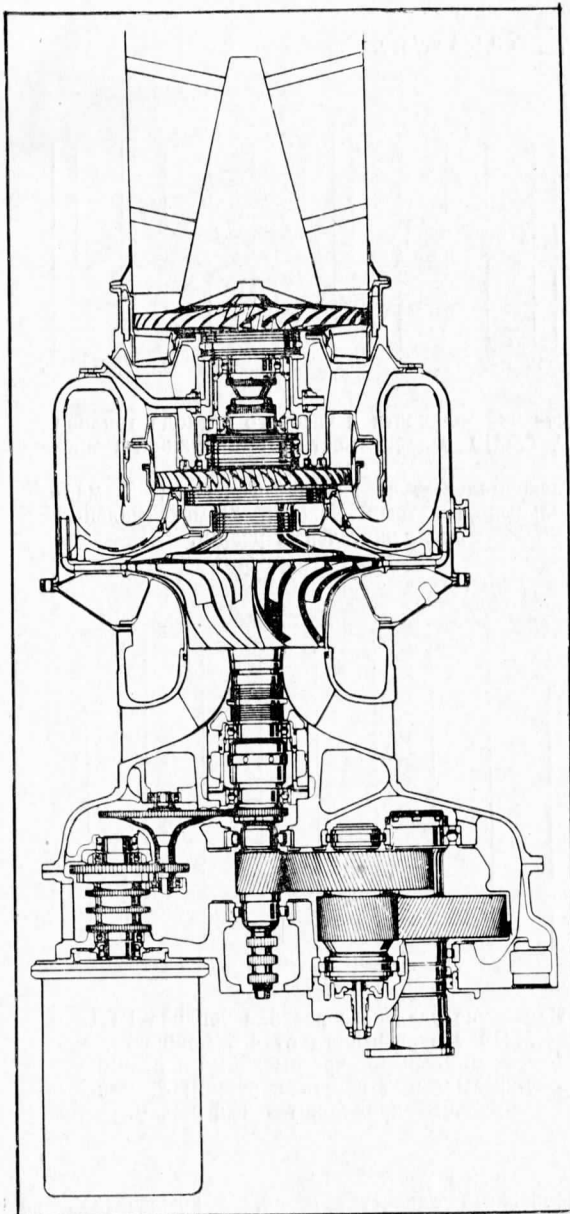
1—максимальный чрезвычайный режим; 2—максимальный взлетный режим; 3—максимальный продолжительный режим.

Воздухозаборник — кольцевой улиточный.

Компрессор — центробежный одноступенчатый, с крыльчаткой из титанового сплава; лопатки переменной кривизны.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина компрессора — одноступенчатая, высоконагруженная в газодинамическом отношении, с вставными неохлаждаемыми рабочими лопатками.

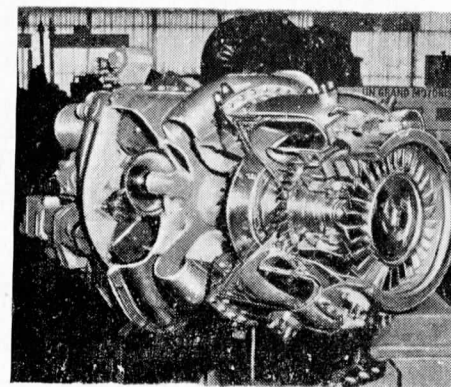


Схематический продольный разрез ГТД ТМ319.

Свободная турбина — одноступенчатая противоположного вращения с отбором мощности в передней части двигателя.

Привод выводного вала — редуктор 2-ступенчатый со смещенной осью. Вал отбора мощности от свободной турбины проходит внутри вала ротора газогенератора.

Система управления — электронная цифровая, на микропроцессорах. Система обеспечивает: автоматический запуск двигателя; постоянную частоту вращения свободной турбины, выявление неисправностей с оповещением пилота; ограничение частоты вращения ротора турбокомпрессора в зависимости от наружной температуры воздуха; ограничение частоты вращения свободной турбины. Резервирование обеспечивается аварийным клапаном ручного управления.



ГТД ТМ319 с частично вырезанным корпусом.

Ресурс и наработка. Первоначальный ресурс для газогенераторной части — 3000 ч. Предполагаемый ресурс для свободной турбины и редуктора — 6000 ч. На июнь 1983 г. стендовая наработка 5 двигателей превысила 160 ч. На октябрь 1983 г. летная наработка 2 двигателей составляла 110 ч.

Эксплуатационная технологичность. Двигатель состоит из 3 модулей: редуктора с приводом агрегатов; ротора газогенератора и свободной турбины с корпусом камеры сгорания. Предусмотрен осмотр бороскопом компрессора, камеры сгорания и свободной турбины. Установлены магнитные пробки, счетчик отработанных циклов, сигнальная лампа, предупреждающая о засорении масляного фильтра, и индикатор засорения топливного фильтра.

Состояние развития. В доводке.

Стоимость. Цена двигателя — 70 000 долл.

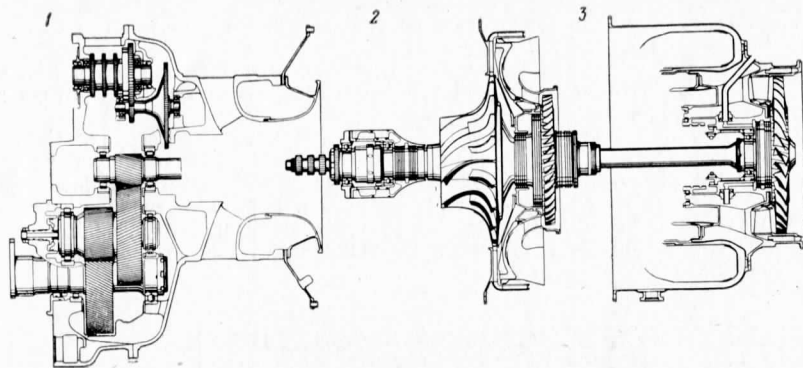
Применение. Первоначально предполагается установка ГТД ТМ319 на двухдвигательные вертолеты AS.355 «Эжурей» 2 (ВВС Франции) и «Туин Стар» (ВВС США), а также на гражданские легкие и сверхлегкие вертолеты массой 2—2,5 т и 1—1,5 т соответственно.

Этапы развития

Сентябрь 1981 г. Начало разработки ГТД ТМ319.

Февраль 1983 г. Начало стендовых испытаний первого полностью собранного ГТД ТМ319 с редуктором и агрегатами.

Программой доводки предусматривается использование 10 опытных двигателей для стендовых испытаний.



Модули ГТД ТМ319.

1—редуктор с приводом агрегатов; 2—часть газогенератора; 3—свободная турбина с корпусом камеры сгорания.

Начало мая 1983 г. 50-часовое испытание двигателя на получение свидетельства о годности к полетам.

Середина мая 1983 г. Начало летных испытаний ГТД ТМ319 на вертолете AS.355 «Экюрей» 2.

Программой доводки предусмотрено применение 6 опытных двигателей для летных испытаний.

Март 1985 г. Намечено 150-часовое испытание двигателей.

Октябрь 1985 г. Запланирована сертификация ГТД ТМ319.

Конец 1985 г. Предполагаются первые поставки серийных двигателей.

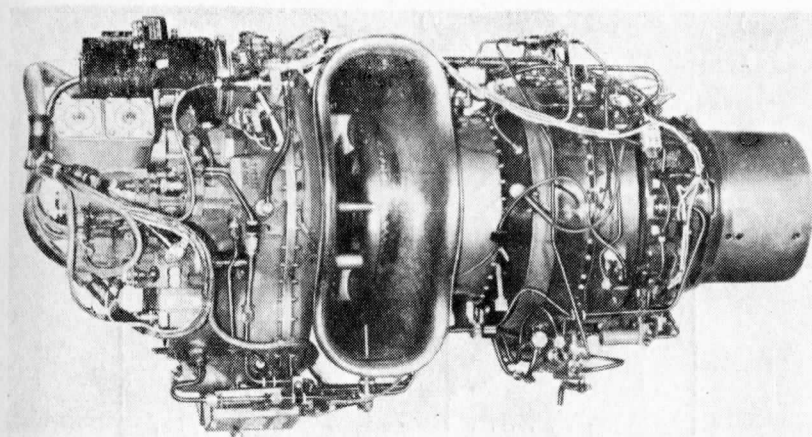
Варианты. Предполагается разработать двухконтурный и турбовинтовой варианты ТМ319, а также ВСУ. Решено изготовить 2 опытных ТВД. Стендовые испытания первого газогенератора для ТВД начнутся в конце 1984 г., а летные испытания — в середине 1985 г. ТВД будут установлены на учебно-тренировочном самолете «Эпсилон».

ТУРБОМЕКА

ТМ 333

Турбовальный ГТД
ФРАНЦИЯ

Турбовальный ГТД со свободной турбиной



Расчетные значения параметров	Гражданский вариант		Военный вариант	
	$H=0$, МСА	$H=0$, МСА+35° С	$H=0$, МСА	$H=0$, МСА+30° С

Максимальный чрезвычайный режим

Мощность, л. с.	925	655	—	—
Удельный расход топлива, г/л. с. ч	234	263	—	—

Максимальный взлетный режим

Мощность, л. с.	850	590	850	720
Удельный расход топлива, г/л. с. ч	237	270	237	255

Максимальный продолжительный режим

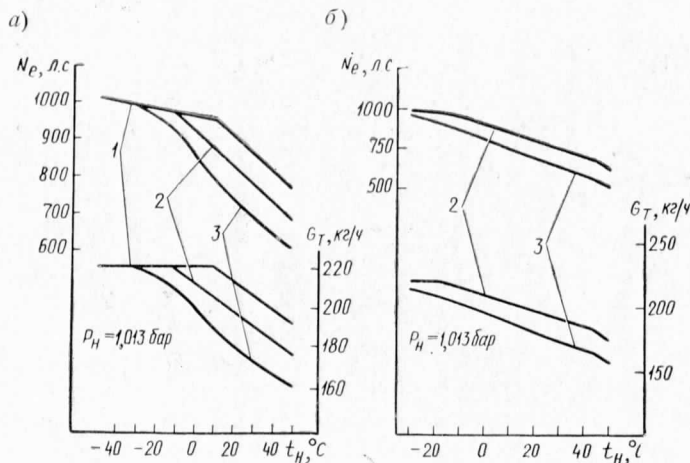
Мощность, л. с.	760	515	760	620
Удельный расход топлива, г/л. с. ч	243	281	243	265

$n_{гг} = 45\,000$ об/мин

$n_{ст} = 37\,000$ об/мин

$n_{в.в} = 6000$ об/мин

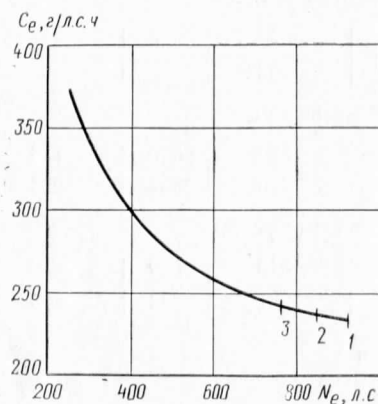
$G_B > 3 \text{ кг/с}$
 $\pi_K = 10,5-11$
 $T_{г*} = 1370 \text{ °K}$
 $H_{дв} = 557 \text{ мм}$
 $L_{дв} = 943 \text{ мм}$
 $M_{дв} = 140 \text{ кг (с агрегатами)}$
 $\gamma_{дв} = 0,165 \text{ кг/л. с.}$



Зависимость мощности и часового расхода топлива от наружной температуры для ГТД ТМ 333.

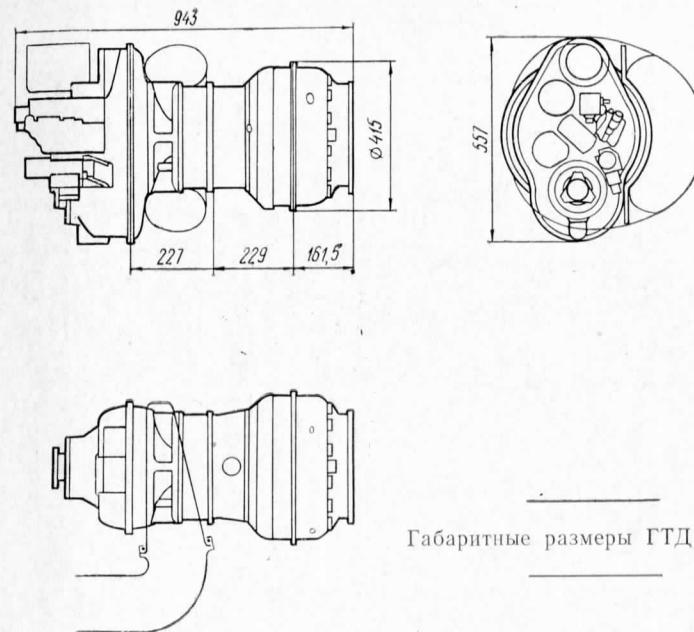
а — гражданский вариант; б — военный вариант.

Режимы работы двигателя: 1 — максимальный чрезвычайный; 2 — взлетный; 3 — максимальный продолжительный.



Зависимость удельного расхода топлива от мощности ГТД ТМ 333.

1 — максимальный чрезвычайный; 2 — взлетный; 3 — максимальный продолжительный.



Габаритные размеры ГТД ТМ 333.

Воздухозаборник с радиальным входом — кольцевой, улиточного типа.

Компрессор — комбинированный, 3-ступенчатый. 2 осевые ступени с регулируемым ВНА и рабочими колесами, выполненными из стали. Центробежная ступень с крыльчаткой из титанового сплава с лопатками переменной кривизны. Сама крыльчатка изготавливается на пятишпиндельном фрезерном станке с программным числовым управлением. На входе в центробежную ступень установлен регулируемый НА для согласования ее работы с работой осевых ступеней. Диффузор на выходе из крыльчатки — радиально-осевого типа.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная с 12 форсунками испарительного типа.

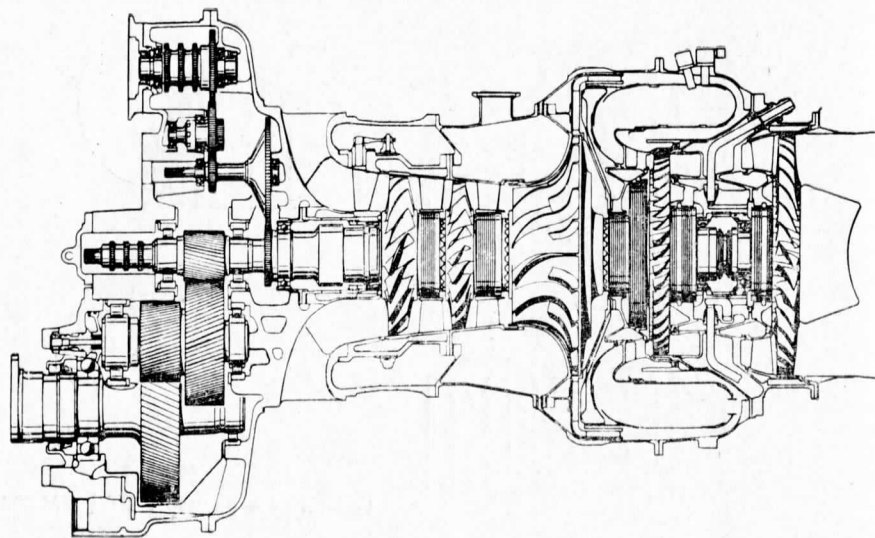
Турбина компрессора — одноступенчатая, высоконагруженная, с неохлаждаемыми вставными рабочими лопатками.

Свободная турбина — одноступенчатая, с вставными рабочими лопатками.

Привод выводного вала. Вал отбора мощности от свободной турбины расположен внутри вала привода компрессора. Редуктор — 2-ступенчатый со смещенной осью, находится спереди двигателя.

Топливная система. Состоит из топливного центробежного насоса н.д., топливного фильтра, насоса в.д., клапана перепуска, включаемого при увеличении перепада давления в системе.

Система управления — электронная, с 3 каналами: один — цифровой и два — аналоговых. Система выполняет три функции: регулирование частоты вращения свободной турбины; регулирование угла поворота лопаток ВНА компрессора; ограничение превышения частоты вращения свободной турбины. Эти функции реализуются в трех независимых каналах (регуляторах), каждый из которых имеет свои датчики и свой источник питания (в канале управления свободной турбиной сдублирован).

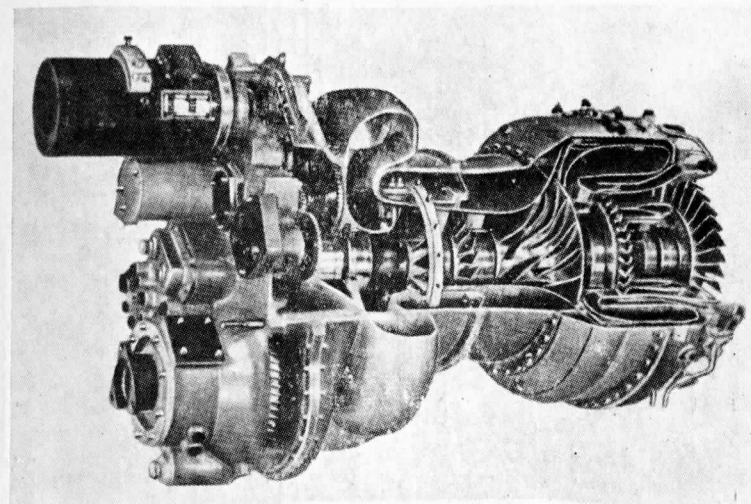


Схематический продольный разрез ГТД ТМ 333.

Постоянную частоту вращения свободной турбины обеспечивает регулятор на микропроцессорах «Моторола» 6800, который выполняет следующие функции: автоматический запуск, ограничение частоты вращения при приемистости и дросселировании (во избежание помпажа и заглохания), выявление неисправностей и оповещение о них пилота, ограничение частоты вращения турбокомпрессора в зависимости от наружной температуры, синхронизацию двигателей в двоянной силовой установке, блокировку свободной турбины. В этой системе используется только гидромеханический исполнительный механизм. Связь с регулятором подачи топлива осуществляется через механизм с цифровым управлением, который управляет моментным моторчиком дозатора.

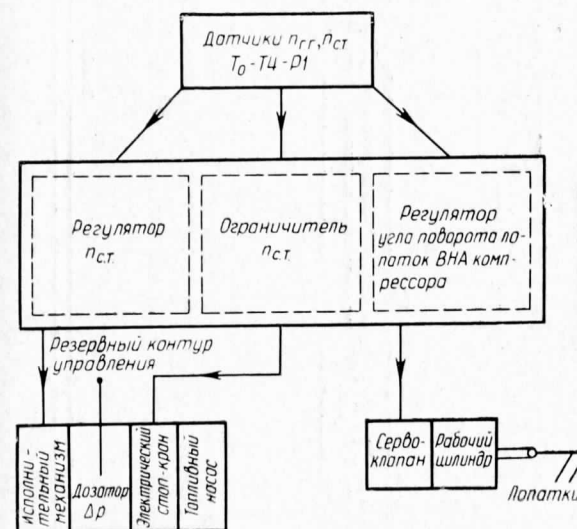
Регулирование угла поворота лопаток ВНА компрессора осуществляется аналоговым регулятором, функции которого в аварийной ситуации выполняет цифровой регулятор. Связь с исполнительным механизмом осуществляется через моментный моторчик сервоклапана «Сопелем» с двумя обмотками (одна — для аналогового регулятора, другая — для цифрового), который управляет гидромеханическим цилиндром (разработан фирмой Турбомека) с обратной связью по положению цилиндра.

Ограничение превышения частоты вращения свободной турбины осуществляется аналоговым регулятором. В случае превышения предельного значения частоты вращения свободной турбины двигатель выключается. При этом предотвращается выключение второго двигателя. Регулятор оценивает также термодинамическую долговечность элементов двигателя. Система резервирования — гидромеханическая с ручным управлением, воздействующим на дозатор топлива.



ГТД ТМ 333 с частично вырезанным корпусом.

В октябре 1981 г. были начаты испытания опытного регулятора фирмы Турбомека на ГТД ТМ 333, а в апреле 1982 г. летные испытания на вертолете «Дофин» SA.365. Серийный регулятор создается под руководством фирмы Турбомека в ее отделении ЕЛЕСМА. Предсерийный вариант имеет модульную конструкцию и может применяться на различных типах двигателей при соответствующем перепрограммировании микропроцессора.



Блок-схема электронной системы управления ГТД ТМ 333 на вертолете «Дофин».

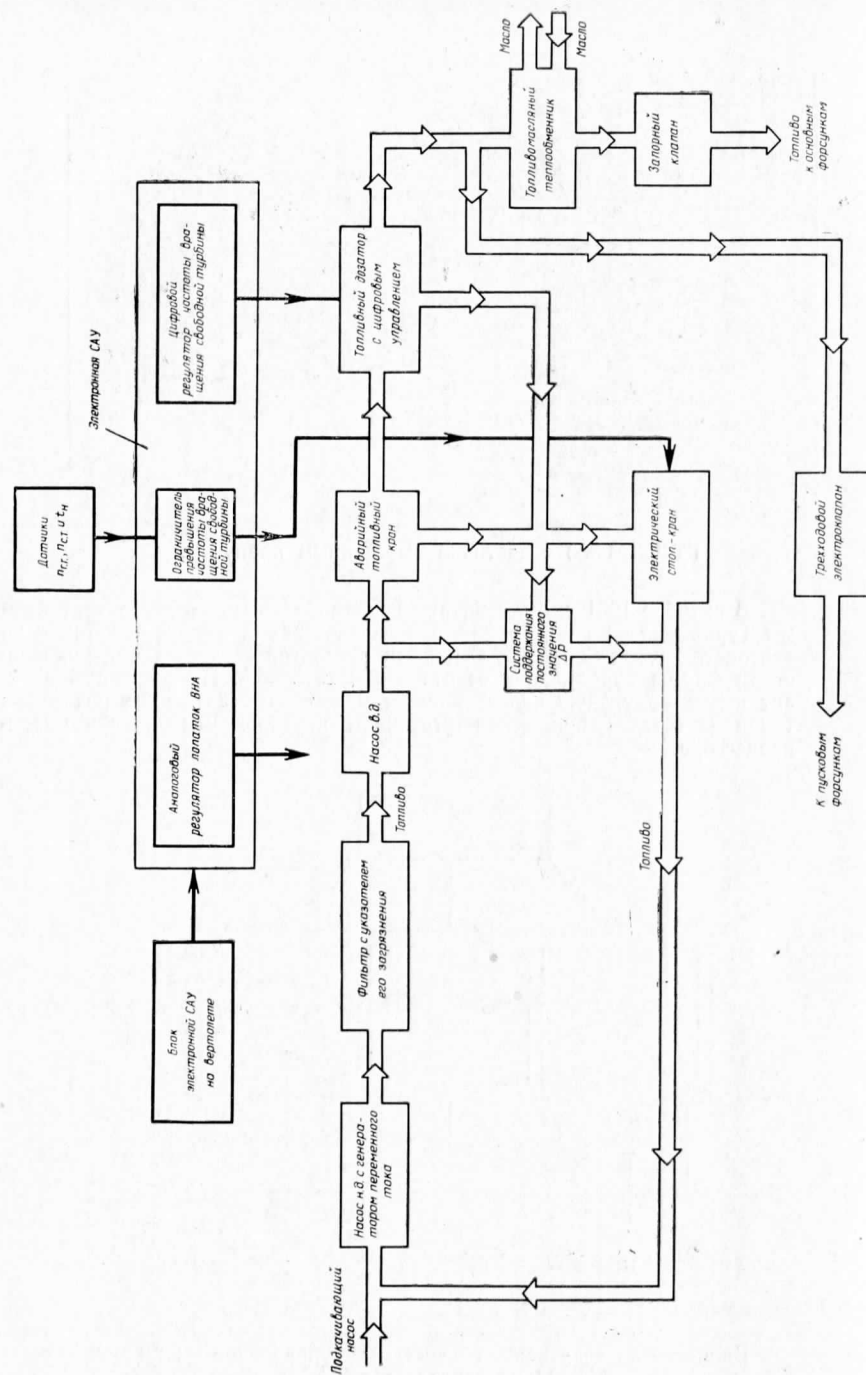
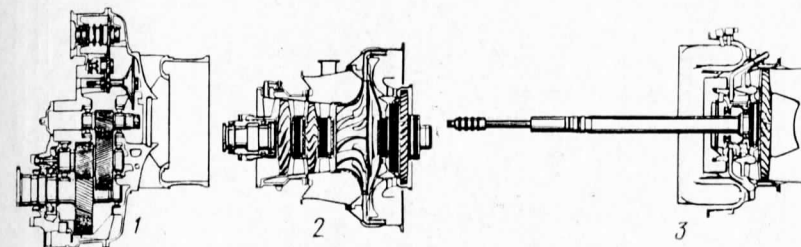


Схема САУ ГТД ТМ 333.

Масляная система — содержит следующие узлы и элементы: масляный бак (устанавливается на вертолете); нагнетающий и два откачивающих насоса; топливомасляный теплообменник; воздушно-масляный теплообменник с заслонками регулирования поступления воздуха (устанавливается на вертолете); масляный фильтр (с индикатором засорения); магнитные пробки; датчики указаний температуры и давления масла на входе в двигатель.

Ресурс и наработка. К сентябрю 1983 г. наработка 12 опытных двигателей ТМ 333 составила 2221 ч, из них летная наработка — 480 ч.

Эксплуатационная технологичность. Двигатель состоит из трех модулей: редуктора, газогенератора и свободной турбины с валом отбора мощности от нее. Съем модулей производится небольшим количеством инструментов. В двигателе имеется только 149 наименований деталей, в то время как в ГТД «Ариэль» — соответственно 250, причем из них 28 подшипники.



Модули ГТД ТМ 333.

1 — редуктор; 2 — часть газогенератора; 3 — свободная турбина с корпусом камеры сгорания.

Состояние развития. В 1983 г. проходили стендовые испытания 12 двигателей и летные — 3 двигателя. Всего программой доводки предусмотрено изготовление 16 опытных двигателей.

Стоимость. Стоимость разработки двигателя оценивается в 200—300 млн. долл. Цена двигателя 150 000 долл.

Применение. Предназначается для двухдвигательных вертолетов взлетной массой 4000—5000 кг. Предполагается устанавливать на военные и гражданские варианты вертолета Аэроспасьяль «Дофин» SA.365. Рассматривается возможность использования для замены силовых установок на вертолетах Белл 222, Сикорский S-76, MBV/Кавасаки ВК.117 и Агуста А.129. Планируется разработать вертолет «Экюрей» в варианте подъемного крана с ГТД ТМ 333.

Этапы развития

Июль 1979 г. Начало разработки ГТД ТМ 333.

Август 1981 г. Первое стендовое испытание газогенератора двигателя.

Сентябрь 1981 г. Первое стендовое испытание двигателя.

Январь 1982 г. Завершение 50-часовых предполетных испытаний.

Апрель 1982 г. Первый полет вертолета с ГТД ТМ 333.

Май — июнь 1982 г. Предварительные 150-часовые испытания.

Сентябрь 1982 г. 150-часовое длительное испытание ТМ 333 при заявленной мощности.

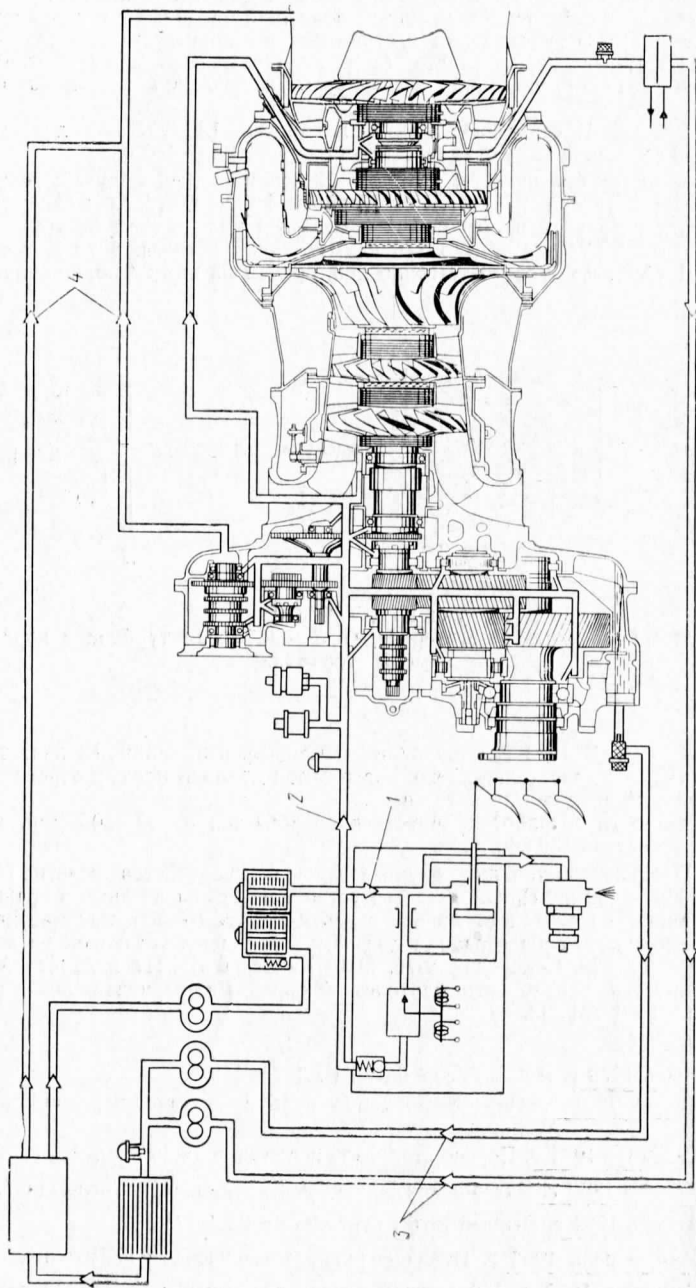
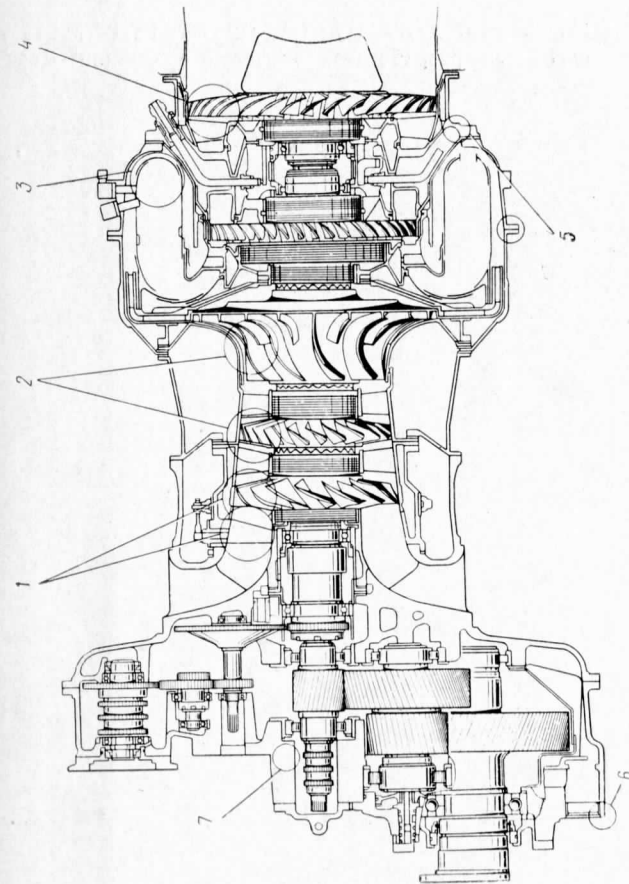


Схема масляной системы ГТД ТМ 333.
 1—магистраль подвода масла в.д.; 2—магистраль подвода масла в систему смазки; 3—магистраль отдачи масла; 4—дренаж.



Места осмотра узлов ГТД ТМ 333 с помощью бороскопа и места, где контролируется состояние масла.
 1—ВНА и рабочее колесо 1-й ступени осевого компрессора; 2—рабочее колесо 2-й ступени осевого компрессора и крыльчатка центробежного компрессора; 3—камера сгорания; 4—рабочее колесо свободной турбины; 5—магнитная пробка заднего подшипника; 6—магнитная пробка редуктора; 7—контрольная лампа загрязнения фильтра.

Март — апрель 1984 г. Официальные 150-часовые испытания.
 Март 1985 г. Планируется сертификация ГТД ТМ 333 во Франции.
 Апрель 1985 г. Первые поставки серийных двигателей.
 Конец 1985 г. Планируется сертификация ГТД ТМ 333 ФАУ США.

Модификации и варианты.

ГТД ТМ 333В. На первом этапе предусмотрено увеличение мощности двигателя на 12% и снижение удельного расхода топлива на 3,5%, в результате повышения температуры газа на входе в турбину¹. Последующие стадии развития будут намечены после выполнения первого этапа.

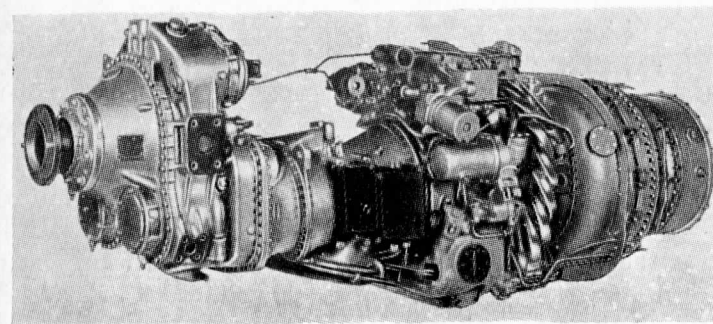
ТРДД GTM 333. Этот двухконтурный вариант ГТД ТМ 333 тягой 500 кгс предполагается разработать совместно с фирмой Дженерал Электрик.

П Р А Т Т - У И Т Н И ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА

ТВД
КАНАДА

PW 120¹

Трехвальный ТВД



$N_9 = 2390$ э. л. с.	} максимальная располагаемая мощность при $H=0$, $M_n=0$
$N_9 = 2100$ э. л. с. до $t_n = 28^\circ\text{C}$	
$C_9 = 220$ г/э. л. с. ч	} первый взлетный режим при $H=0$, $M_n=0$
$N_B = 2000$ л. с.	
$N_9 = 1892$ э. л. с. до $t_n = 28^\circ\text{C}$	} второй взлетный режим при $H=0$, $M_n=0$
$C_9 = 227$ г/э. л. с. ч	
$N_B = 1800$ л. с.	

$N_9 = 1787$ э. л. с.	} максимальный продолжительный (до $t_n = 33^\circ\text{C}$, $H=0$, $M_n=0$)
$C_9 = 230$ г/э. л. с. ч	
$N_B = 1700$ л. с.	} максимальный при наборе высоты (до $t_n = 17^\circ\text{C}$)

$N_9 = 1704$ э. л. с.	} максимальный крейсерский при $H=0$, $M_n=0$
$C_9 = 233$ г/э. л. с. ч	
$N_B = 1619$ л. с.	
$n_B = 1200$ об/мин	
$\pi_K = 11,8-12,5$	

¹ Раньше ТВД PW 120 имел обозначение PT7A-2R. См. справочник «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1981, с. 251.

¹ По-видимому, при одновременном повышении π_K .

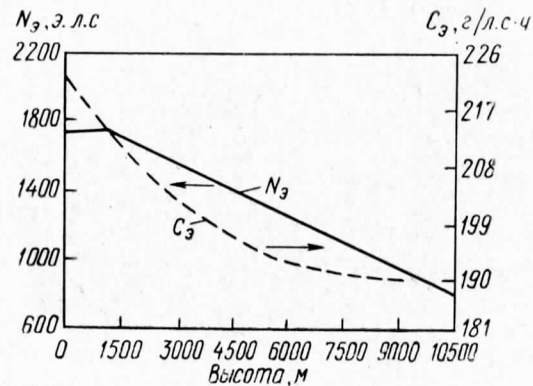
$$T_r = 1440-1533^\circ\text{K}$$

$$D_{\text{дв}} = 635 \text{ мм}$$

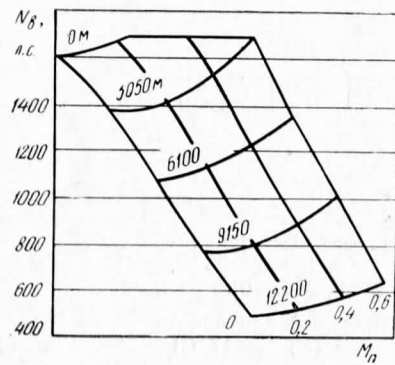
$$L_{\text{дв}} = 2130 \text{ мм}$$

$$M_{\text{дв}} = 418 \text{ кг}$$

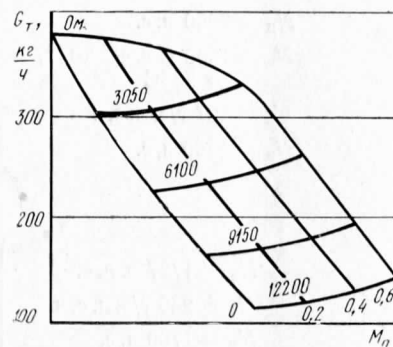
$$\gamma_{\text{дв}} = 0,20 \text{ кг/э. л. с.}$$



Высотная характеристика двигателя PW 120 на максимальном крейсерском режиме полета ($V=460 \text{ км/ч}$).



Расчетная зависимость мощности на максимальном крейсерском режиме ТВД PW 120 от высоты и числа M полета ($n_b = 1200 \text{ об/мин}$, без учета потерь на входе, МСА).

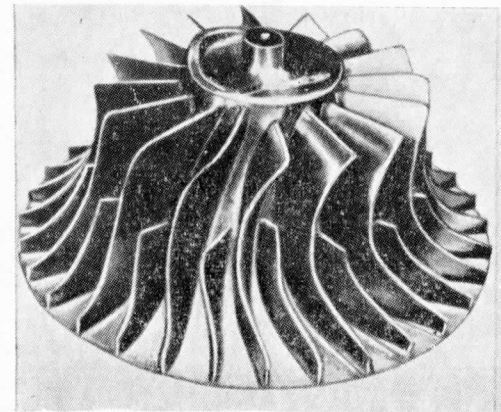


Расчетная зависимость часового расхода топлива на максимальном крейсерском режиме ТВД PW 120 от высоты и числа M полета ($n_b = 1200 \text{ об/мин}$, без учета потерь на входе, МСА).

Воздухозаборник — имеет канал S-образной формы, обеспечивающий сепарацию попадающих во вход посторонних предметов. Наддув от воздушного винта дает дополнительный выигрыш во взлетной тяге на 2—3%.

Компрессор — двухкаскадный, центробежные к. н. д. и к. в. д. — одноступенчатые. Пространственное течение в компрессоре рассчитано на ЭВМ. Общий к. п. д. компрессора семейства PW 100 превышает 80% при $\pi_k = 12,5$ ($H=0$); $\pi_{\text{к.н.д.}} = 4,5-4,8$; $\pi_{\text{к.в.д.}} = 2,7-2,8$.

После крыльчатки н. д. с лопатками переменной кривизны, изогнутыми против вращения, установлен трубчатый диффузор (патент фирмы Пратт-Уитни) постоянного сечения.



Крыльчатка компрессора н. д.

Обе крыльчатки изготовлены из титанового сплава штамповкой с последующей обработкой на фрезерных станках и приводятся от одноступенчатых турбин с противоположным направлением вращения колес.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная с 14 форсунками с воздушным распыливанием топлива и с двумя воспламенителями. Выполнена из листового материала и имеет улучшенную схему охлаждения с целью снижения температуры стенок и увеличения ресурса. Обеспечивает малый выброс загрязняющих веществ.

Турбина в. д. — охлаждаемая; имеет 47 рабочих лопаток, изготовленных методом направленной кристаллизации. В перспективе возможно применение более дорогих охлаждаемых монокристаллических лопаток.

Турбина н. д. — неохлаждаемая; имеет 53 рабочих лопатки.

Свободная турбина — 2-ступенчатая с бандажированными лопатками и с кольцом для удержания лопаток в случае их обрыва. Особенностью всех ступеней турбины являются низкие осевые скорости газа, что позволит в дальнейшем обеспечить увеличение расхода.

Силовая конструкция. Все 7 основных подшипников установлены непосредственно в корпусе двигателя. Валы жесткие (критические частоты превышают частоты вращения валов); межваловые подшипники отсутствуют.

Каждая из 3 турбин вращается в противоположном направлении, что обеспечивает уменьшение аэродинамических потерь в проточной части и снижает гироскопический момент.

Привод воздушного винта. Редуктор — 2-ступенчатый со смещенной осью на подшипниках качения. При такой конструкции редуктора пространство за ним может использоваться для расположения агрегатов. Кроме того, принятая схема редуктора проще, чем при соосном расположении валов привода воздушного винта и свободной турбины. Корпус редуктора литой из магниевого сплава; крепится непосредственно к корпусу двигателя, что не требует такой тщательной подгонки, как в двигателе с выносным редуктором. Ведущая шестерня 1-й ступени — шевронная; ведомые — имеют косой зуб.

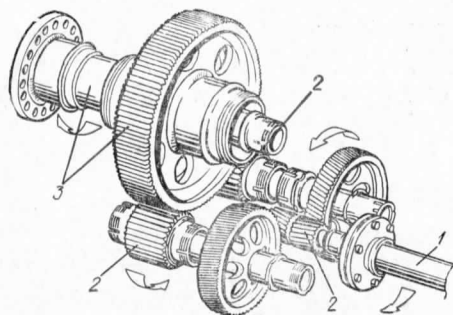
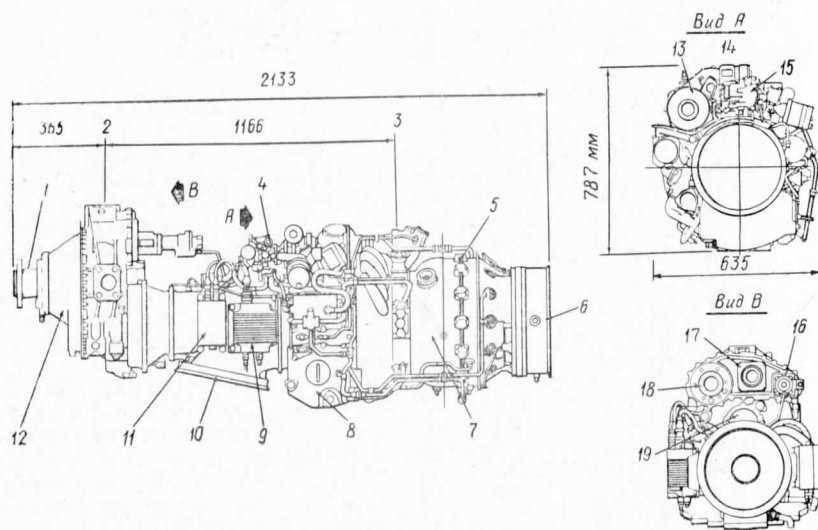
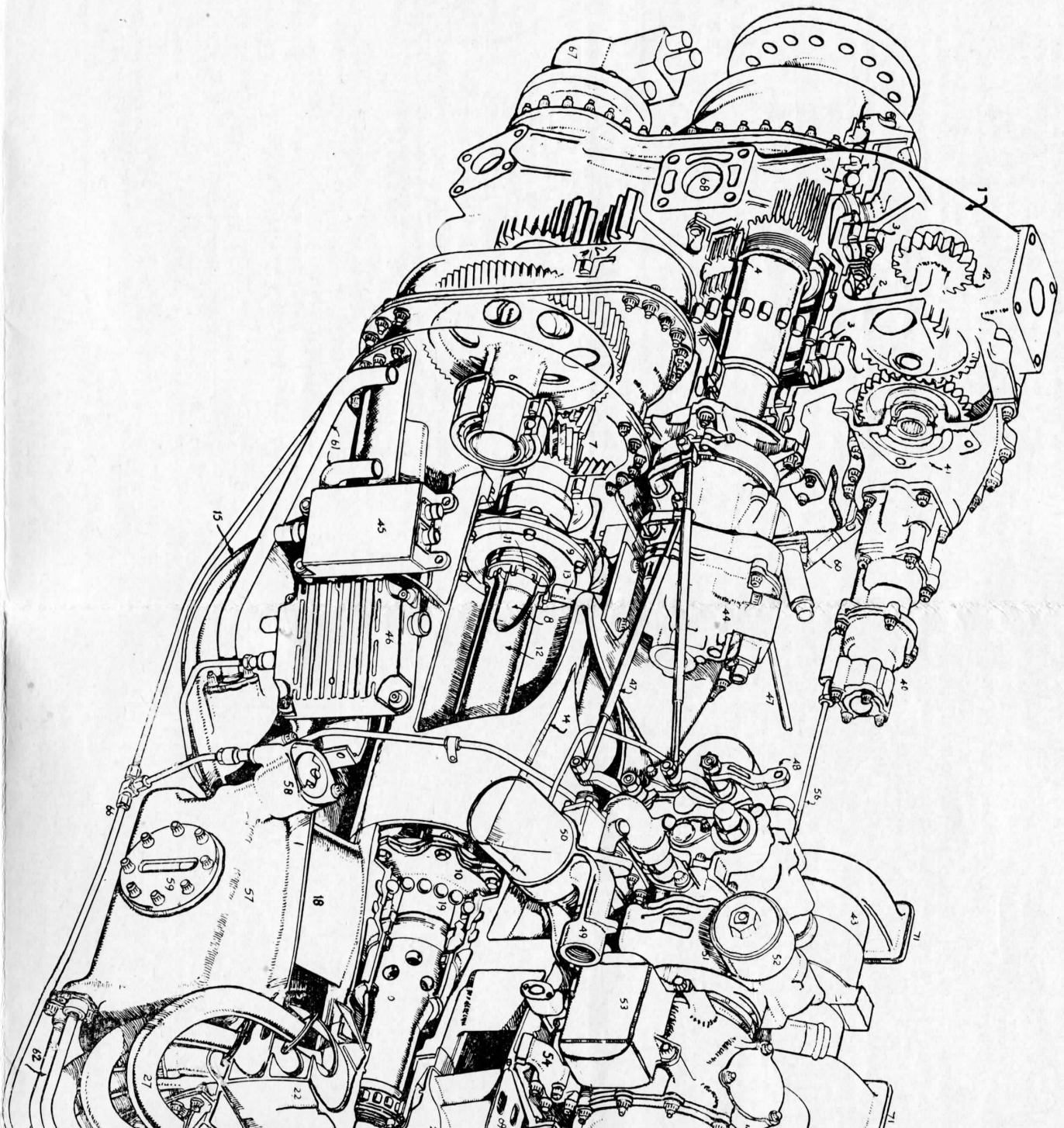


Схема редуктора.
1—ведущий вал, $n=20\,000$ об/мин; 2—ведущие шестерни 1-й и 2-й ступеней редуктора; 3—ведомая шестерня и вал привода воздушного винта $n=1300/1200$ об/мин (PW 115/PW 120).



Некоторые узлы и агрегаты ТВД PW 120.

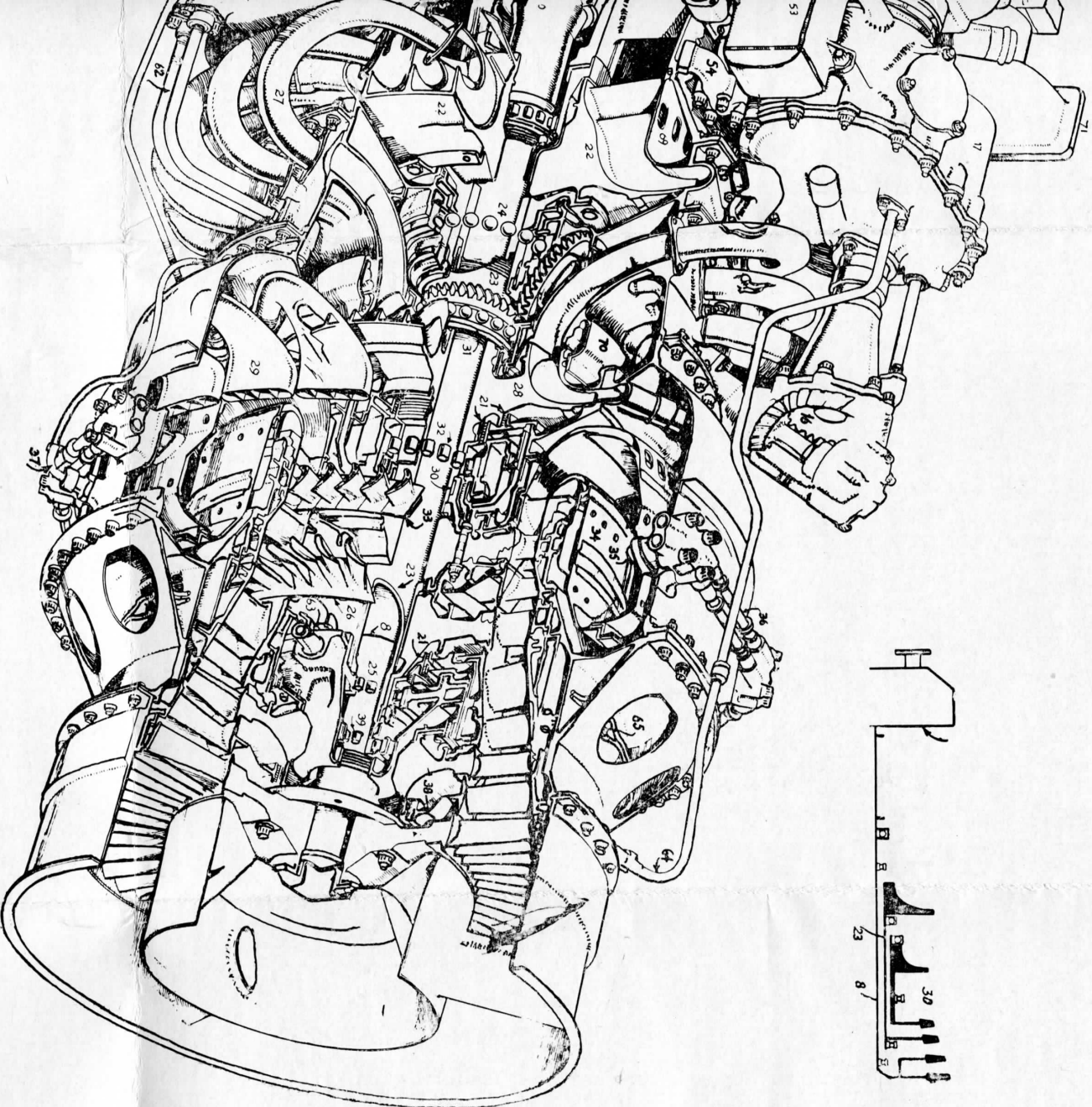
1—вал привода воздушного винта; 2—передняя плоскость крепления; 3—задняя плоскость крепления; 4 и 15—гидромеханический регулятор подачи топлива; 5—топливные форсунки; 6—выходное устройство; 7—камера сгорания; 8—маслобак; 9—электронный блок системы регулирования подачи топлива; 10—входной канал; 11—преобразователь сигналов, характеризующих величину крутящего момента; 12—редуктор; 13—стартер-генератор; 14—приводы агрегатов; 16—ограничитель частоты вращения и вспомогательный насос; 17—гидравлический насос; 18—генератор переменного тока; 19—регулятор шага воздушного винта.



Перспективный разрез ТВД РМ

1—модуль редуктора; 2—шестерня «плавающего» типа на валу привода воздушного винта; 3—роликовый подшипник вала привода воздушного винта; 4—шлицевая муфта (передаточный момент от шестерни к валу винта); 5—упорный подшипник вала винта; 6—вал промежуточной шестерни; 7—вал слесенной ведущей шестерни редуктора; 8—ведущий вал; 9—гибкая муфта, соединяющая ведущий вал с валом редуктора; 10—гибкая муфта, соединяющая ведущий вал с валом свободной турбины; 11—измеритель крутящего момента; 12—муфта измерителя крутящего момента; 13—датчик измерителя крутящего момента; 14—силовая часть корпуса (стенка входного канала); 15—часть входного канала, предназначенная для отсечения посторонних частиц; 16—вал привода вспомогательных агрегатов; 17—коробка вспомогательных агрегатов; 18—основная силовая стойка; 19—упорный подшипник (№ 1) вала отбора мощности от свободной турбины; 20—уплотнение; 21—лабиринтные уплотнения; 22—компрессор н. д.; 23—вал привода компрессора н. д.; 24—упорный подшипник (№ 3) вала н. д.; 25—опорный роликовый подшипник (№ 6) вала н. д.; 26—одноступенчатая турбина н. д.; 27—соединительные патрубки между компрессорами н. д. и в. д.; 28—компрессор в. д.; 29—патрубки, подводящие воздух к камере сгорания; 30—вал в. д.; 31—упорный подшипник (№ 4) вала в. д.; 32—опорный роликовый подшипник (№ 5) вала н. д.; 33—охлаждаемые рабочие лопатки одноступенчатой турбины в. д.; 34—колеблющаяся противоточная камера сгорания; 35—топливные форсунки (14 шт.); 36—топливный трубопровод; 37—воспламенитель (по выбору заказчика автономные системы воспламенения); 38—2-ступенчатая свободная турбина; 39—опорный роликовый подшипник (№ 7) вала свободной турбины;

40—редуктор насоса; 41—насос; 42—емкость навоздушно-регуляторно-воздушно-подвода топлива; 43—мемника; 44—масляная камера; 45—масляная камера; 46—масляная камера; 47—масляная камера; 48—масляная камера; 49—масляная камера; 50—масляная камера; 51—масляная камера; 52—масляная камера; 53—масляная камера; 54—масляная камера; 55—масляная камера; 56—масляная камера; 57—масляная камера; 58—масляная камера; 59—масляная камера; 60—масляная камера; 61—масляная камера; 62—масляная камера



1 разрез ТД1 РW 100.

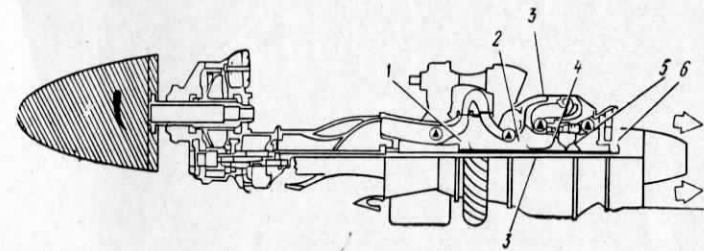
40—регулятор превышения частоты вращения винта и вспомогательный насос; 41—площадка крепления гидравлического насоса; 42—привод (от основной шестерни редуктора) генератора переменного тока и гидравлического насоса, используемый на режиме малого газа; 43—стартер-генератор (вращает вал турбины в.д.); 44—регулятор частоты вращения вала воздушного винта; 45—преобразователь сигнала о величине крутящего момента на валу компрессора; 46—электронный регулятор расхода топлива; 47—рычаг для отсеки подачи топлива и управления регулятором частоты вращения вала воздушного винта; 48—рычаг, задающий величину мощности и угол установки лопастей воздушного винта; 49—патрубок подвода топлива н.д.; 50—топливный фильтр на линии н.д.; 51—топливный насос; 52—топливный фильтр на линии в.д.; 53—топливомасляный теплообменник; 54—подвод масла к теплообменнику; 55—отвод масла от топливомасляного теплообменника; 56—подвод давления на входе в двигатель к регулятору; 57—масляный бак (объединенной масляной системы); 58—масляный фильтр; 59—указатель уровня масла; 60—магистраль подвода масла к редуктору; 61—магистраль отвода масла от редуктора; 62—магистраль отвода масла от подшипников № 3, 4 и 5; 63—магистраль подвода масла к подшипникам № 6 и 7; 64—дренажная линия из корпуса подшипников № 6 и 7; 65—термопара; 66—дренажная магистраль для слива масла; 67—тормоз воздушного винта (по выбору заказчика); 68—площадка для узла крепления двигателя; 69—место отбора воздуха от компрессора н.д.; 70—место отбора воздуха от компрессора в.д.; 71—патрубок, подводящий воздух для охлаждения стартера-генератора.

Привод агрегатов. Для удобства обслуживания все агрегаты расположены в верхней части двигателя. Часть из них размещена в пространстве за редуктором, на корпусе которого имеются установочные площадки для генератора переменного тока, гидравлического насоса и регулятора шага винта. Остальные агрегаты размещены в средней части двигателя и приводятся от каскада в. д.

Система управления — электронно-гидромеханическая. Электронный блок выполняет ограниченные задачи по регулированию расхода топлива, и в случае его отказа происходит лишь уменьшение мощности на 25—35%, которое можно компенсировать перемещением РУД. Он вычисляет крутящий момент и выдает сигнал на указатель крутящего момента. При отказе одного двигателя на самолете автоматически включается система резервирования мощности других работающих двигателей. На переходных режимах при уменьшении или увеличении мощности двигателя электронный блок поддерживает угловое ускорение роторов турбокомпрессора, обеспечивая повторяемость переходных процессов. Время приемистости не зависит от сорта топлива, отбора мощности на привод агрегатов и отбора воздуха. Не требуется также регулировки системы управления после замены отдельных узлов двигателя.

Ресурс. Начальный ресурс двигателя (до первой переборки) составляет 1500 ч и достигнет 6000 ч после 3,5 лет эксплуатации. Предполагается довести ресурс до 10 000 ч и производить обслуживание по состоянию. Ресурс дисков турбины (расчетный) соответствует 30 000 полетных циклов.

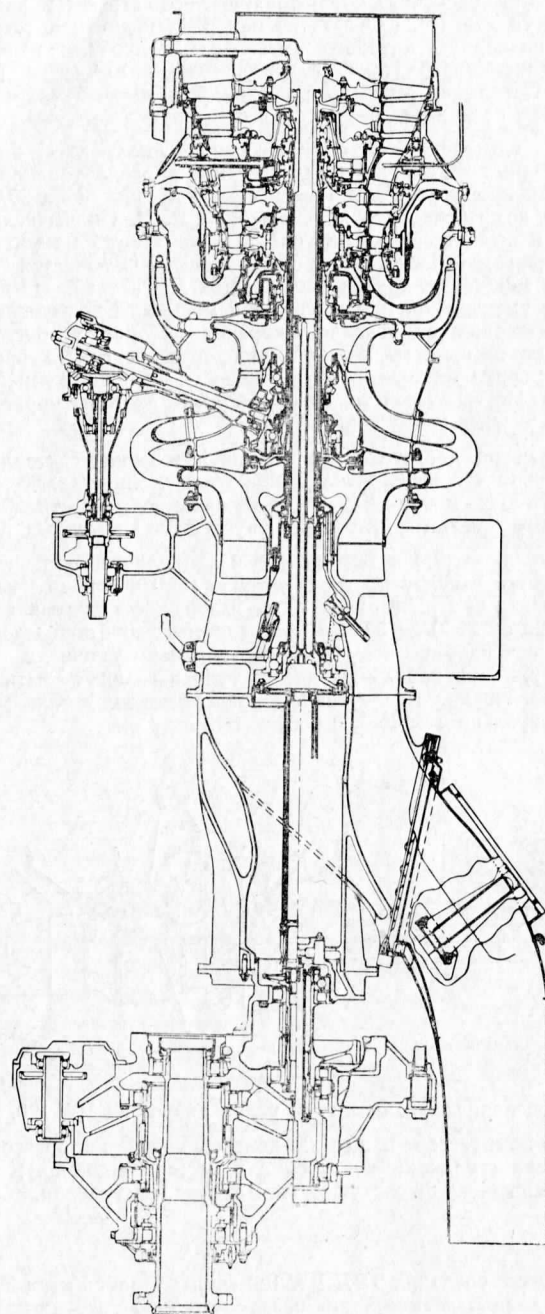
Обслуживание двигателя. Фирма в течение 150 ч или одного года эксплуатации устраняет все его неисправности. В течение 1000 ч или до первого капитального ремонта она поставляет 100% узлов, необходимых для замены. При наработке от 2000 до 5000 ч поставляется лишь определенная часть узлов. Обеспечивается возможность замены узлов в аэродромных условиях. Так, например, диски турбины могут быть заменены без перебалансировки. Все основные вращающиеся детали могут быть осмотрены визуально с помощью бороскопа.



Места бороскопических осмотров узлов двигателя PW 120.

1—центробежный компрессор н. д.; 2—центробежный компрессор в. д.; 3—кольцевая камера сгорания; 4—турбина в. д. (охлаждаемая); 5—турбина с. д.; 6—2-ступенчатая свободная турбина.

Модификации. В процессе создания ТВД PW 100 фирма Пратт-Уитни Эркرافт оф Канада объявила о возможности разработки большого числа его модификаций, из которых к началу 1984 г. для конкретных случаев применения были выбраны четыре ТВД: PW 115, PW 120, PW 100/2 и PW 124.

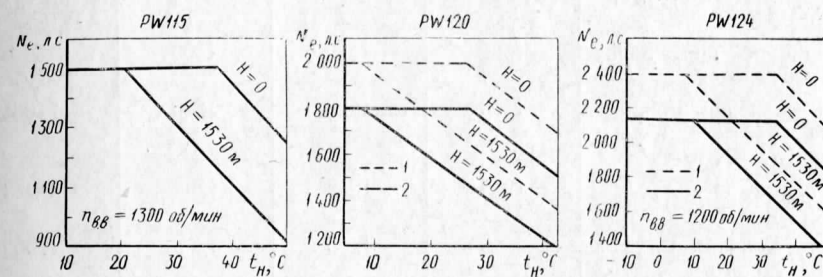


Продольный разрез двигателя PW 115 (PW1A-1).

ТВД PW 115 взлетной мощностью 1500 л.с. Выбран для самолета Эмбраер EMB-120 «Бразилия», летные испытания которого начались с июня 1983 г.

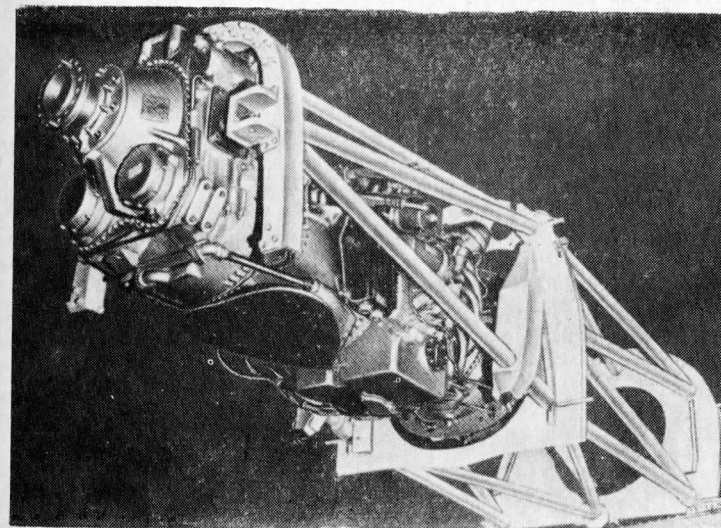
ТВД PW 120 взлетной мощностью 1800/2000 л.с. Выбран для самолета Де Хевилленд Эркрафт оф Канада «Дэш» 8, который начал проходить летные испытания также с июня 1983 г.

ТВД PW 100/2 (модификация ТВД PW 120) с увеличенной на 6% мощностью набора высоты. Выбран для самолета Аэропассажья/Эрита-лия ATR-42, первый полет которого планируется на середину 1984 г.; первые двигатели для этого самолета намечалось поставить в начале 1984 г. Возможно, что двигатель будет использован и для переоборудования самолета F-27.



Зависимости взлетной мощности от наружной температуры ($M_n = 0$; без учета потерь на входе) 3 модификаций семейства PW 100.

1—первый взлетный режим; 2—второй взлетный режим.
 $n_{в.в.}$ — частота вращения вала винта.



Макет ТВД PW 124 на подмоторной раме.

ТВД PW 124 взлетной мощностью 2400 л.с. начал разрабатываться для самолета BAe.NS-748 АТР¹ с середины 1983 г. В нем будет применен центробежный компрессор н.д. с увеличенным на 6% диаметром; расход воздуха увеличится на 15%, а степень повышения давления — на 23%. Испытания газогенератора должны были начаться в декабре 1983 г. Стендовые испытания первого полностью укомплектованного двигателя PW 124 намечены на конец 1984 г., а его сертификация — на конец 1985 г. Значения параметров указанных модификаций приведены в следующей таблице.

Параметры	PW 115	PW 120	PW 100.2	PW 124
Мощность на взлетном режиме ($H=0$), л.с.	1500 (до $t_H = 37^\circ\text{C}$)	1800/2000 ¹ (до $t_H = 28^\circ\text{C}$)	1800/2000 ¹ (до $t_H = 28^\circ\text{C}$)	2400 ¹ (до $t_H = 32,5^\circ\text{C}$)
Мощность при наборе высоты, л.с.	1500	1700	1800	2136 ²
Максимальная мощность на крейсерском режиме ($H=0$), л.с.	1500	1620	1620	2136
Удельный расход топлива, г/л.с.ч	192*	190*	190*	204 ³ /191 ⁴
Частота вращения вала воздушного винта, об/мин	1300	1200	1200	1200

¹ Первый взлетный режим.

² Эквивалентная мощность.

³ $H=9200$ м, $V_H=463$ км/ч.

⁴ $H=9200$ м, $V_H=649$ км/ч.

* $H=7500$ м, $V=460$ км/ч.

На ранних стадиях разработки находятся следующие модификации ТВД PW 100:

PW 100/13 мощностью 3000 л.с. В стадии изучения. Может быть установлен на самолете Аэропассаж/Эриталя АТР-42-XX (с удлиненным фюзеляжем) и, возможно, на самолетах CASA/Нуртанио CN-235 и Де Хевилленд Эркрафт оф Канада «Дэш» 8.

ТВД PW 100/17 будет рассчитан на мощность 2800 э.л.с. В стадии оценки возможностей создания. Поставки предполагается начать в конце 1980-х гг.

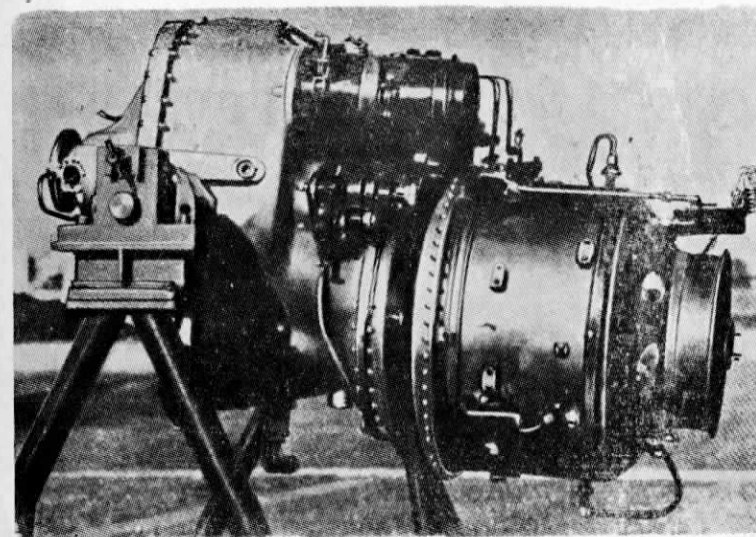
ТВД PW 100/14 будет рассчитан на мощность до 3250 э.л.с. Он будет иметь 3-ступенчатую свободную турбину. В стадии оценки возможности создания. Предполагается, что двигатель будет создан и подготовлен к поставкам в начале 1990-х гг.

¹ АТР — Advanced Turboprop.

АЛЬФА РОМЕО

AR.318

Одновальный ТВД



Расчетные параметры ТВД AR.318 ($H=0$, $M_H=0$, МСА)

Режимы	Мощность на валу, л.с.	Тяга, кгс	Эквивалентный удельный расход топлива, г/э.л.с.ч.	Частота вращения вала воздушного винта, об/мин
Максимальный взлетный (5 мин) и промежуточный чрезвычайный при работе одного двигателя	580	41	294	2000
Максимальный продолжительный и набора высоты (без ограничения времени)	540	39	303	1984
Рекомендуемый максимальный крейсерский	510	37	308	1971

$B_{дв} = 534$ мм

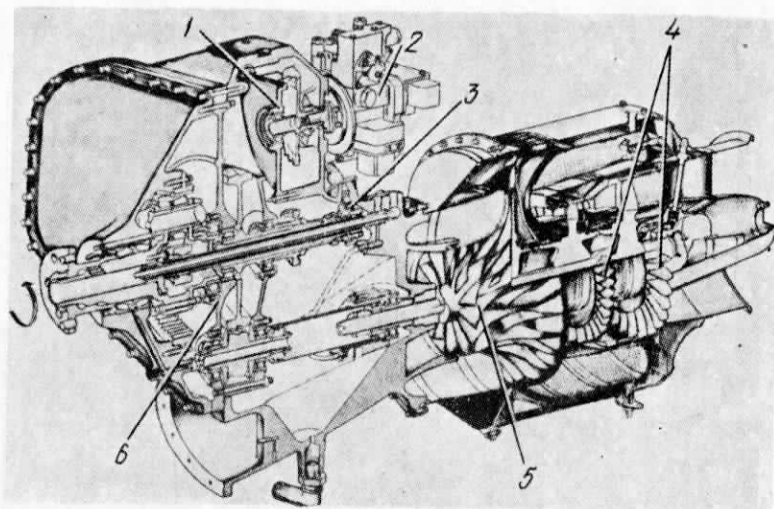
$H_{дв} = 658$ мм

$L_{дв} = 1061$ мм

$M_{дв} = 140,6$ кг

$\gamma_{дв} = 0,245$ кг/л.с.

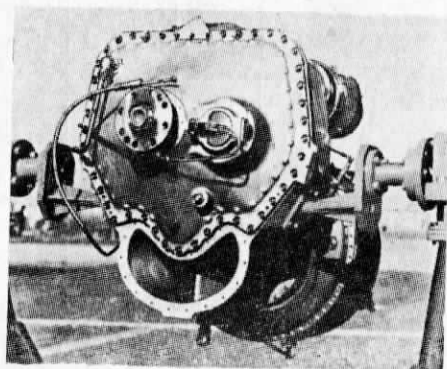
При разработке двигателя были поставлены задачи снизить его стоимость и эксплуатационные расходы. В связи с этим двигатель AR.318 имеет малое число деталей, низкую стоимость обслуживания и минимальные требования к механической обработке деталей. Он оптимизирован для крейсерской высоты полета.



Перспективный разрез ТВД AR.318.

1—коробка привода агрегатов; 2—регулятор расхода топлива; 3—вал ИКМ; 4—диски турбины, отлитые заодно с рабочими лопатками; 5—одноступенчатый центробежный компрессор; 6—редуктор.

Воздухозаборник — ковшового типа выполнен за одно целое с корпусом редуктора и может быть по выбору заказчика расположен выше или ниже оси винта путем поворота корпуса редуктора на 180° вокруг оси ведущего вала.



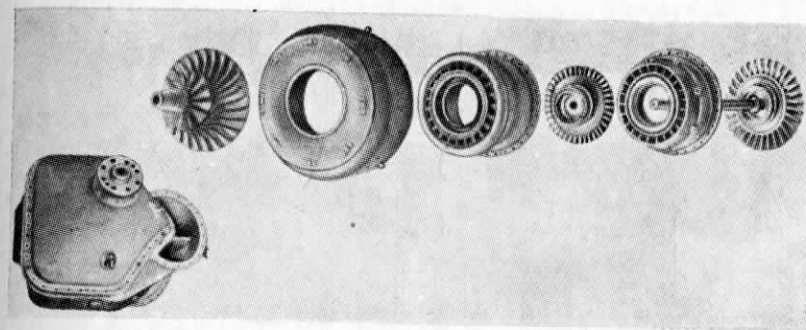
Внешний вид ТВД AR.318 (со стороны редуктора).

Компрессор — одноступенчатый, центробежный. Крыльчатка механически обработана из штамповки и имеет на выходе изогнутые против вращения лопатки. Диффузор радиально-осевого типа.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная с испарительными форсунками Т-образной формы. Обеспечено малое выделение загрязняющих веществ на всех режимах работы. Две свечи зажигания и три струйные пусковые форсунки.

Камера крепится в заднем корпусе, в котором расположены сопловый аппарат турбины и задний подшипник ротора двигателя.

Предусмотрен бороскопический осмотр горячей части камеры.



Элементы ТВД AR.318.

Турбина — 2-ступенчатая, осевая. Сопловые лопатки 1-й и 2-й ступеней литейные, выполнены заодно с внешним и внутренним кольцами. Рабочие лопатки турбины — неохлаждаемые и отлиты заодно с дисками. Оба рабочих колеса турбины соединены друг с другом и с крыльчаткой компрессора торцевыми шлицами.

Привод воздушного винта. Редуктор 2-ступенчатый, комбинированный состоит из пары цилиндрических шестерен и ступени с внутренним зацеплением. Частота вращения воздушного винта 2000 об/мин; удовлетворяет предельным нормам ФАУ США по шуму. Регулятор винта фирмы Вудворд. Объединенный измеритель частоты вращения и крутящего момента расположен на корпусе входного патрубка.

Привод агрегатов — осуществляется от редуктора.

Система управления. Гидромеханический дозатор расхода топлива фирмы Лукас.

Пусковая система. Стартер-генератор фирмы Лир Зиглер.

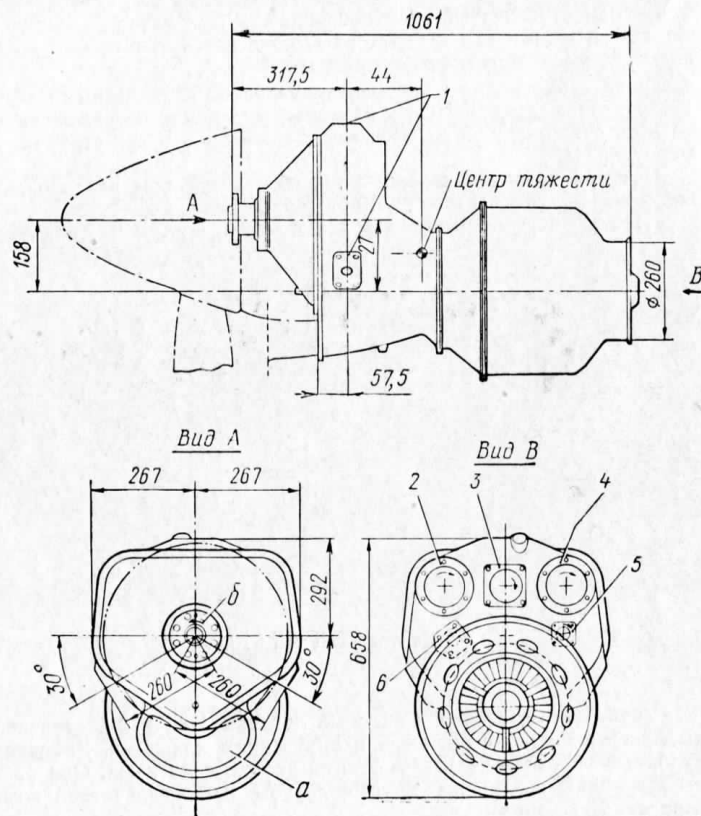
Эксплуатационные данные. Двигатель может эксплуатироваться при наружных температурах в пределах от -40 до +53 °C. Запуск двигателя может производиться при t_n от -35 до +40 °C и высотах от $H=0$ до $H=3$ км.

Надежность. Рассчитан на малую частоту запланированных съемов двигателя.

Наработка и ресурс. На февраль 1982 г. наработка 11 опытных двигателей составила:

- ~1500 ч наземных испытаний двигателей с винтом;
- ~2000 ч стендовых испытаний с измерением мощности, включая стендовые испытания 6 модификаций компрессора;
- ~180 000 циклов при испытаниях на стенде 5 модификаций турбины.

На май 1983 г. наработка 14 опытных двигателей с винтом на стенде превысила 2500 ч, а летная наработка 300 ч. Нарботка одного двигателя в предтиповых испытаниях составила 1500 циклов. Каждый цикл имел продолжительность 20 мин, имитирующих полетные циклы.



Габаритные размеры и места крепления двигателя AR.318 и его агрегатов.

1—места крепления двигателя; 2—установочная площадка для стартера-генератора; 3—площадка для топливного регулятора; 4—площадка для агрегатов на 13 940 или 3917 об/мин; 5—площадка для масляного насоса; 6—регулятор частоты вращения винта; а—входной патрубок, б—направление вращения вала винта.

На установке фирмы Лукас проводятся высотные испытания и проверка запуска двигателя при низких температурах окружающей среды и в условиях обледенения.

Высотные испытания должны были закончиться в июне 1983 г. Первоначальный ресурс двигателя 500 ч, впоследствии его предполагается довести до 3500 ч. Он будет увеличиваться с использованием данных эксплуатационной доводки.

Эксплуатационная технологичность. Двигатель состоит из 8 модулей. После выработки половины ресурса намечено производить бороскопический осмотр горячей части двигателя в аэродромных условиях со снятием двигателя с самолета.

Состояние развития. В доводке.

На март 1983 г. построено 14 опытных двигателей; 12 из них проходят стендовые и 2—летные испытания.

Предполагается начать выпуск со 100 двигателей в год.

Стоимость. Стоимость разработки двигателя до сертификации 50 млн. долл. Цена двигателя не превысит 80 тыс. долл. и будет на 20—30% ниже стоимости ТВД Пратт-Уитни Эракraft оф Канада РТ6.

Применение. Двигатель предназначен для 6—10-местных административных самолетов, сельскохозяйственных и военных тренировочных самолетов. В Италии он предназначен для 7—8-местного самолета местных авиалиний Партенавиа Р.78, для двухдвигательного самолета-амфибии SIAI Маркетти «Корморано» SF.700 и для переоборудования однодвигательных самолетов с поршневыми двигателями Цессна 210Р и Бичкрафт «Бонанза».

Этапы развития

1973 г. Начало разработки ТВД AR.318.

Декабрь 1979 г.—февраль 1980 г. Начало летных испытаний опытных двигателей на летающей лаборатории «Кинг Эр».

1983 г. Планировалось получение сертификата от УГА Италии и Англии и ФАУ США.

1984 г. Планировались поставки предсерийных двигателей.

Вторая половина 1985 г. Намечено изготовление первых серийных двигателей.

Модификации и варианты

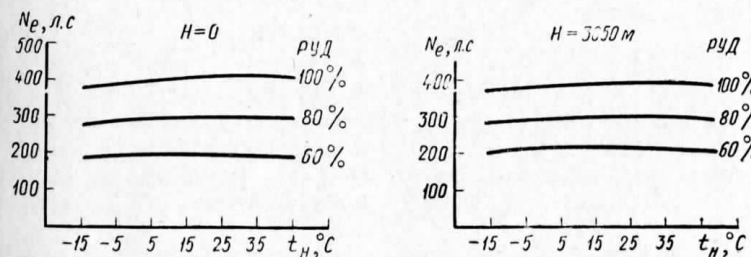
ТВД AR.318-01. $N_e = 600$ л.с. Предназначен для самолетов общего назначения. Предполагается в дальнейшем установить новый центробежный компрессор и применить дополнительно осевую ступень. При этом мощность увеличится до 840 э.л.с., а удельный расход топлива снизится до 231 г/э.л.с.ч.

ТВД AR.318-051. С ограничением мощности на земле до $N_B = 450$ л.с.

ТВД AR.318-052. С ограничением мощности на земле до $N_B = 450$ л.с. Предназначен для военных тренировочных самолетов итальянских ВВС. Предполагается его установка на учебно-тренировочном самолете SAAB 114, на новом тренировочном самолете фирмы Макки, на австралийском тренировочном самолете и самолете Валмет Турбо Mil-70.

ТВД мощностью 400 л.с. Предназначен для новых самолетов местных авиалиний.

ТВД AR.318T. Подобен AR.318-01 мощностью 600 л.с. Его мощность, ограниченная до 400 л.с., сохраняется постоянной до $H = 3$ км при MCA + 30°.



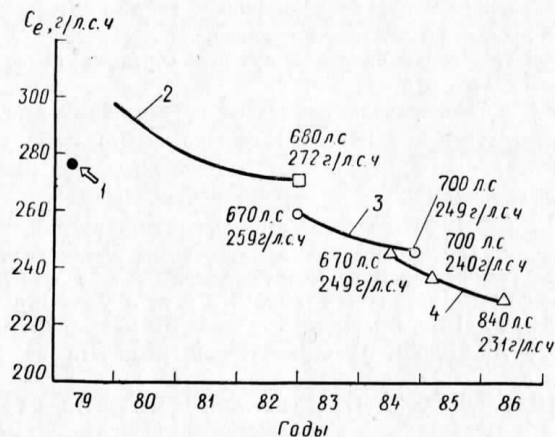
Зависимость мощности ТВД AR.318-T от изменения температуры наружного воздуха для различных углов установки РУД при отборе мощности 21,5 л.с. и воздуха в количестве 4,1%. Скорость полета 240 км/ч.

Оборудован специальной системой смазки, позволяющей выполнять длительный перевернутый полет и фигуры высшего пилотажа. Предназначается для самолетов «Пилатус» PC-7 и других учебно-тренировочных и небольших армейских самолетов (вместо ТВД Пратт-Уитни Эракraft оф Канада PT6).

ГТД ARTS.750 — турбовальный вариант для вертолетов.

ГТД AR.4501 — промышленный вариант. Его конструкция подобна конструкции ТВД AR.318, но без редуктора.

В настоящее время на базе ТВД AR.318 разрабатывается также несколько опытных BCU.



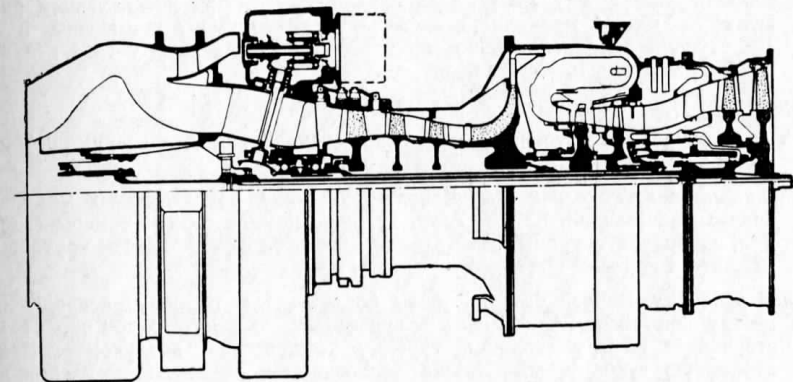
Итоги доводки и перспектива развития ТВД AR.318*. 1—продемонстрировано в 1979 г.; 2—современный двигатель; 3—новый центробежный компрессор; 4—новые центробежный и осевой компрессоры.

РОЛЛС-РОЙС, ТУРБОМЕКА

Турбовальный ГТД
АНГЛИЯ —
ФРАНЦИЯ

RTM.322-01

Турбовальный ГТД со свободной турбиной



$N_e = 2130$ л.с.	} взлетный режим
$C_e = 200$ г/л.с.ч	
$\pi_K = 14$	
$T_r^* = 1450-1480$ °K	} крейсерский режим
$N_e = 1200$ л.с.	
$C_e = 218$ г/л.с.ч	
$M_{дв} = 209$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,098$ кг/л.с.	

При разработке газогенератора двигателя ставилась задача обеспечить возможность его использования в турбовальном ГТД, ТВД и ТРДД для относительно широкого диапазона режимов, а также уменьшить число деталей всего двигателя так, чтобы оно не превышало 70% числа деталей ГТД Т700.

Воздухоочиститель — осесимметричный, встроенный в виде отдельного модуля, с высокой степенью очистки воздуха. При необходимости он может быть снят и двигатель будет работать без очистки воздуха. Устанавливается по требованию заказчика.

Компрессор — комбинированный, 4-ступенчатый из титанового сплава. Первые 3 ступени — осевые с поворотными лопатками ВНА и НА 1-й ступени, угол поворота которых регулируется полностью электронной цифровой

САУ. Лопатки и диски осевых ступеней выполнены за одно целое посредством механической обработки на станках с программным управлением, используемых в настоящее время для изготовления компрессора ГТД ТМ 333.

Последняя ступень — центробежная.

Камера сгорания — противоточная, испарительного типа с регулированием расходов первичного и вторичного воздуха. Регулирование расхода вторичного воздуха имеет цель получить нужный профиль температур газа и поддерживать температуру стенки жаровой трубы камеры сгорания на требуемом уровне.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, с охлаждением сопловых лопаток обеих ступеней и рабочих лопаток 1-й ступени. Рабочие лопатки 2-й ступени турбины — неохлаждаемые монокристаллические. При последующем развитии двигателя монокристаллические лопатки будут применены и на 1-й ступени турбины, что позволит повысить температуру газа без изменения конструкции двигателя.

Свободная турбина — 2-ступенчатая, неохлаждаемая.

Система управления — электронная, цифровая, стандартная для всех модификаций и вариантов двигателя.

Эксплуатационная технологичность. Двигатель состоит из следующих модулей: воздухозаборника и компрессора, турбины компрессора и камеры сгорания, свободной турбины, вала отбора мощности с измерителем крутящего момента и коробки приводов агрегатов.

Состояние развития. В разработке. Работы по двигателю поровну распределены между фирмами Роллс-Ройс и Турбомека. Фирма Роллс-Ройс ответственна за камеру сгорания, турбину компрессора, воздухоочиститель, свободную турбину, обеспечение теплозащиты, элементы крепления агрегатов и межмодульные детали; фирма Турбомека — за компрессор, коробку приводов агрегатов и вал отбора мощности от свободной турбины.

Стоимость. Стоимость НИОКР оценивается в 90 млн. фунт. стерл.

Применение. Предназначен для двухдвигательных вертолетов массой 7—9 т, для англо-итальянского трехдвигательного вертолета ПЛО EH-101 и его гражданских вариантов, вертолета Уэстленд WG.30 серии 300, европейского легкого транспортного вертолета (LTH) и легкого боевого вертолета (LCH).

Общий рынок сбыта турбовальных двигателей этого класса мощности в течение следующих 20 лет оценивается в 10 000 ед.

Этапы развития

Конец 1982 г. Разработка технических требований на ТВД RTM.322-01.

Начало 1983 г. Начало проектирования.

Первый квартал 1985 г. Запланированы стендовые испытания I опытного образца.

Начало 1986 г. Намечено начало летных испытаний.

1987 г. Планируется сертификация.

Конец 1988 г. — начало 1989 г. Ожидаются первые поставки двигателя.

Модификации и варианты

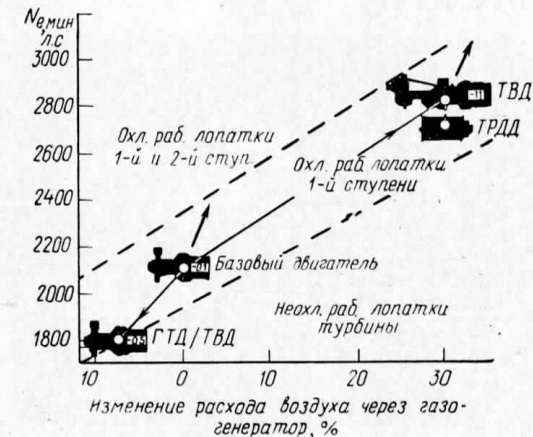
Преобразуемый ГТД/ТВД RTM.322-05. $N_e = 1800$ л.с., C_e и G_v меньше, чем у RTM.322-01 на 5%, $T_{г*} = 1400$ °К. Рабочие лопатки турбины неохлаждаемые. Предназначен для гражданской авиации.

ГТД RTM.322. $N_e = 2400$ л.с. По сравнению с RTM.322-01 расход воздуха увеличен на 5% при сохранении температуры газа перед тур-

биной на прежнем уровне без необходимости охлаждения рабочих лопаток 2-й ступени турбины и без существенного увеличения размеров исходного двигателя.

ГТД с $N_e > 2500$ л.с. С увеличенной температурой газа и с охлаждением рабочих лопаток обеих ступеней турбины.

Двухконтурный вариант ГТД RTM.322. $R = 1250$ кгс. Предлагается для разработки.



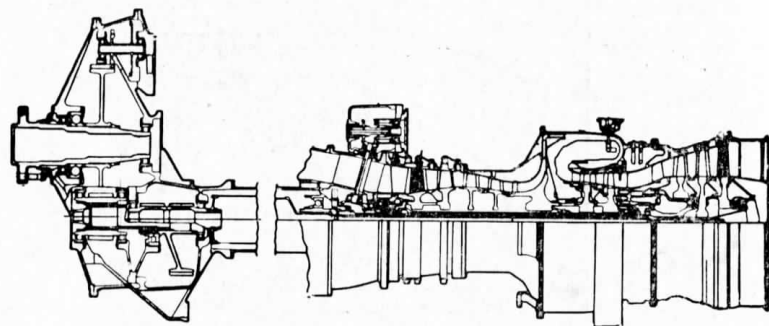
Перспективы развития семейства ГТД/ТВД/ТРДД RTM.322 ($H=0$, $M_n=0$, взлетный режим).

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБОМЕКА

RTM.322-11

Турбовинтовой вариант
турбовального ГТД
RTM.322-01

ТВД
АНГЛИЯ —
ФРАНЦИЯ



$N_{\Sigma} = 2800$ э. л. с. } взлетный режим при
 $H=0$, МСА

G_B — увеличен на 30% по сравнению с RTM.322-01

$\pi_K = 17,8$

$T_{г*} = 1480$ °К

$M_{дв} = 390$ кг (с редуктором и агрегатами)

$\gamma_{дв} = 0,139$ кг/э. л. с. (с редуктором и агрегатами).

Воздухоочиститель. В отличие от ГТД RTM.322-01 не предусмотрен.

Компрессор — комбинированный, 5-ступенчатый. По сравнению с ГТД RTM.322-01 добавлена нулевая осевая ступень с целью увеличения расхода воздуха и степени повышения давления. 5-я ступень — центробежная.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая; 1-я ступень с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками; 2-я ступень — с монокристаллическими неохлаждаемыми рабочими лопатками и охлаждаемыми лопатками СА.

Свободная турбина — 3-ступенчатая. По сравнению с 2-ступенчатой турбиной ГТД RTM.322-01 добавлена еще 1 ступень.

Привод воздушного винта. Редуктор — выносной, со смещенной осью вала винта.

Применение. Предполагается устанавливать на пассажирские самолеты местных авиалиний.

Модификация

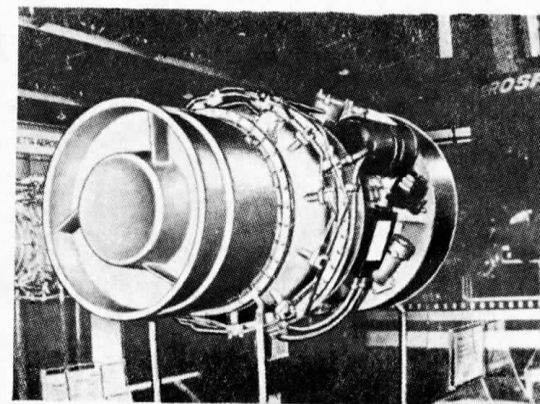
ТВД с $N_{\Sigma} > 3000$ э. л. с. Такая мощность может быть получена в результате незначительных изменений конструкции исходной модели с целью увеличения расхода воздуха и температуры газа. Турбина компрессора в этом случае будет иметь охлаждаемые рабочие лопатки у обеих ступеней. Предназначен для самолетов местных авиалиний.

ТУРБОМЕКА/MTU

Турбовальный ГТД
ФРАНЦИЯ — ФРГ

ГТД МТМ.385-1R

Турбовальный ГТД со свободной
турбиной



$N_e = 1509$ л. с. } аварийный режим¹

$N_e = 1228$ л. с. }

$C_e = 216$ г/л. с. ч

$\pi_K = 11,16$

$G_B = 3,41$ кг/с

$N_e = 1103$ л. с. }

$C_e = 222$ г/л. с. ч

$n_{в.в} = 8000$ об/мин

$L_{дв} = 1248$ мм

$M_{дв} = 190$ кг²

$\gamma_{дв} = 0,15$ кг/л. с.

взлетный режим¹

максимальный¹

продолжительный режим

Создан на основе выполненного в двух экземплярах ГТД МТМ.380³, испытания которого были прекращены.

¹ Ранее приводились на максимальном чрезвычайном режиме $N_e = 1230$ л. с., на чрезвычайном продолжительном $N_e = 1110$ л. с., на взлетном $N_e = 910$ л. с., $C_e = 235$ г/л. с. ч.

² Без выпускного патрубка и стартера, но с масляной системой. Ранее сообщалась $M_{дв} = 144$ кг без редуктора.

³ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 254—256.

Компрессор — комбинированный; имеет 2 осевые ступени (вместо 4 в ГТД МТМ.380) и 1 центробежную, выполненную из титанового сплава; лопатки ВНА и НА 1-й осевой ступени — поворотные.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, малодымная, с испарительными форсунками.

Турбина компрессора — одноступенчатая, с охлаждаемыми рабочими лопатками (вместо 2-ступенчатой у ГТД МТМ.380).

Свободная турбина — 2-ступенчатая, с постоянной частотой вращения.

Привод выводного вала. Редуктор — 2-ступенчатый, находится спереди двигателя.

Система управления — цифровая, электронная.

Масляная система — автономная.

Состояние развития. В середине 1982 г. подвергался стендовым испытаниям.

В мае 1983 г. министерство обороны ФРГ заключило с фирмой MTU контракт на разработку и постройку демонстрационного двигателя.

Применение. Франко-западногерманский противотанковый вертолет РАН-2 и, возможно, гражданские вертолеты. Для гражданского применения, возможно, будет разработан турбовинтовой вариант двигателя.

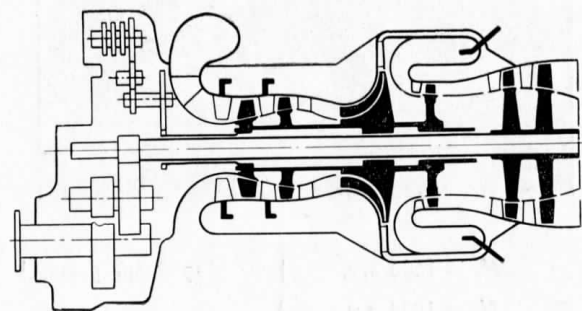
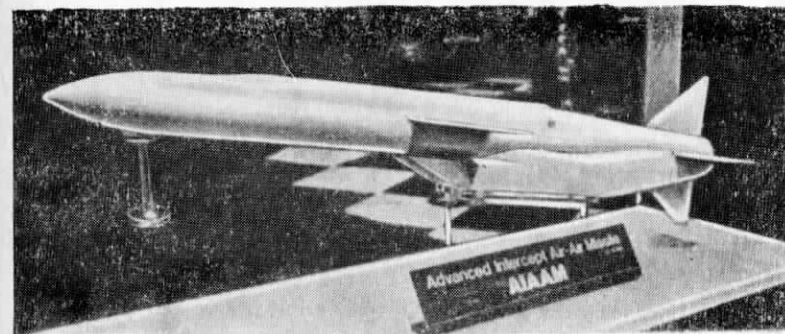


Схема ГТД МТМ.385.

ПРЯМОТОЧНЫЕ ВРД

Малообъемный ПВРДЖ
для ракет АІААМ¹

Макет перспективной ракеты-перехватчика «воздух — воздух» АІААМ ВМС США с ПВРДЖ.

Малообъемный ПВРД на жидком топливе, который считается наиболее доведенным из МсПВРД. Предназначен для ракеты-перехватчика «воздух — воздух» АІААМ ВМС США. Ракета рассчитана на герметичность и не нуждается в специальной заправке топливом или другом техническом обслуживании. Демонстрационные испытания ракеты планируется провести в центре по испытанию систем оружия ВМС США в Чайна Лейк.

¹ Advanced Intercept Air — Air Missile.

КЕМИКЛ СИСТЕМЗ

ПВРД
США

Малообъемный ПВРДЖ

$$M_n = 6$$

Воздухозаборники. Открываются при достижении сверхзвуковой скорости полета и выгорания топлива стартового РДТТ.

Камера сгорания ПВРД. Топливо и воздух поступают в камеру сгорания ПВРД после открытия воздухозаборников.

Состояние развития. В разработке. Вариант двигателя в середине 1970-х гг. был успешно испытан в полете на ракете, пролетевшей расстояние в 136 км при скорости, соответствующей числу $M_n > 3$.

Применение. Предназначен для будущих ракет ВМС, армии и ВВС США.

МАРКВАРДТ

ПВРД
США

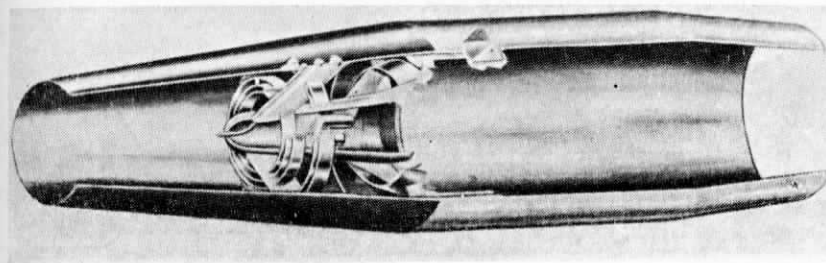


Схема ПВРД Марквардт.

$$R = 2270 \text{ кгс}$$

$$M_n = 1,5-2 \text{ на малых высотах}$$

$$L_n = 100-140 \text{ км}$$

ПВРД Марквардт тягой 2270 кгс рассчитан на запуск при скорости полета, соответствующей числу $M_n \geq 1,2$, и трехкратное применение.

Воздухозаборник — дозвуковой (без центрального тела).

Камера сгорания — с воздушным пленочным охлаждением, что позволяет исключить применение абляционного материала, снизить вес двигателя и быстро провести ремонт двигателя после завершения полета.

Реактивное сопло — с воздушным пленочным охлаждением.

Состояние развития. Разрабатывался фирмой Марквардт по контракту на сумму 7 млн. долл. С 1982 г. сведения о двигателе отсутствуют.

Применение. Предназначался для маловысотной сверхзвуковой мишени Теледайн Райан ХВQM-111А «Файербранд» ВМС США, разработка которой прекращена в 1982 г.

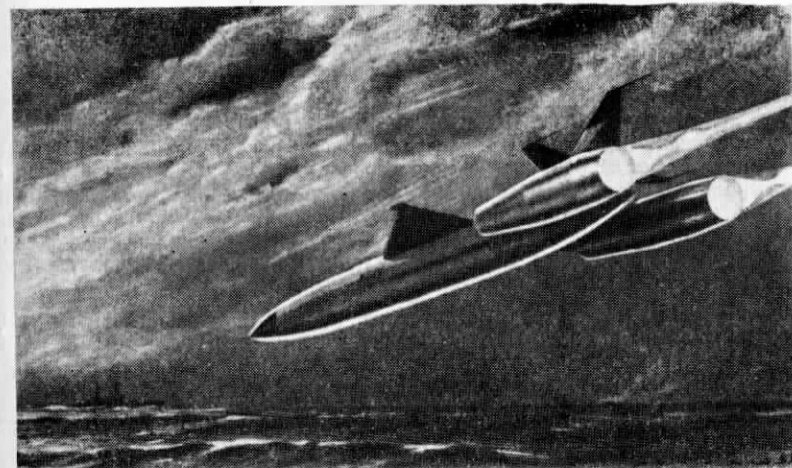


Рисунок сверхзвуковой мишени Теледайн Райан ХВQM-111А «Файербранд» с ПВРД Марквардт.

МАРКВАРДТ

Малообъемный ПВРДЖ

ПВРД
США

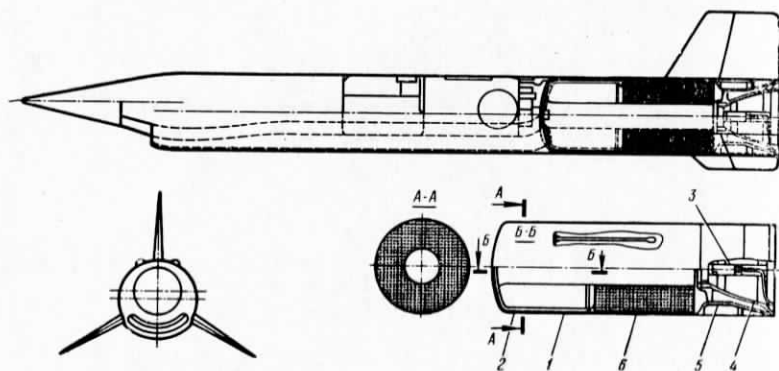


Схема компоновки малообъемного ПВРДЖ Марквардт.
1—теплозащитное покрытие камеры сгорания ПВРД; 2—корпус двигателя; 3—воспламенитель; 4—сбрасываемое сопло стартового РДТТ; 5—сопло маршевого ПВРД; 6—заряд твердого топлива стартового РДТТ.

Данные экспериментальной ракеты

$M_{п.кр} = 4-5$	$D_{рак} \sim 510 \text{ мм}$
$H = 24 \text{ км}^1$	$L_{рак} \approx 4315 \text{ мм}$
$L_{п} = 370-540 \text{ км}$	$M_{рак} \sim 900-1000 \text{ кг}$
(по проекту 500—2000 км)	

Воздухозаборник. Расположен под передней частью корпуса ракеты. В качестве центрального тела многоскачкового воздухозаборника используется оживальная носовая часть ракеты. Воздушный канал за входной кромкой разделен на секции продольными перфорированными перегородками и затем переходит в канал круглого сечения. Заглушка воздухозаборника представляет собой хрупкий стеклянный купол и разрушается небольшим пиропатроном при скорости, соответствующей числу $M_n > 2$.

Камера сгорания — единая для стартового РДТТ и маршевого ПВРД. Имеет теплозащитное покрытие, выдерживающее температуру до 2255°K и выполненное из кремнистого каучука и сетки из нержавеющей стали, привариваемой к стенке в виде небольших колец.

Реактивные сопла. Сопло стартового РДТТ сбрасывается при переходе с разгонного на маршевый режим.

¹ Во время летного испытания.

Топливная система. Регулятор расхода топлива в ПВРД должен обеспечивать изменение расхода в широком диапазоне 20:1 и работать при температурах от -54 до $+75^\circ\text{C}$; топливо ПВРД — RJ-5 (во время испытаний) с плотностью, на 20% большей, чем у топлива JP-5.

Состояние развития. Демонстрационный. Прошел 7 летних испытаний для проверки технических решений, связанных с созданием силовой установки для ракет следующего поколения. С 1981 г. сведения о двигателе отсутствуют.

Применение. Предназначался для перспективной стратегической ракеты авиационного базирования ASALM¹, разработка опытного образца которой отложена на неопределенное время.

¹ Advanced Strategic Air-Launched Missile.

ТЕКНОЛОДЖИЗ

Малообъемный ПВРДЖ

$$M_n \approx 2,5-4,5$$

Воздухозаборник — открывается при переходе с разгонного на маршевый режим.

Камера сгорания — единая для стартового РДТТ и маршевого ПВРД. Имеет теплозащитное покрытие из кварца с фенольной связкой. Успешно испытана в моделированных условиях сверхзвукового полета длительностью почти 10 мин.

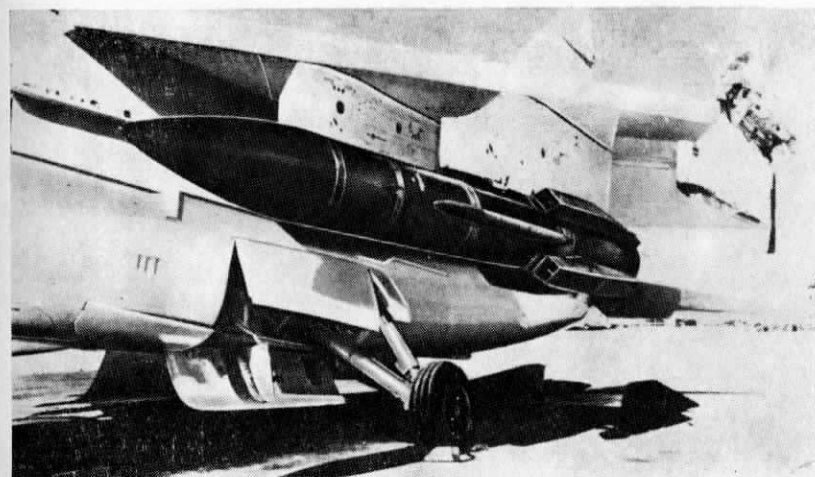
Реактивные сопла. Сопло стартового РДТТ отлито из кремнефенольного материала. Оно сбрасывается при переходе с разгонного на маршевый режим.

Топливо ПВРД — углеводородное типа RJ-5.

Состояние развития. Демонстрационный. В 1979 г. проходил наземные испытания. Сведения о двигателе отсутствуют с 1981 г.

Применение. Предназначался для перспективной стратегической сверхзвуковой ракеты ASALM класса «воздух — земля» и для тактических ракет следующего поколения класса «воздух — воздух». Разработка опытного образца ракеты ASALM отложена на неопределенное время.

ТЕКНОЛОДЖИЗ

Малообъемный ПВРДЖ (STM¹)

Первый летный экспериментальный образец ракеты фирмы Боут, разработанный по программе сверхзвуковой тактической ракеты (STM) под крылом самолета А-7.

$$M_n = 2-4$$

$$H_n = 0-10 \text{ км}$$

$$L_n = 160-480 \text{ км}$$

$$D_{\text{рак}} = 380 \text{ мм}$$

$$L_{\text{рак}} = 4570 \text{ мм}$$

$$M_{\text{рак}} = 590 \text{ кг}$$

Во время первого летного испытания скорость полета ракеты достигла 3220 км/ч при $H=10,7$ км. При этом общее время работы двигателя составило ~ 180 с, из них на режиме разгона 5 с.

Воздухозаборники. Четыре, расположенные Х-образно за центральной частью ракеты. Заглушки воздухозаборников удаляются при скорости полета, соответствующей $M_n = 1,5$.

Камера сгорания — единая для стартового и маршевого двигателей. На внутренней поверхности камеры имеется теплозащитное покрытие из кремний-органической резины. Переход с разгонного на маршевый режим осуществляется при скорости полета, соответствующей $M_n = 1,5$. Время перехода 0,3 с.

¹ Supersonic Tactical Missile.

Реактивные сопла. Сопло ПВРД выполнено из фенольной смолы. Сопло стартового двигателя отстреливается при скорости полета, соответствующей $M_n = 1,5$.

Топливная система. В качестве топлива ПВРД используется топливо RJ-5. Система подачи топлива — турбонасосная. Имеется регулятор расхода топлива. Топливо стартового ракетного двигателя — твердое.

Состояние развития. Двигатель проходил летные испытания в 1979 г. Сведения о двигателе отсутствуют с 1980 г.

Применение. Тактическая ракета STM класса «воздух — поверхность» ВМС и ВВС США. Сведения о ракете отсутствуют с 1980 г.

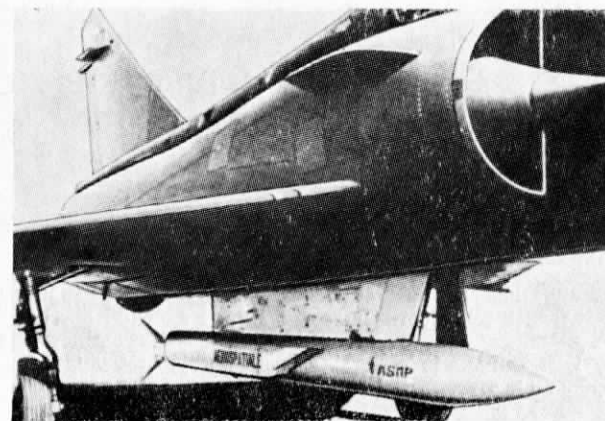
Этапы развития

Апрель 1979 г. Первое летное испытание экспериментальной ракеты по программе STM.

ONERA

ПВРД
ФРАНЦИЯ

Малообъемный ПВРДЖ



Ракета «воздух — земля» средней дальности полета ASMP¹ с малообъемным ПВРД ONERA на центральном пилоне самолета «Мираж» 2000.

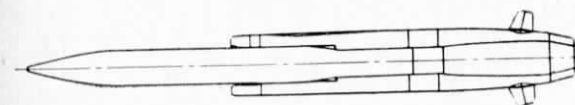
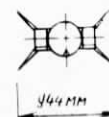
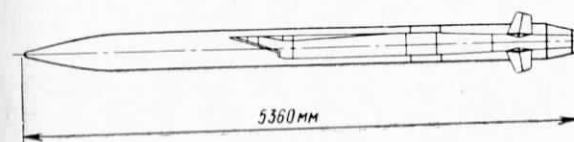
$$M_n > 3$$

$$L_n = 100-300 \text{ км}$$

$$D_{\text{рак}} = 420 \text{ мм}$$

$$L_{\text{рак}} = 5360 \text{ мм}$$

$$M_{\text{рак}} = 1000 \text{ кг}$$



¹ Air-Sol Moyenne Portée.

Воздухозаборники. Два плоских воздухозаборника расположены в средней части по бокам ракеты ASMP и продолжены до ее хвостовой части для уменьшения потерь.

Камера сгорания — единая для стартового РДТТ и маршевого ПВРД.

Маршевый ПВРД с вихревой камерой сгорания без стабилизатора пламени. Стабилизация пламени обеспечивается системой циркуляции потоков. Переход с разгонного на маршевый режим осуществляется при скорости полета, соответствующей $M_n \approx 2$. Время перехода 0,1 с.

Стартовый РДТТ — обеспечивает разгон ракеты с $M_n = 0,6$ до $M_n \approx 2$. Сопло стартового РДТТ сбрасывается при скорости, соответствующей $M_n \approx 2$.

Топливная система. Система подачи топлива вытеснительная. В ПВРД используется керосин плотностью $0,78 \text{ г/см}^3$. Изучаются более тяжелые топлива с плотностью до $1,1 \text{ г/см}^3$ для применения на ракетах ASMP второго поколения.

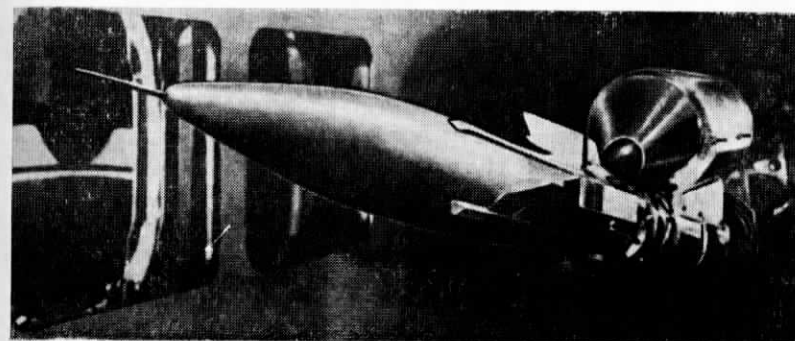
Состояние развития. В доводке. Первое летное испытание силовой установки ракеты ASMP состоялось в июне 1983 г. Летные доводочные испытания в полном объеме ракеты ASMP начались летом 1983 г.

Применение. Предназначен для тактической сверхзвуковой ракеты «воздух — земля» средней дальности полета ASMP с ядерной боеголовкой. Ракета ASMP должна быть принята на вооружение самолетов «Мираж» IV в 1985 г. и самолетов «Мираж» 2000 и «Супер Этандар» в 1986 г. Запланировано построить 100 ракет ASMP для этих самолетов.

ONERA

ПВРД
ФРАНЦИЯ

Малообъемный ПВРДТ



Испытание в аэродинамической трубе экспериментальной модели тактической ракеты ONERA, предназначенной для летных испытаний с ПВРД.

Камера сгорания ПВРД. В камере размещены один или несколько компонентов горючего.

Стартовый РДТТ — беспопельный, работает на твердом топливе (проперголь).

Пусковая система. Для запуска двигателя используется пиротехнический воспламенитель.

Состояние развития. В разработке.

Применение. Предназначен для тактических ракет.

Малообъемный ПВРД

 $L_{II} = 15-20$ км.

Камера сгорания — единая для стартового РДТТ и маршевого ПВРД.

Стартовый РДТТ. Продолжительность работы 3 с.

Маршевый ПВРД — работает на твердом топливе. Изучается возможность использования бора. Давление в камере сгорания $4,9 \text{ кгс/см}^2$. Продолжительность работы 30 с.

Система управления. Саморегулирование ПВРД в зависимости от высоты полета ракеты.

Состояние развития. Проходит летные испытания.

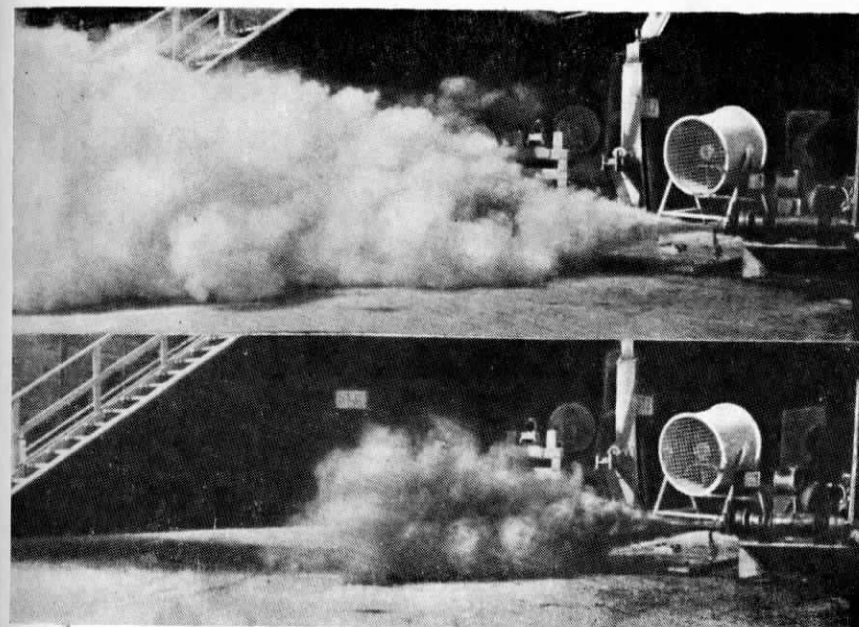
Применение. Экспериментальная ракета Матра «Рустик», разрабатываемая для замены ракеты класса «поверхность — воздух» «Роланд».

Этапы развития

Декабрь 1982 г. Первое стендовое испытание двигателя на ракете «Рустик».

Сентябрь 1983 г. Начало летных испытаний, которые продлятся до конца 1984 г.

Регулируемый РПД



Регулируемый газогенератор во время испытаний при большом (вверху) и малом расходе топлива.

Газогенератор. Расход газов может изменяться в диапазоне 18:1 с помощью поворотного клапана, управляемого цифровой электронной системой.

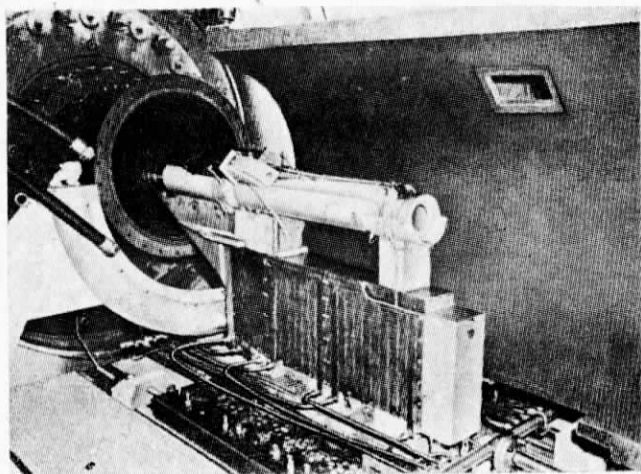
В настоящее время фирмой Кемикл Системз разрабатывается для газогенератора новое топливо с высокой теплотворной способностью.

Эксплуатационные данные. Малое дымление двигателя, в результате исключения несгоревшего горючего в реактивной струе.

Состояние развития. В разработке. Демонстрационные испытания газогенератора состоялись в 1982 г. Заказ на проведение демонстрационных испытаний полноразмерного регулируемого двигателя предполагалось получить в начале 1984 г.

Применение. Предназначается для перспективных ракет «воздух — воздух».

РПДТ



Подготовка к испытаниям в аэродинамической трубе РПДТ
Юнайтед Текнолоджиз/Марквардт/Атлантик Рисерч.

Воздухозаборники — расположены около передней части стартового РДТТ и открываются при переходе с разгонного на маршевый режим работы.

Камера сгорания — единая для стартового РДТТ и маршевого двигателя.

Газогенератор — работает на твердом углеводородном топливе, обогащенном горючим.

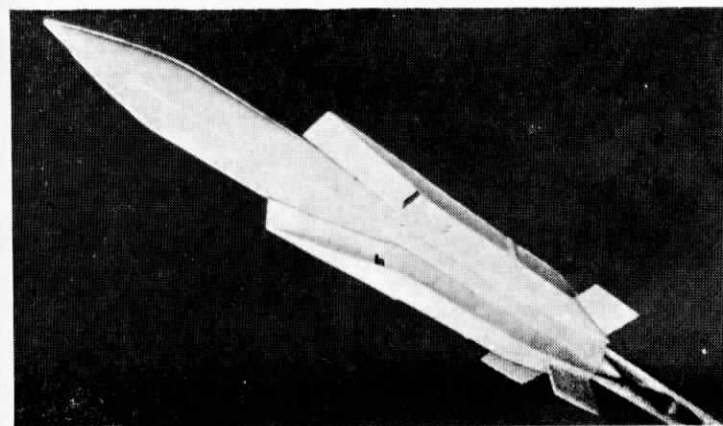
Стартовый РДТТ — беспопельный. Такая конструкция обеспечивает более высокие характеристики при меньшей сложности и стоимости, а также позволяет устранить опасность повреждения самолета элементами сбрасываемого сопла при использовании обычного стартового двигателя.

Состояние развития. В 1983 г. двигатель прошел первое стендовое испытание в свободном потоке, во время которого он работал на всех рабочих режимах. При испытании имитировались условия сверхзвукового полета ракеты.

Применение. Предназначается для тактических запускаемых в воздухе ракет, таких, как усовершенствованный вариант ракеты AMRAAM¹.

¹ Advanced Medium Range Air-to-Air Missile.

РПДТ



Перспективная ракета класса «воздух — воздух» с РПДТ
Юнайтед Текнолоджиз.

Воздухозаборники — плоские.

Газогенератор — работает на твердом топливе, содержащем 60% магния. Изучается возможность использования топлива с 50%-ным содержанием бора.

Состояние развития. Демонстрационный образец двигателя разрабатывался фирмой Юнайтед Текнолоджиз по контракту, заключенному с фирмой Хьюз в 1979 г. Сведения о двигателе отсутствуют с 1980 г.

Применение. Предназначался для усовершенствованного варианта перспективной ракеты класса «воздух — воздух» средней дальности полета AMRAAM¹ фирмы Хьюз.

¹ Advanced Medium Range Air — to Air Missile.

ONERA

РПДТ

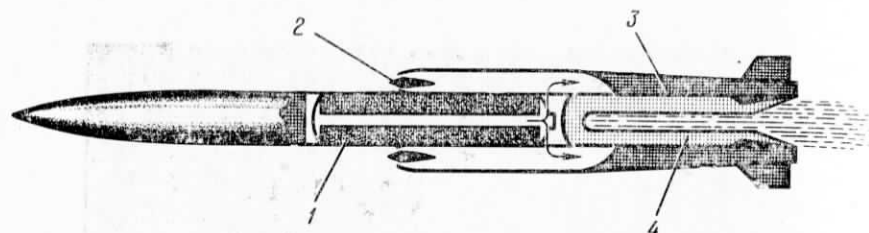
РПД
ФРАНЦИЯ

Схема экспериментальной ракеты, имеющей РПД с газогенератором на твердом топливе.

1 — топливный заряд газогенератора; 2 — один из 4 воздухозаборника; 3 — камера сгорания; 4 — топливный заряд стартового РДТТ.

$$R = 1530 \text{ кгс}$$

$$I_{уд} = 1000 \text{ кгс/кг}$$

$$G_r = 15 \text{ кг/с}$$

$$\tau = 120 \text{ с}$$

$$M_n = 2$$

$$L_n = 75-100 \text{ км}$$

$$D_{\text{рак}} = 400 \text{ мм}$$

$$M_{\text{рак}} = 640 \text{ кг}$$

Воздухозаборники. 4 круглых воздухозаборника расположены на кронце в средней части экспериментальной ракеты.

Камера сгорания — работает на обогащенных горючим продуктах сгорания газогенератора при малом выделении дыма. Длина камеры сгорания с соплом 700—800 мм.

Газогенератор — работает на обычном среднеэнергетическом смесевом топливе — перхлорат аммония (окислитель), полибутадиев (горючее-связка) и специальные присадки. Плотность топлива 1,3 г/см³. Масса топливного заряда — 190 кг. Горение торцевое. Скорость горения несколько сантиметров в секунду. Ведутся работы по регулированию массового расхода газа.

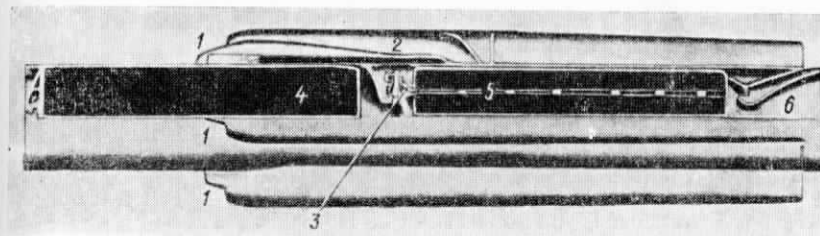
Состояние развития. В 1976 г. двигатель проходил летные испытания на экспериментальной ракете, во время которых ее крейсерский полет на малой высоте продолжался более 50 с при $M_n > 2,1$. Сведения о двигателе отсутствуют с 1981 г.

Применение. Предназначался для сверхзвуковой противокорабельной ракеты ASSM¹, разработка которой прекращена по финансовым причинам весной 1981 г.

¹ Anti-Surface-Ship Missile,

MBV¹

РПДТ

РПД
ФРГ

Модель РПДТ.

1 — воздухозаборники; 2 — воздушный канал; 3 — одно из 4 сопел газогенератора; 4 — заряд твердого топлива газогенератора; 5 — топливный заряд стартового РДТТ; 6 — сбрасываемое сопло стартового РДТТ.

Воздухозаборники — четыре, расположены вокруг хвостовой части корпуса ракеты.

Камера сгорания — единая для стартового РДТТ и маршевого ПВРД. Переход с разгонного на маршевый режим осуществляется при $M_n = 2$.

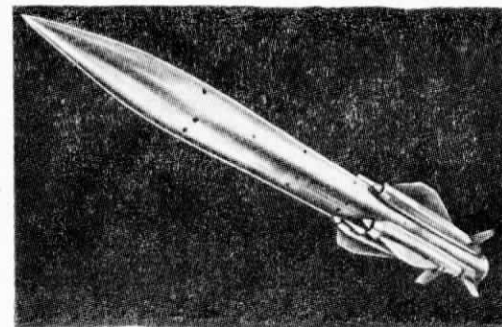
Газогенератор — работает на высокоэнергетическом твердом топливе. Продукты сгорания, обогащенные горючим, истекают через 4 сопла. Разрабатывается газогенератор на жидком топливе.

Сопло. Площади проходных сечений сопел газогенератора предполагается регулировать для обеспечения оптимальных условий работы двигателя. Сопло стартового РДТТ сбрасывается при скорости, соответствующей $M_n = 2$.

Топливо. Топливо газогенератора содержит до 50% бора, ~25% полибутадиев (горючее-связка) и 25% перхлората аммония (окислитель). Теплота сгорания в пределах 8500—9500 ккал/кг в зависимости от содержания бора. Средняя плотность 1,7 г/см³.

Состояние развития. Проходил стендовые испытания. За последние 2 года сведения о двигателе отсутствуют.

Применение. Предназначался для противокорабельной ракеты ASSM, разработка которой прекращена по финансовым причинам весной 1981 г.



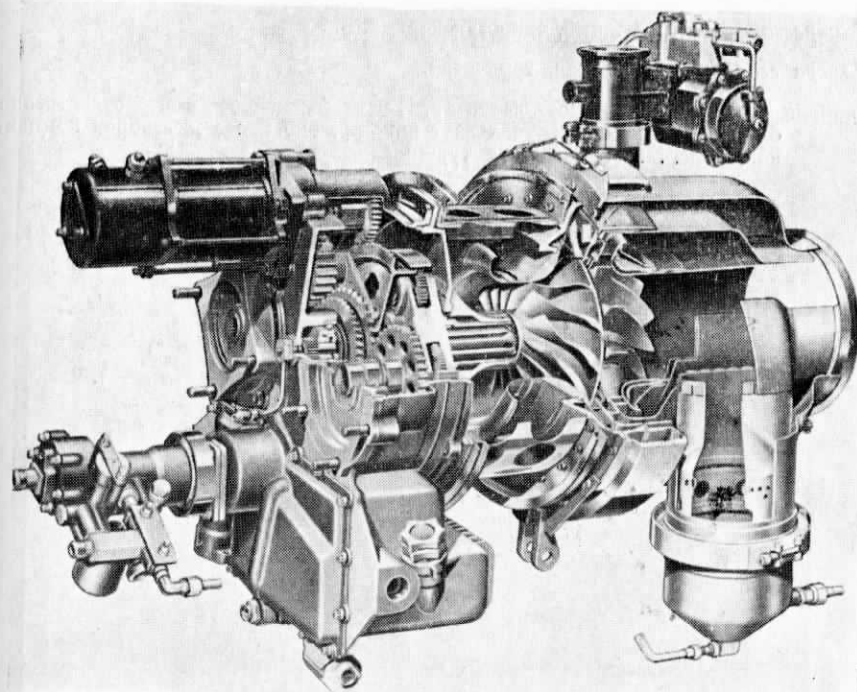
Общий вид ракеты MBV.

¹ Мессершmitt-Бёлков-Блом.

**ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ
СИЛОВЫЕ
УСТАНОВКИ**

ГТСП 36-100¹

ВСУ с радиальной турбиной



ВСУ ГТСП 36-100 с частично вырезанным корпусом.

$$\left. \begin{aligned}
 N &= 50 \text{ л. с.} \\
 G_{\text{в.отб}} &= 0,46 \text{ кг/с} \\
 G_{\text{т}} &= 78,5 \text{ кг/ч}
 \end{aligned} \right\} \begin{aligned}
 &\text{максимальный режим при } H=0, M_{\text{п}}=0 \\
 &\text{(отбор мощности и воздуха одновременно)}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 n &= 58\,737 \text{ об/мин (для силового вала)} \\
 \tau_{\text{к}} &= 4,0 \\
 G_{\text{г}} &= 1,02 \text{ кг/с (через выходной канал)} \\
 T_{\text{с}}^* &= 942 \text{ }^{\circ}\text{К}
 \end{aligned}$$

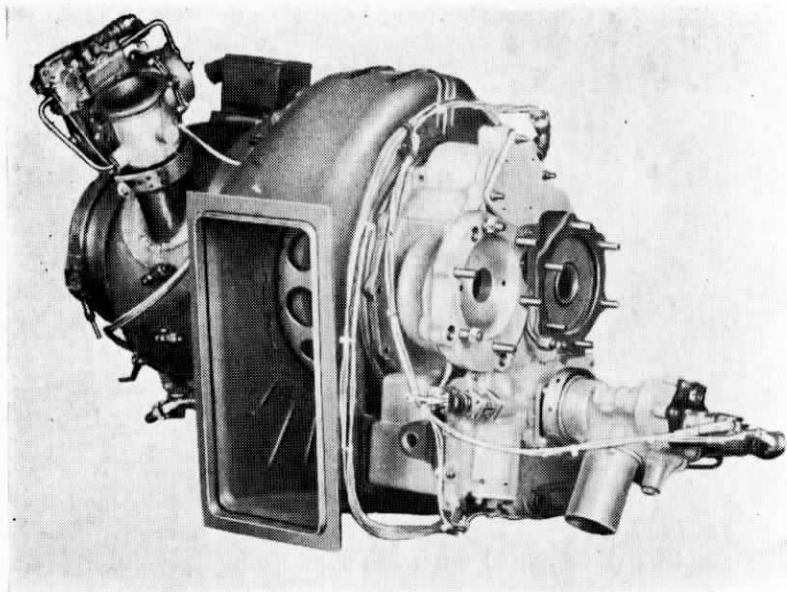
¹ Краткие сведения о ВСУ ГТСП 36-100 приводились в справочниках «Иностранные авиационные двигатели», ЦИАМ, 1981, с. 272, 273; 1978, с. 290.

$B_{дв} = 432 \text{ мм}$
 $H_{дв} = 533 \text{ мм}$
 $L_{дв} = 787 \text{ мм}$
 $M_{дв,сух} = 52,6 \text{ кг}$
 $\gamma_{дв,сух} = 0,4 \text{ кг/э. л. с.}^1$

Компрессор — центробежный, одноступенчатый.

Камера сгорания — выносная, трубчатая.

Турбина — радиальная, одноступенчатая. Расположение ее в непосредственной близости от компрессора делает конструкцию более жесткой и компактной, облегчает охлаждение турбины.



Общий вид ВСУ GTCP 36-100.

Топливо — JP-1, JP-4, JP-5.

Система управления — автоматическая.

Электросистема — постоянного тока с напряжением 12—30 В.

Масло — MIL-L-23699, MIL-L-7808.

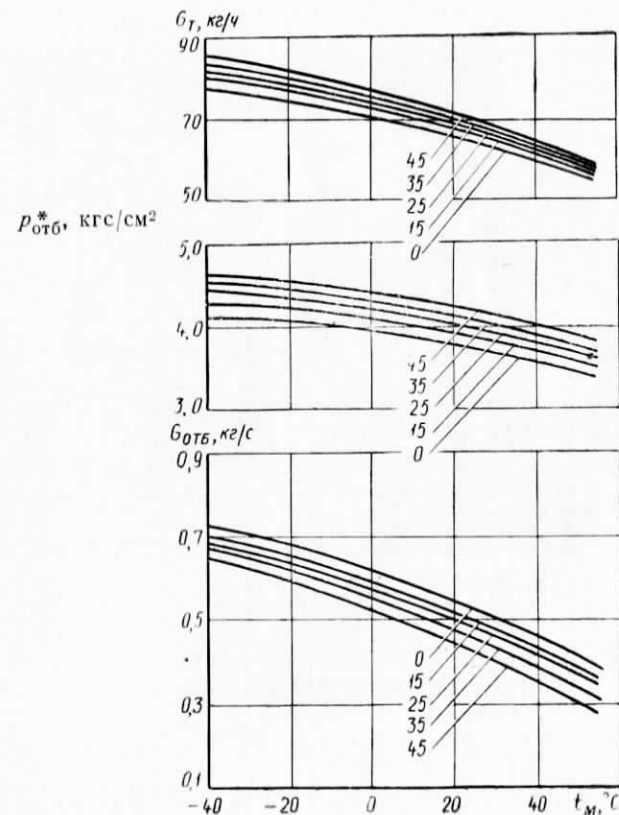
¹ $\gamma_{дв}$ определялась по суммарной эквивалентной мощности $N_{э\sum} = N_{эл} + N_{э,возд}$ ($N_{э,возд}$ — мощность, которая может быть получена при адиабатическом расширении отбираемого воздуха; $N_{эл} \approx N_{в.в} \cdot 0,8$).

Эксплуатационные данные. Двигатель рассчитан на работу до $H=9000 \text{ м}$, запускается до $H=6000 \text{ м}$; на земле (при $H=0$) двигатель может работать при наружной температуре t_n от -54 до $+60^\circ\text{C}$.

Ресурс — 1000 ч.

Состояние развития. Серийный.

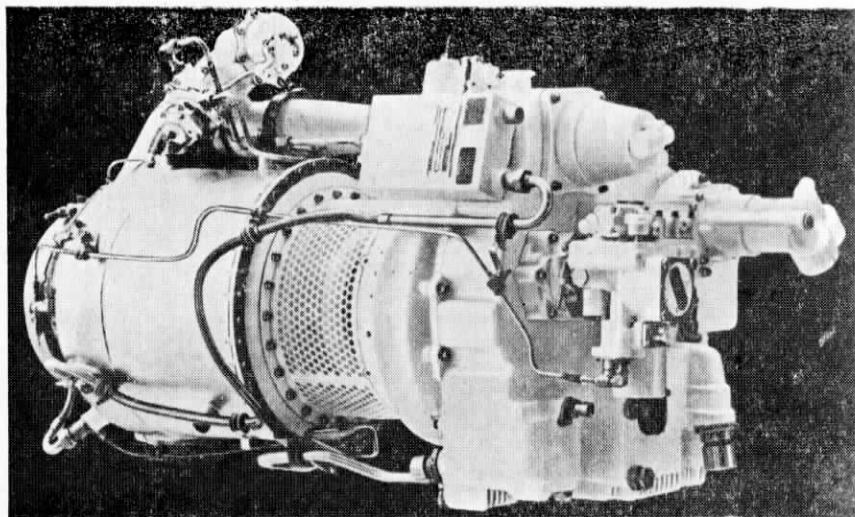
Применение. Самолеты: «Фалькон» 50, HU-25A, «Челленджер» CL-600, «Гальфстрим» I, II и III, BAe.146, HS.125-700, DHC-5.



Характеристики ВСУ GTCP 36-100 при разных значениях мощности, отбираемой с выводного вала, л. с.

GTCP 36-201

ВСУ с дополнительным компрессором



Общий вид ВСУ GTCP 36-201.

$N = 40$ л.с. (максимальный режим при одновременном отборе сжатого воздуха в количестве 1 кг/с при $p_{отб} = 4,1$ кгс/см², $t_n = 15^\circ\text{C}$)

$N = 80$ л.с. (максимальный режим по отбору мощности)

$G_{в.отб} = 1,16$ кг/с (максимальный режим по отбору сжатого воздуха при $p_{отб} = 4,3$ кгс/см², $t_n = -40^\circ\text{C}$)

$G_{в.отб} = 0,44$ кг/с (максимальный режим по отбору сжатого воздуха при $p_{отб} \approx 3,5$ кгс/см², $t_n = 38^\circ\text{C}$)

$$T_{г*} = 940^\circ\text{K}$$

$$T_{в.отб}^* = 473^\circ\text{K}$$

$$B_{дв} = 518 \text{ мм}$$

$$H_{дв} = 734 \text{ мм}$$

$$L_{дв} = 803 \text{ мм}$$

$$M_{дв.сух} \approx 67 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв.сух} \approx 0,27 \text{ кг/э. л. с.}$$

ВСУ GTCP 36-201 создана на базе ВСУ GTCP 36-200, поставляемой для истребителя F-18 ВМС США.

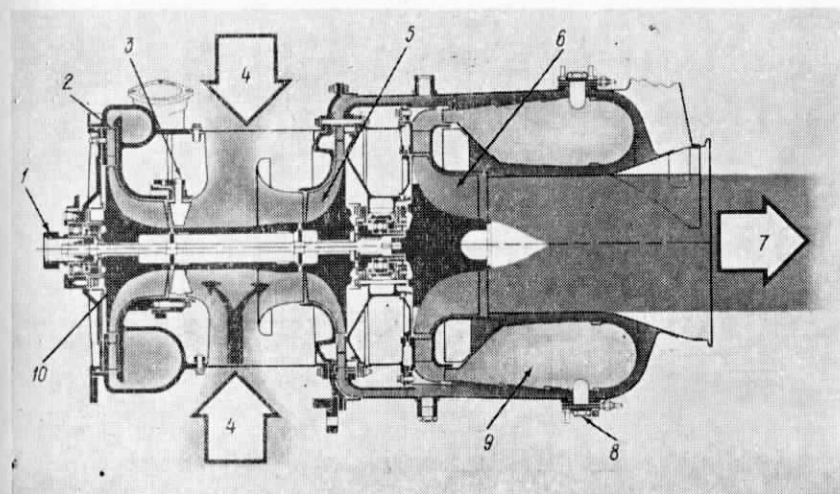
Основной компрессор — центробежный, одноступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — радиальная, одноступенчатая.

Дополнительный компрессор — центробежный с поворотными лопатками ВНА, установлен на одном валу с турбокомпрессором.

Привод агрегатов. Коробка приводов агрегатов имеет фланцы для крепления электростартера, масляного и топливного насосов, электрогенератора и других агрегатов.



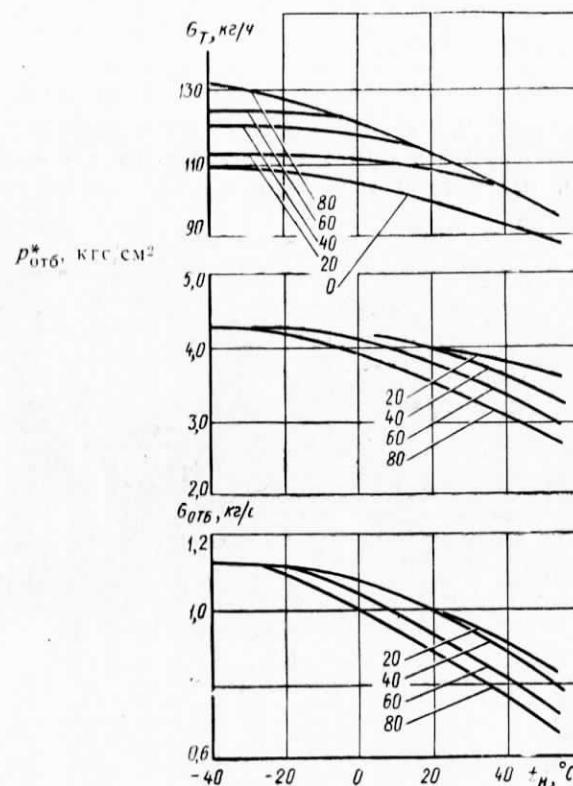
Конструктивная схема ВСУ GTCP 36-201.

1—выводной вал; 2—диффузор; 3—регулируемый ВНА; 4—вход воздуха; 5—основной компрессор; 6—турбина; 7—выходной канал; 8—топливная форсунка; 9—кольцевая противоточная камера сгорания; 10—дополнительный компрессор.

Эксплуатационные данные ВСУ GTCP 36-201 обеспечивает привод электрических и гидравлических агрегатов при работе на земле, запуск основного двигателя от воздушного турбостартера и работу системы кондиционирования кабины самолета. ВСУ отличается высокой топливной экономичностью, что достигается оптимальным согласованием производительности дополнительного компрессора с потребностью в отборе воздуха для

самолетных нужд. Согласование обеспечивается с помощью поворотных лопаток ВНА. Рабочий диапазон наружных температур от -55 до $+55$ °C, высот — до 9 тыс. м.

Применение. Самолеты ВМС США Локхид S-3A и Грумман С-2А.



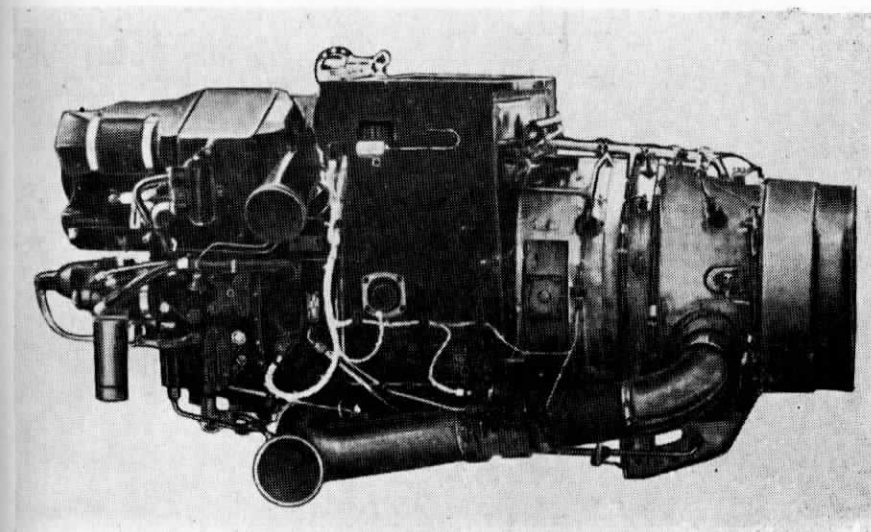
Характеристики ВСУ GTCP 36-201 при разных значениях мощности, отбираемой с выводного вала, л. с.

Г Э Р Р И Т Т

ВСУ
США

GTCP 331

ВСУ с дополнительным компрессором



Общий вид ВСУ GTCP 331.

$N = 108$ л. с. (максимальный режим при одновременном отборе сжатого воздуха в количестве 1,9 кг/с, $p_{отб} = 3,1$ кгс/см 2 , $H = 0$, $t_n = 38$ °C)

$N = 143$ л. с. (максимальный режим по отбору мощности, $H = 0$, $t_n = 38$ °C)

$G_{в.отб} = 2,0$ кг/с (максимальный режим по отбору сжатого воздуха, $p_{отб} = 3,0$ кгс/см 2 , $t_n = 38$ °C)

$n = 40\,712$ об/мин

$C_{e\text{э}} \approx 0,4$ кг/э. л. с. ч.

$G_{в} = 3,3$ кг/с (через воздухозаборник)

$T_c^* \approx 770$ °K

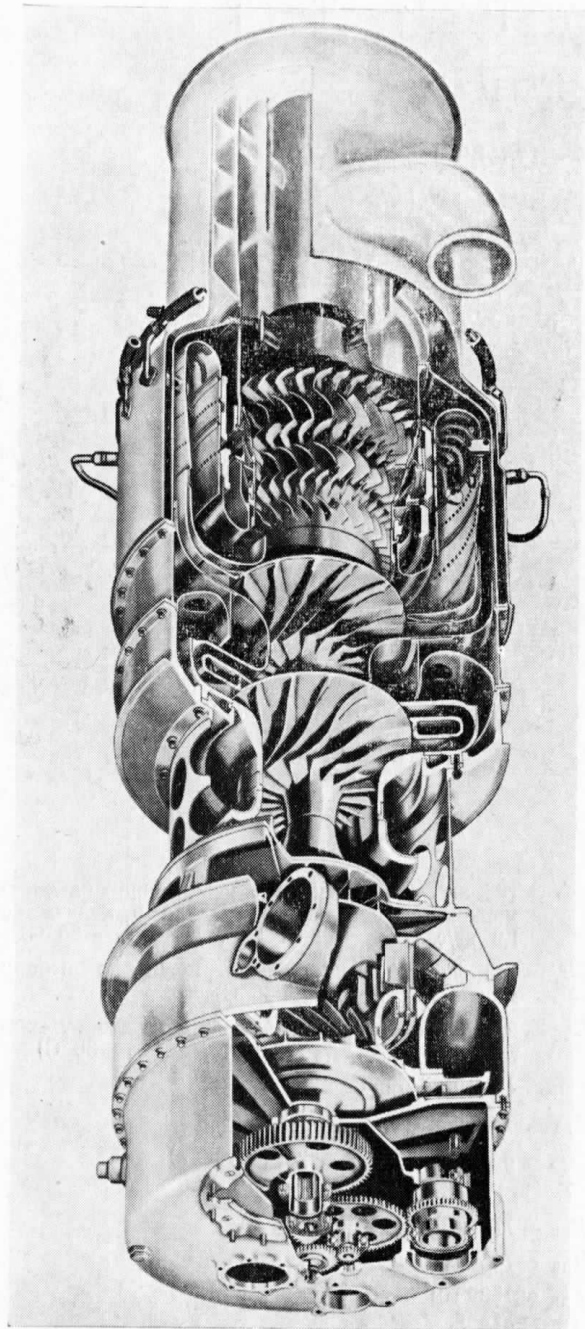
$B_{дв} \approx 775$ мм

$H_{дв} \approx 745$ мм

$L_{дв} \approx 1500$ мм

$M_{дв} \approx 218$ кг

$\gamma_{дв.сух} = 0,565$ кг/э. л. с.



VCU GTCP 331 с частично вырезанным корпусом.

VCU GTCP 331 создан на основе ТВД Гэрритт TRE 331¹.

Воздухозаборник — общий для турбокомпрессора и дополнительного компрессора, а также вентилятора, обеспечивающего охлаждение маслосистемы VCU и отсека VCU.

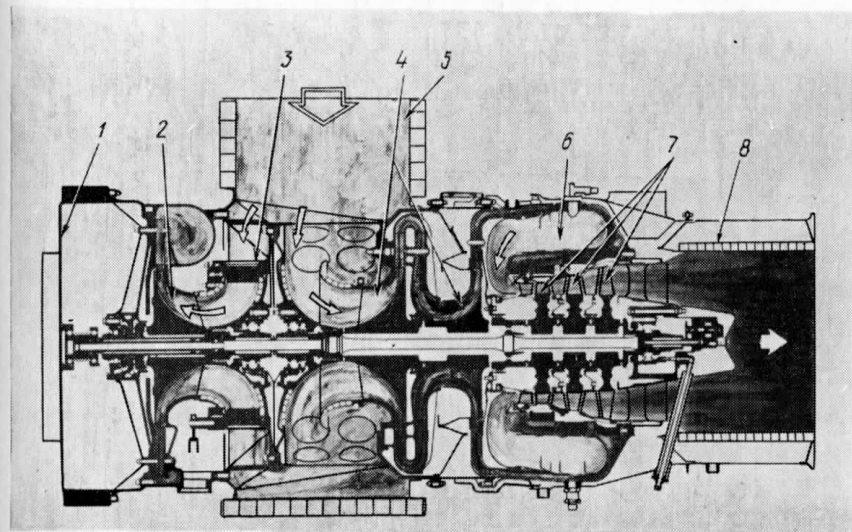
Основной компрессор — центробежный, 2-ступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — осевая, 3-ступенчатая. Диски двух первых ступеней — кованные, с вставными лопатками.

Дополнительный компрессор — центробежный, одноступенчатый. Обеспечивает подачу сжатого воздуха для самолетных нужд. Неиспользованный воздух перепускается в выпускную систему турбокомпрессора.

Привод выводного вала расположен за дополнительным компрессором. На корпусе редуктора монтируется ряд агрегатов VCU: генератор, вентилятор охлаждения, стартер, регулятор подачи топлива и масляный радиатор.



Конструктивная схема VCU GTCP 331.

1—редуктор с площадкой для крепления генератора; 2—дополнительный одноступенчатый центробежный компрессор; 3—узел ВНА с поворотными лопатками; 4—2-ступенчатый центробежный компрессор; 5—входное устройство; 6—противоточная кольцевая камера сгорания; 7—3-ступенчатая осевая турбина; 8—шумоглушитель выпускной трубы.

Система управления — электронная, цифровая, устанавливается в герметизированном отсеке с регулируемой температурой, оснащена дисплеем для показа контрольных тестов. Система позволяет устанавливать при эксплуа-

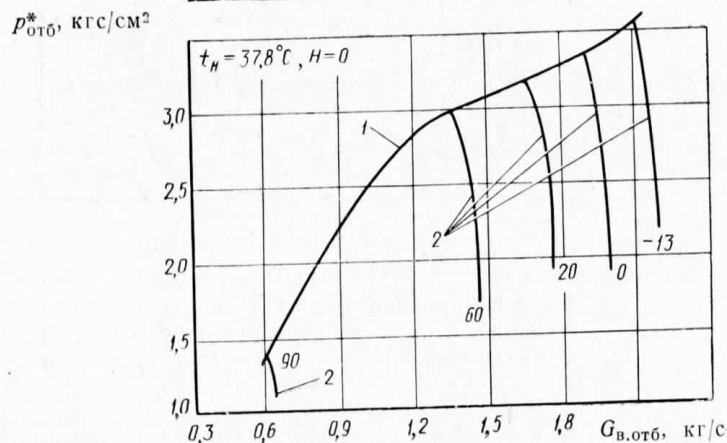
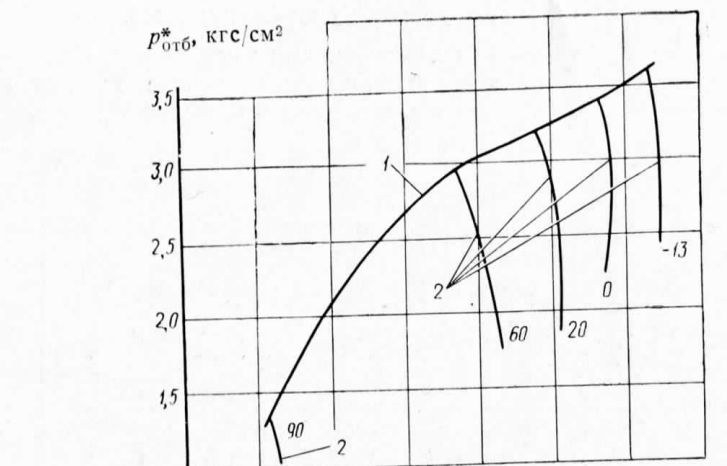
¹ ТВД TRE 331-14/-15 подробно описан на с. 200—203.

тации требуемый режим работы, а также избегать забросов температур газа при запуске ВСУ. Показания датчиков температуры и давления, расположенных непосредственно на ВСУ, используются в системе для выбора оптимального режима подачи топлива.

Эксплуатационные данные. Двигатель рассчитан на работу до $H=12,8$ км (на больших высотах осуществляется только отбор мощности на валу), запускается на высотах до $\sim 7,6$ км. Уровень шума — в пределах норм ФАУ США.

Состояние развития. Серийный.

Применение. Пассажирские самолеты Боинг 757 и 767, Эрбас Индастриз А.300 и А.310.



Эксплуатационные характеристики ВСУ GTCP 331.

1—граница помпажа; 2—положение поворотных лопаток ВНА (в град.).

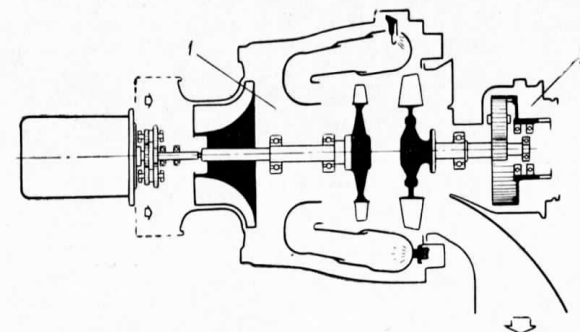
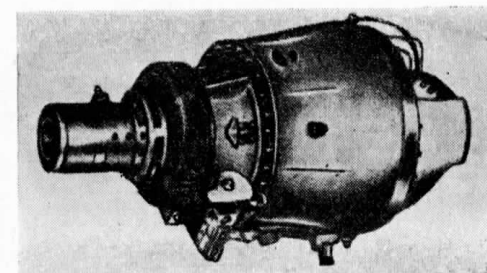
МИКРОТУРБО

ВСУ
ФРАНЦИЯ

„НОЭЛЬ“ 150

Турбокомпрессорный стартер

Общий вид ТКС
«Ноэль» 150.



Конструктивная схема ТКС «Ноэль» 150.
1—газогенератор стартера; 2—редуктор стартера.

$N = 150$ л. с. (максимальный режим при $H=0$)
 $n_{в.в} = 4163$ об/мин
 $G_T = 0,6$ л (на один запуск)
 $D_{дв} = 312$ мм
 $L_{дв} = 673$ мм
 $M_{дв.сух} = 36$ кг (с агрегатами)
 $\gamma_{дв.сух} = 0,240$ кг/л. с.

Эксплуатационные данные. ТКС «Ноэль» 150 работает в диапазоне высот от 0 до 3 км и наружных температур от -40° до $+50^\circ$ C. В топливной и масляной системах могут использоваться все виды топлив и масел, применяемых в авиационных ГТД.

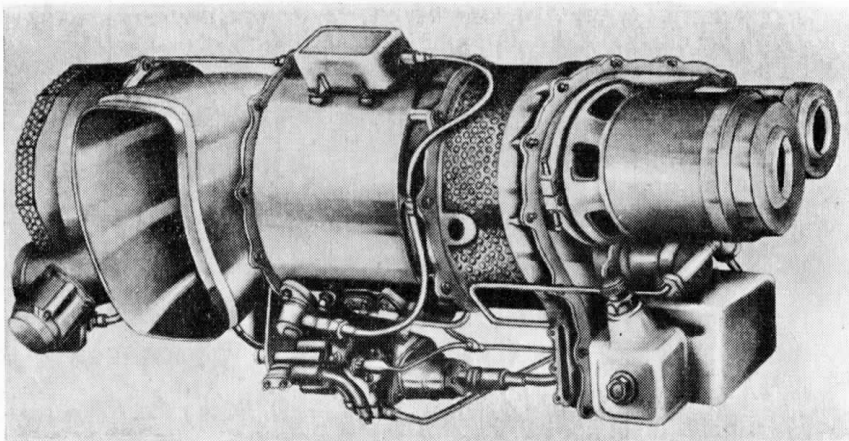
Применение. ТРДДФ SNECMA M.53 на самолете Дассо-Бреге «Мираж» 2000.

Ф И А Т

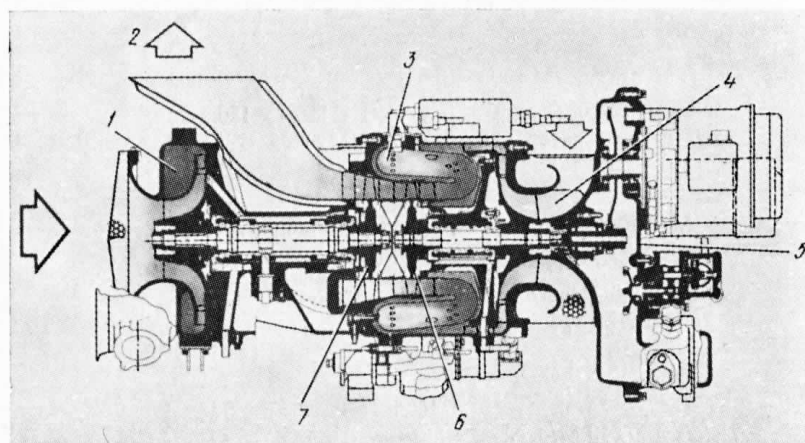
FA.150 „АРГО“

ВСУ
ИТАЛИЯ

Компактная ВСУ со свободной турбиной



Общий вид ВСУ FA.150 «Арго».



Конструктивная схема ВСУ FA.150 «Арго».

1—дополнительный компрессор; 2—выходной канал; 3—кольцевая противоточная камера сгорания; 4—основной компрессор; 5—корпус коробки приводов агрегатов; 6—турбина основного компрессора; 7—свободная турбина.

$$\left. \begin{aligned} \dot{N} &= 143 \text{ л. с.} \\ G_{\text{в.отб}} &= 0,81 \text{ кг/с} \\ G_{\text{т}} &= 84 \text{ кг/ч} \\ B_{\text{дв}} &= 320 \text{ мм} \\ H_{\text{дв}} &= 350 \text{ мм} \\ L_{\text{дв}} &= 850 \text{ мм} \\ M_{\text{дв.сух}} &= 42 \text{ кг} \\ \gamma_{\text{дв.сух}} &= 0,280 \text{ кг/л. с.} \end{aligned} \right\} \text{ при } H=0, \text{ МСА}$$

Основной компрессор — одноступенчатый, центробежный.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина основного компрессора — одноступенчатая, осевая.

Свободная турбина — одноступенчатая, осевая.

Дополнительный компрессор — одноступенчатый, центробежный.

Система смазки — автономная.

Пусковая система. Запуск может производиться либо с помощью гидростартера от самолетной гидросистемы, либо электрическим стартером.

Эксплуатационные данные. Конструкция двигателя позволяет вместо дополнительного компрессора, приводимого от свободной турбины, установить редуктор и снимать мощность с выводного вала. Обеспечено техобслуживание в аэродромных условиях и доступ к агрегатам, в том числе к топливрегулирующей аппаратуре.

Состояние развития. В 1983 г. планировалось провести предварительные 50-часовые испытания.

Применение. Предназначена для использования на самолетах, судах и в качестве передвижной армейской ВСУ, а также как генератор сжатого воздуха в наземной силовой установке.

**П Р О Г Р А М М Ы
СОЗДАНИЯ НЕКОТОРЫХ
ДЕМОНСТРАЦИОННЫХ
И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ
Д В И Г А Т Е Л Е Й
С Ш А И К А Н А Д Ы**

ПРОГРАММА JFE¹

BBC и ВМС США

Объединенная программа создания двигателя для истребителей 1990-х гг.

Исследования по программе JFE должны обеспечить создание двигателя, отвечающего требованиям нового поколения истребителей BBC и ВМС США.

Двигатель должен иметь $R_M = 12\,700$ кгс, размеры, близкие к размерам F100; $\gamma_{дв} \leq 0,1$ кг/кгс; ресурс, увеличенный в 3—4 раза; число деталей, уменьшенное на ~60%, и стоимость жизненного цикла, сниженную на ~25% по сравнению с ТРДДФ F100. Он должен обеспечивать высокую маневренность при $M_H = 1,2 \div 1,6$, сверхзвуковой крейсерский полет, минимальную радиолокационную и инфракрасную заметность истребителей.

Разработка предварительных технических требований к двигателю началась в 1979 г. и была продолжена в 1981—1982 гг. в рамках программы исследования двигателей перспективного технического уровня ATES². В работе по программе ATES приняли участие фирмы Пратт-Уитни, Джeneral Электрик, Детройт Дизель Аллисон, Гэрритт, Теледайн CAE и 7 самолетных фирм.

Заказы суммой 203 млн. долл. каждый на выполнение работ по программе JFE в 1983 г. получили фирмы Пратт-Уитни и Джeneral Электрик. Фирма Пратт-Уитни обозначила свой двигатель PW 5000, Джeneral Электрик — GE37. При разработке двигателей будут использованы элементы и конструкционные материалы, прошедшие экспериментальную проверку и отработку в ходе выполнения работ по программам ATEGG, APSI, JTDE и другим исследовательским программам. Фирма Пратт-Уитни испытала по программе ATEGG новый газогенератор для двигателей типа JFE.

Программа JFE предусматривает разработку и демонстрационные испытания на наземных стендах и высотных установках двигателей-прототипов с целью определения их характеристик, работоспособности и надежности.

Стендовые испытания демонстрационных двигателей запланированы на 1986 г. Разработка и доводка полноразмерного двигателя должны начаться в 1987—1988 гг.

Руководство программой осуществляют авиационная лаборатория Райта и командование систем оружия BBC США.

На проведение работ по программе JFE запланированы ассигнования: 18,7 млн. долл. в 1983 г., 32,6 млн. долл. в 1984 г. Общие затраты на программу JFE до 1987 г. оцениваются в 478,2 млн. долл.

¹ Joint Fighter Engine.

² Advanced Technology Engine Study.

Объединенная программа создания демонстрационного двигателя для боевых самолетов

Предусматривает создание демонстрационного двигателя, отвечающего требованиям к будущим двигателям боевых самолетов ВВС и ВМС США.

Работы по программе ведут фирмы Джeneral Электрик, Пратт-Уитни, Детройт Дизель Аллисон, Гэрритт и Теледайн САЕ.

Демонстрационный двигатель создается посредством объединения перспективного газогенератора, прошедшего экспериментальную отработку по программе АТЕGG, и новых элементов — вентилятора, турбины вентилятора, форсажной камеры, сопла и системы управления, проверенных в работах по программе APSI. Испытания демонстрационных двигателей проводятся на наземных стендах и высотных установках. Проведены испытания демонстрационного двигателя GE23 с изменяемым рабочим процессом, созданного по этой программе.

На программу JTDE предполагается израсходовать 250 млн. долл. Каждый демонстрационный двигатель в течение 2 лет должен отработать на стенде 1500 ч. Предусматриваются испытания по определению характеристик, ускоренные прочностные испытания и диагностические испытания.

На проведение работ по программе JTDE фирма Джeneral Электрик получила заказ на сумму 70 млн. долл., фирма Пратт-Уитни — 7,14 млн. долл., фирма Гэрритт — 6,8 млн. долл. Фирма Теледайн САЕ в 1983 г. получила от ВВС США заказ в сумме 4,9 млн. долл.

ПРОГРАММА
CERAMIC ENGINE

ВМС США

Программа создания демонстрационного двигателя с использованием керамических деталей

Программа была начата в 1976 г. с целью обоснования возможности создания двигателя с элементами, выполненными из керамических материалов. Программу финансируют Управление перспективного планирования НИР министерства обороны США (DARPA), ВМС США и фирма Гэрритт.

Фирма Гэрритт по заказу DARPA и ВМС США ведет разработку и испытание керамических деталей турбины и других элементов горячей части двигателя. В 1980 г. фирма завершила 3-летние исследования этой проблемы.

Двигатель с керамическими рабочими лопатками 1-й ступени турбины успешно прошел циклические 15-часовые испытания при температуре газа перед турбиной $T_{г*} = 1477^\circ\text{K}$. Двигатель с керамическими элементами в 2 ступенях турбины (102 керамические детали) испытан в условиях единичных циклов. Продemonстрировано увеличение мощности на 30% и снижение удельного расхода топлива на 7% по сравнению с двигателем, детали которого выполнены из металла. Циклические испытания горячей части с элементами, выполненными полностью из керамических материалов, были неудовлетворительными.

¹ Joint Technology Demonstrator Engine.

Программа создания демонстрационного двигателя перспективного технического уровня

Предусматривает создание демонстрационного турбовального двигателя в классе мощности 800 л.с., имеющего малую удельную массу и уменьшенный расход топлива по сравнению с современными турбовальными ГТД.

Работы по программе ведутся фирмами Авко Лайкоминг и Детройт Дизель Аллисон с 1977 г. и должны завершиться в 1984 г. Они станут основой разработки двигателя АТЕ, в которую включатся и другие фирмы.

Подробно об основных задачах, периодах работ по программе ATDE и об особенностях конструкции демонстрационных двигателей, созданных по этой программе обеими фирмами, сообщается в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 283, 284. Приводятся дополнительные сведения о результатах испытаний одного из таких демонстрационных двигателей.

Двигатель, наработавший 1000 ч, продемонстрировал улучшение параметров по сравнению с существующими ГТД такого типа. Был достигнут намеченный программой $C_e = 250 \text{ г/л.с.ч}$ при $N_e = 480 \text{ л.с.}$ ($H=0$, МСА), а на высоте $H=1200 \text{ м}$ при $t_n = 35^\circ\text{C}$ была получена мощность более 600 л.с. Были продемонстрированы повышенная надежность и улучшенная эксплуатационная технологичность двигателя.

ПРОГРАММА MTDE²

АРМИЯ США

Программа создания демонстрационного двигателя современного технического уровня

Предусматривает создание демонстрационного двигателя в классе мощности 5000 л.с. на современном техническом уровне. Заказы на выполнение работ по этой программе получили фирмы Джeneral Электрик и Пратт-Уитни.

Последняя разрабатывает двигатель PW 3005 с учетом возможности использования его газогенератора в качестве базового при создании всех двигателей в классе мощности 5000 л.с. для летательных аппаратов армии и ВМС США. Основные узлы двигателя уже испытаны (компрессор, камера сгорания, воздухоочиститель). Испытания газогенератора предполагалось начать в конце 1983 г.

Фирма Джeneral Электрик по этой программе разрабатывает двигатель GE27, комбинированный компрессор (5+1) которого при испытании показал $\pi_k = 20$. Испытания газогенератора ГТД GE27 начались в 1984 г.

Программа предусматривает проведение конкурса по результатам демонстрационных испытаний через 46 месяцев после получения заказа.

¹ Advanced Technology Demonstrator Engine.

² Modern Technology Demonstrator Engine.

ПРОГРАММА МТЕ¹

ВМС и Армия
США

Программа создания газотурбинного двигателя современного технического уровня

Предусматривает создание двигателя мощностью в классе 5000 л.с. с уменьшенным удельным расходом топлива и с повышенной надежностью.

Требования армии США к турбовальному варианту двигателя МТЕ предусматривают снижение удельного расхода топлива на 28—30% по сравнению с существующими двигателями в данном классе мощности (повышение $T_{г*}$ до 1400—1600 °К и $\pi_{к\gamma}$ до 20—25).

Рассматривается возможность создания многоцелевого ТВД/ГТД для армейских вертолетов и самолетов ПЛО ВМС США.

Программа предусматривает начало доводки двигателя в полном объеме в 1986 г. после выбора одного из двух демонстрационных двигателей, создаваемых по программе МТЕ.

ПРОГРАММА АТЕГГ²

ВВС и ВМС США

Долгосрочная объединенная программа создания газогенераторов газотурбинных двигателей для перспективных военных самолетов

Работы по программе АТЕГГ ведутся с 1966 г. под руководством лаборатории авиационных силовых установок ВВС США.

Программа предусматривает создание и испытания газогенераторов, имеющих перспективные компрессоры, камеры сгорания и турбины, а также оценку характеристик, прочности и стоимости двигателей, разрабатываемых на основе этих газогенераторов. Первоначально основной задачей программы являлась демонстрация характеристик перспективных газогенераторов. В 1977 г. в качестве второй задачи программы были включены и ресурсные испытания газогенераторов.

Фирмы Пратт-Уитни, Дженерал Электрик, Детройт Дизель Аллисон и Теледайн САЕ, участвующие в программе, практически все свои двигатели военной и гражданской авиации после 1967 г. создали на основе газогенераторов АТЕГГ.

В обеспечение создания двигателей 1985—1990 гг. фирмы Пратт-Уитни, Дженерал Электрик, Детройт Дизель Аллисон и Теледайн САЕ к 1982 г. построили и испытывали три газогенератора большой и один газогенератор малой размерности³. Газогенераторы разрабатывались с целью демонстрации возможности увеличения степени повышения давления в компрессоре на ~50% при уменьшении числа ступеней, повышения температуры газа на выходе из камеры

¹ Modern Technology Engine.

² Advanced Turbine Engine Gas Generator.

³ В ряде источников указывались газогенераторы PWA 535, GE23, GMA 200, TCAE 555.

сгорания на ~500° при сокращении длины на ~20%, уменьшения веса и размеров газогенераторов на 20—30%. В ходе выполнения работ по газогенераторам большой размерности проведены ускоренные ресурсные испытания длительностью более 350 ч при 2100 циклах и выполнена оценка нового компрессора высокого давления. Работы по малоразмерному газогенератору включали исследование характеристик горячей части и 100-часовые испытания газогенератора при 800 термических циклах.

В сентябре 1982 г. ВВС США выдали заказ на сумму 47,9 млн. долл. на проведение работ по программе АТЕГГ фирмам Дженерал Электрик, Пратт-Уитни, Теледайн САЕ и Гэрритт. Фирма Детройт Дизель Аллисон, которая в течение ряда лет вела работу по программе АТЕГГ, ассигнований не получила.

В соответствии с программой АТЕГГ ВВС США планировали в 1982 г. построить и выполнить газодинамические исследования трех новых газогенераторов¹. На 1983—1984 гг. запланировано проведение ускоренных ресурсных испытаний всех газогенераторов АТЕГГ и газодинамических исследований газогенератора с 5-ступенчатым компрессором высокой производительности НТФ². Начальные испытания газогенератора GE29 с таким компрессором успешно завершены. Двигатели, которые будут созданы на основе этих газогенераторов, должны иметь увеличенный в 3—4 раза ресурс, уменьшенный на 7—10% удельный расход топлива и уменьшенную на 20—30% стоимость жизненного цикла.

Стоимость работ по программе АТЕГГ в 1981 г. составила 30,94 млн. долл. Запланированные ассигнования составляют: 33,278 млн. долл. в 1982 г., 30,979 млн. долл. в 1983 г., 33,128 млн. долл. в 1984 г.

ПРОГРАММА АПСИ³

ВВС США

Долгосрочная программа интеграции подсистем авиационной силовой установки

Программа предусматривает решение научно-технических проблем, связанных с обеспечением оптимального согласования силовой установки и планера самолета. Программа базируется на многочисленных программах ВВС и ВМС США и ведется под руководством лаборатории авиационных силовых установок ВВС США.

Решаются следующие основные задачи:
разработка и испытания перспективных воздухозаборников, вентиляторов, турбин вентиляторов, форсажных камер, выходных устройств, систем управления; интеграция этих элементов с перспективным газогенератором, разрабатываемым по программе АТЕГГ, в демонстрационном двигателе JTDE;
разработка методов снижения стоимости жизненного цикла двигателя;
разработка и проверка методологии создания двигателей с большим ресурсом;

оптимальное согласование воздухозаборника, двигателя и сопла, интеграция силовой установки и планера самолета;

снижение инфракрасной и радиолокационной заметности.

Фирма Детройт Дизель Аллисон участвует в работах по исследованию перспективного вентилятора и снижению стоимости жизненного цикла двигателей.

Фирма Гэрритт разрабатывает элементы с.у. низкой стоимости.

¹ Имеются сообщения о разработке газогенераторов GE29, АТЕГГ Model 555-2, Garrett 1131-2, -3.

² High-through-flow.

³ Aircraft Propulsion Subsystem Integration.

Фирма Джeneral Электрик участвует в работах по созданию двигателя с изменяемым рабочим процессом, снижению стоимости жизненного цикла двигателей, методологии конструирования силовых установок.

Фирма Пратт-Уитни участвует в работах по созданию двигателя с изменяемым рабочим процессом, методологии конструирования силовых установок.

Фирма Теледайн САЕ участвует в работах по созданию методологии конструирования силовых установок и разрабатывает элементы силовой установки низкой стоимости.

Фирма Макдоннелл Дуглас ведет исследования по согласованию воздухозаборника с планером самолета.

В результате работы по программе APSI подтверждена возможность снижения стоимости жизненного цикла двигателей на 10—30%, в ресурсных испытаниях отработаны методы оценки прочности и обнаружения неисправностей, проверены в натурных условиях на двигателе перспективные материалы для выходного устройства и способы уменьшения инфракрасного излучения, на основе испытаний на стенде и летающей лаборатории выбрана конструкция несимметричного сопла, обеспечивающая уменьшение аэродинамического сопротивления самолета.

В 1983—1984 гг. должны быть проведены работы по созданию вентилятора, обеспечивающего низкий уровень радиолокационной заметности входной части двигателя, по снижению инфракрасного излучения, по интеграции силовой установки и планера самолета и исследованию их характеристик при совместной работе, по исследованию возможности длительной работы турбины в условиях крейсерского сверхзвукового полета.

На работы по программе APSI в 1981 г. было израсходовано 18,416 млн. долл. Запланированные ассигнования составляют: 23,013 млн. долл. в 1982 г., 21,468 млн. долл. в 1983 г. и 27,875 млн. долл. в 1984 г.

ПРОГРАММА EMDP¹

BBC США

Программа совершенствования серийных двигателей

Предусматривает разработку и испытания модификаций серийных двигателей, в которых используются новые технические решения, в том числе результаты работ по программам ATEGG и APSI.

Работы по программе начались в 1979 г. и в настоящее время их ведут фирмы Детройт Дизель Аллисон, Джeneral Электрик и Пратт-Уитни:

а) фирма Детройт Дизель Аллисон работает над созданием модификации двигателя T56 с мощностью на взлетном режиме, увеличенной на 20—25%, и удельным расходом топлива на крейсерском режиме, уменьшенным на ~10%. Основные изменения в двигателе T56 связаны с улучшением аэродинамики компрессора, с внедрением новых материалов в турбине и с разработкой новой системы подачи топлива в камеру сгорания. Демонстрационные испытания двигателя включают проверку характеристик и оценку ресурса по результатам 600—700-часовых испытаний, эквивалентных ~1500 ч эксплуатации в реальных условиях;

б) фирма Джeneral Электрик занимается созданием двигателя F110 (F101 DFE) для возможной замены существующих ТРДДФ на самолетах F-14, F-15 и F-16. При создании двигателя F110 использованы газогенератор двигателя F101 и смоделированные вентилятор, его турбина и форсажная камера

¹ Engine Model Derivative Program.

двигателя F404. Проведенные летные испытания двигателя F110 на самолетах F-14 и F-16 подтвердили характеристики и надежность конструкции двигателя;

в) фирма Пратт-Уитни в рамках программы EMDP занимается разработкой семейства перспективных газотурбинных двигателей на основе серийного ТРДДФ F100. К осуществлению этой программы фирма приступила только после решения проблем надежности и ресурса двигателя F100.

В задачи программы включено обеспечение ресурса деталей горячей части двигателя — 2000 ч, а холодной части — 4000 ч.

Кроме того, в программу входят полное исключение возможности возникновения неустраняемого срыва потока, обеспечение работы двигателя на переходных режимах без ограничений, автоматизированная диагностика технического состояния двигателя, возможность работы двигателя на различных топливах и обеспечение 15%-ного запаса по тяге.

В соответствии с указанной программой ведется большая работа по совершенствованию газогенераторной части двигателя F100 и применению на нем цифровой системы управления двигателем.

Такая газогенераторная часть должна обладать ресурсом до 4000 циклов ТАС. Основным двигателем, разрабатываемым фирмой по этой программе, является ТРДДФ PW 1128¹ ($R_F = 12\,440$ кгс), предназначенный для более совершенных вариантов истребителей F-15 и F-16.

ПРОГРАММА CIP²

BBC и BMC США

Программа совершенствования узлов серийных двигателей

Предусматривает решение проблем, связанных с производством и эксплуатацией серийных двигателей.

В соответствии с программой CIP ведутся работы по повышению надежности, увеличению ресурса и уменьшению стоимости находящихся в эксплуатации двигателей фирм Джeneral Электрик, Пратт-Уитни, Детройт Дизель Аллисон, Гэрритт и Теледайн САЕ (TF30, F100, T56, J79 и др.).

Работы основываются на результатах работ по программам ATEGG и APSI, а также по другим программам разработки новых элементов и материалов. Основными задачами совершенствования двигателей TF-30 являются: увеличение запасов устойчивости компрессора на 50% и увеличение межремонтного ресурса двигателя до 2400 ч.

О совершенствовании узлов двигателя F100 сказано в его описаниях, помещенных в справочниках «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1981, с. 55—58; 1984, с. 62—66.

Руководство программой осуществляет командование систем оружия BBC США.

Расходы на проведение программы CIP в 1980 г. составили 55 млн. долл., в 1981 г. — 105,091 млн. долл. Запланированные ассигнования составляют 123,889 млн. долл. в 1982 г., 120,472 млн. долл. — в 1983 г., 156,429 млн. долл. — в 1984 г.

¹ Описание ТРДДФ PW 1128 см. с. 74—76.

² Component Improvement Program.

ПРОГРАММА NASA

ПРОГРАММА E³¹

Программа создания высокоэкономичного двигателя

Предусматривала работу по созданию экспериментальных высокоэкономичных двигателей фирмами Джeneral Электрик и Пратт-Уитни с целью демонстрации технических решений, обеспечивающих в двигателях гражданских самолетов 1980—1990 гг.:

снижение удельного расхода топлива на ~12%;

уменьшение степени ухудшения параметров в эксплуатации на ~50%;

снижение прямых эксплуатационных расходов на ~5%;

удовлетворение требованиям по шуму и выделению вредных веществ.

Основное внимание в программе, работы по которой начались в 1978 г., уделялось улучшению аэродинамики элементов проточной части, разработке эффективных воздушных уплотнений и системы управления радиальными зазорами, внедрению новых материалов и технологий.

Пятилетняя программа E³ завершилась в 1983 г. Все поставленные цели были достигнуты, причем на выполнение программы затрачено 206 млн. долл.

Фирма Джeneral Электрик построила экспериментальный двигатель, общая наработка которого на открытом стенде составила 65 ч. При испытаниях был получен удельный расход топлива на 1,5% ниже первоначально запланированного, подтверждено соответствие уровня шума и приемистости двигателя требованиям ФАУ США, проверена работа электронной цифровой системы управления на установившихся и переходных режимах при имитации отказов датчиков. Узлы двигателя прошли всесторонние автономные испытания с общей наработкой свыше 2000 ч. В 1982 г. проводились испытания газогенератора продолжительностью 44 ч.

Фирма Пратт-Уитни не построила экспериментальный двигатель, сосредоточив свои работы на разработке и экспериментальных исследованиях моделей и узлов.

Новые технические решения, проверенные при испытаниях двигателей и их элементов по программе E³, реализованы в ТРДД CF6-80A и CF6-80C фирмы Джeneral Электрик, а также PW 2037 и PW 4000 фирмы Пратт-Уитни.

ПРОГРАММА ФИРМЫ ПРАТТ-УИТНИ ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА

ПРОГРАММА STEP²

Программа разработки малоразмерного ГТД

Предусматривает создание турбовальных ГТД семейства PW 200 в классе мощности 500—600 л.с. в одновальном и 1000—1200 л.с. в двувальном вариантах. Рассматривается возможность увеличения этих значений мощности

¹ Energy Efficient Engine.

² Small Turbine Engine Programme.

до 750 л.с. и 1500 л.с. соответственно, а также создание в дальнейшем турбовального варианта двигателя PW 200 для самолетов авиации общего назначения.

К особенностям конструкции ГТД PW 200 относятся: одноступенчатый центробежный компрессор с $\pi_k = 8$, кольцевая противоточная камера сгорания, неохлаждаемая турбина компрессора, свободная турбина с выводом вала вперед и 2-ступенчатый редуктор.

Начальный межремонтный ресурс двигателя составит 1500 ч, через 6 лет эксплуатации он должен быть доведен до 3500 ч и окончательно через 10 лет — до 5000 ч.

Намечено разработать 2 основные модификации двигателя PW 200.

ГТД PW 205B мощностью в классе 500 л.с. для вертолета Bo.105, начало эксплуатации которого запланировано на 1989 г.

ГТД PW 209T мощностью в классе 1000 л.с., представляющий двувальный вариант двигателя с общим редуктором по типу «Туин Пэк» с турбовальным ГТД PT6.

В конструкции двигателя по сравнению с PT6A, который он заменит, число деталей уменьшится на 46%.

Поставки первых серийных ГТД PW 209T должны начаться весной 1988 г. Он будет устанавливаться на вертолетах Белл 440 «Туин Рейнджер», производство которых начнется в Канаде по соглашению между канадским правительством и фирмой Белл.

Разработка ГТД PW 200 по программе STEP официально была начата в октябре 1983 г. после принятия канадским правительством решения об оказании фирме Пратт-Уитни оф Канада финансовой помощи в виде займа в сумме 100 млн. канадских долл. для разработки нового двигателя. Полная стоимость разработки оценивается в 252 млн. канадских долл.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРОГРАММ

«Адур» Мк.102, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	190 (1978)
«Адур» RT.172-56 Мк.861, ТРДД Роллс-Ройс/Турбомека	149 (1981)
«Адур» RT.172-58 Мк.811, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбо- мека	145—149 (1981)
«Адур» RT.172-63, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	150 (1981)
«Арбизон» III, ТРД Турбомека	193 (1981)
«Арбизон» IV, ТРД Турбомека	196 (1981)
«Арго» FA.150, ВСУ Фиат	292
«Ариэль» 1, 1А, 1А-1, 1А-2, 1В, 1В-2, 1С, 2, 3, 3С, 10, турбовальный ГТД Турбомека	236, 237 (1981)
«Ариэль» 1С, турбовальный ГТД Турбомека	223
«Ариэль» 1С-1, турбовальный ГТД Турбомека	217
«Ариэль» 1С-2, турбовальный ГТД Турбомека	223
«Ариэль» 1М, турбовальный ГТД Турбомека	223
«Астазу» XX, ТВД Турбомека	276 (1978)
«Астазу» XX, турбовальный ГТД Турбомека	279 (1978)
«Астазу» XX-A, турбовальный ГТД Турбомека	279 (1978)
«Астазу» XX-B, турбовальный ГТД Турбомека	279 (1978)
«Астафан» IIA, IIG, IV, IV-A1, IV-B, IV-B1, IV-F6, VI, XXX, ТРДД Турбомека	144—155 (1978)
«Астафан» IVG, ТРДД Турбомека	141 (1981)
ВСУ Гэрритт для самолета F-18	293 (1978)
«Дарт» Мк.551, ТВД Роллс-Ройс	211
«Джем» 2, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	221 (1981)
«Джем» 2—3, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	228 (1981)
«Джем» 2 Мк.1001, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215

«Джем» 2 Мк.1004, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 4, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226 (1981)
«Джем» 41, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226 (1981)
«Джем» 41-1, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226 (1981)
«Джем» 41-1 Мк.510, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 41-1 Мк.1014, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 41-2, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226 (1981)
«Джем» 41-4, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226 (1981)
«Джем» 43-1 Мк.1020, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 50, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	228 (1981)
«Джем» 60, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	212
«Джем» 60-3, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	214, 215
«Джем» 60-3/1 Мк.530, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 60-3/2 Мк.1030, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 60-3/3 Мк.531, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	215
«Джем» 61-1, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	214
«Джем» 70, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	214
«Джем» 80, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	214
«Драгон» 21, ВСУ Микротурбо	296, 297 (1978)
«Жеводан» 2-017, 3-025, 5-035, 8-045, ВСУ Микротурбо	300, 301 (1978)
«Ларзак» 04, 06, 08, 50, В-3, ТРДД SNECMA/Турбомека	132—143 (1978)
«Ларзак» 04-C20, ТРДД SNECMA/Турбомека/MTU/KHD	164
«Макила» 1-A, турбовальный ГТД Турбомека	240 (1981)
«Макила» II, турбовальный ГТД Турбомека	287 (1978)
«Макила» 2000Т, ТВД Турбомека	247 (1981)
Малообъемный ПВРД (ASALM) Юнайтед Текнолоджиз	264 (1981)
Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе ONERA	268 (1981)
Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе Юнайтед Текнолоджиз	265 (1981)
Малообъемный ПВРДЖ Марквардт	264
Малообъемный ПВРДЖ ONERA	269
Малообъемный ПВРДЖ Юнайтед Текнолоджиз	266
Малообъемный ПВРДЖ (STM) Юнайтед Текнолоджиз	267
Малообъемный ПВРДЖ на $M_{II}=6$ Кемикл Системз	262

Малообъемный ПВРДТ ONERA	271
Малообъемный ПВРДТ ONERA (с $L_n = 15-20$ км)	272
«Ноэль» 150, ВСУ Турбомека	291
«Олимп» 593 Mk.610, 623, ТРДФ Роллс-Ройс/SNECMA	246—259 (1978)
«Оредон» IV, ВСУ Турбомека	310 (1978)
ПВРД Марквардт	263
ПВРДЖ для ракет AIAAM ВМС США	261
«Пегас» 11 Mk.103, Mk.104, 11+, 11D, ТРДД Роллс-Ройс	94—99 (1978)
«Пегас» 11-21A, ТРДД Роллс-Ройс	88 (1981)
«Пегас» 11-21D, ТРДД Роллс-Ройс	88 (1981)
«Пегас» 11-21E, ТРДД Роллс-Ройс	90
«Пегас» 11-21F, ТРДД Роллс-Ройс	92
«Пегас» 11-33, ТРДДФ Роллс-Ройс	93
«Пегас» 11-35, ТРДД Роллс-Ройс	84 (1981)
«Пегас» 11F-35, ТРДД Роллс-Ройс	88 (1981)
«Пегас» тягой 12 250 кгс, ТРДД Роллс-Ройс	88 (1981)
«Пегас» с тремя соплами, ТРДДФ Роллс-Ройс	93 (1981)
Перспективный двухвальный ТРДД 2000-го г., Пратт-Уитни	87
Регулируемый РПД Кемикл Системз	273
РПДТ MBV	277
РПДТ ONERA	276
РПДТ Юнайтед Текнолоджиз	275
РПДТ Юнайтед Текнолоджиз/Марквардт/Атлантик Ригсерч	274
«Руби», ВСУ Микротурбо	276 (1981)
«Сафир», ВСУ Микротурбо	303—309 (1978)
«Сафир» 2, 3, ВСУ Микротурбо	274 (1981)
«Сафир» 4, 6, 7, ВСУ Микротурбо	276 (1981)
«Сорек» 4, ТРД Бет-Шемеш	192
«Сорек» 6, ТРД Бет-Шемеш	192
«Спей» Mk.807, ТРДД Роллс-Ройс	100
«Спей» RB.183 Mk.555-15, ТРДД Роллс-Ройс	94
«Спей» RB.183 Mk.555-15H, ТРДД Роллс-Ройс	99
«Спей» RB.183 Mk.555-15P, ТРДД Роллс-Ройс	99
ТВД с $N_B = 400$ л.с., Альфа Ромео	251

ТВД с $N_B = 650$ л.с. на основе ГТД «Ариэль» Турбомека	275 (1978)
ТВД с $N_B = 1800$ л.с. на основе ГТД «Макила» Турбомека	287 (1978)
ТВД с $N_E > 3000$ э.л.с. Роллс-Ройс/Турбомека	256
ТРД тягой 213 кгс Лукас Аэроспейс	187 (1981)
ТРДД тягой 330 кгс Лукас Аэроспейс	83, 187 (1981)
ТРДД тягой 500 кгс на основе ГТД «Ариэль» Турбомека	275 (1978)
ТРДД тягой 1300 кгс на основе ГТД «Макила» Турбомека	287 (1978)
ТРДД на основе двигателя «Олимп» Роллс-Ройс	259 (1978)
«Тэй» RB.183-03, ТРДД Роллс-Ройс	102
ADS 502-30, ТРДД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	159 (1978)
ALF 101, ТРДД Авко Лайкоминг	9 (1981)
ALF 502L, ТРДД Авко Лайкоминг	8 (1978)
ALF 502L-2, ТРДД Авко Лайкоминг	9
ALF 502L-2C, ТРДД Авко Лайкоминг	15
ALF 502L-3, ТРДД Авко Лайкоминг	15
ALF 502R-3, ТРДД Авко Лайкоминг	16
ALF 502R-4, ТРДД Авко Лайкоминг	21
ALF 502R-5, ТРДД Авко Лайкоминг	21
AR.318, ТВД Альфа Ромео	247
AR.318-01, ТВД Альфа Ромео	251
AR.318-051, ТВД Альфа Ромео	251
AR.318-052, ТВД Альфа Ромео	251
AR.318T, ТВД Альфа Ромео	251
AR.4501, турбовальный ГТД (промышленный вариант) Альфа Ромео	252
ARTJ 140, ТРД Альфа Ромео	189
ARTJ 360, ТРД Альфа Ромео	189
ARTJ 900, ТРД Альфа Ромео	189
ARTS 750, турбовальный ГТД Альфа Ромео	252
ATF 3-6, ТРДД Гэрритт	10 (1981)
ATF 3-6-1C, 2C, ТРДД Гэрритт	50—55 (1978)
ATF 3-6-2C, ТРДД Гэрритт	23
ATF 3-6A-3C, ТРДД Гэрритт	23
ATF 3-6A-4C, ТРДД Гэрритт	22

CF6-32, ТРДД Дженерал Электрик	15 (1981)
CF6-45A, -45B, -45B2A, -45B2B, ТРДД Дженерал Электрик	19 (1981)
CF6-50A, -50C, -50C1/E1, -50C2A, -50C2R, -50D, -50E, -50L2, -50M, ТРДД Дженерал Электрик	20, 21 (1981)
CF6-50C2, ТРДД Дженерал Электрик	34
CF6-50C2B, ТРДД Дженерал Электрик	34
CF6-50C2F, ТРДД Дженерал Электрик	34
CF6-50E2, ТРДД Дженерал Электрик	34
CF6-50E2B, ТРДД Дженерал Электрик	34
CF6-50E2F, ТРДД Дженерал Электрик	34
CF6-55, ТРДД Дженерал Электрик	21 (1981)
CF6-80A/A1, -80B/B1, -80C/C1, ТРДД Дженерал Электрик	22, 26 (1981)
CF6-80C2, ТРДД Дженерал Электрик	35
CF34, ТРДД Дженерал Электрик	27 (1981)
CFJ801-116, ТРДД Исикавадзима Харима	144 (1981)
CFM.56 (rerated), ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	175 (1981)
CFM.56-03 (CFM.56-DR-18), ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	175 (1981)
CFM.56-1B1, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	174 (1981)
CFM.56-2, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	151
CFM.56-2B, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	213 (1978)
CFM.56-2B1, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	156
CFM.56-2C1, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	156
CFM.56-2D1, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	156
CFM.56-2K1, -2K2, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	156
CFM.56-3, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	157
CFM.56-3 с пониженной тягой, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	160
CFM.56-3B1, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	160
CFM.56-3K2, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	160
CFM.56-4, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	161
CFM.56-4A1, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	163
CFM.56-2000, ТРДД SNECMA/Дженерал Электрик	156
CS 00601, ВСУ Лукас Аэроспейс	274 (1981)

CT7, турбовальный ГТД Дженерал Электрик	269 (1978)
CT7-2, турбовальный ГТД Дженерал Электрик	216 (1981)
CT7-5, ТВД Дженерал Электрик	218 (1981)
CT7-5 и -7, Дженерал Электрик	205
CT7-5A, ТВД Дженерал Электрик	205
CT7-7, ТВД Дженерал Электрик	205
CT7-7E, ТВД Дженерал Электрик	205
CT7-9, ТВД Дженерал Электрик	220 (1981)
CT2016/2, ВСУ Лукас Аэроспейс	274 (1981)
CT.3201, ТРД Лукас Аэроспейс	83, 187 (1981)
E3, ТРДД Дженерал Электрик	39
E3, ТРДД Пратт-Уитни	56
F100, ТРДДФ Пратт-Уитни	62
F100 (3C), ТРДДФ Пратт-Уитни	58 (1981)
F101-GE-100, ТРДДФ Дженерал Электрик	34 (1978)
F101-GE-102, ТРДДФ Дженерал Электрик	45
F107-WR-100, ТРДД Уильямс Интернэшнл	79 (1981)
F107-WR-101 (модифицированный), ТРДД Уильямс Интернэшнл	89
F107-WR-102, ТРДД Уильямс Интернэшнл	80 (1981)
F107-WR-103, ТРДД Уильямс Интернэшнл	88
F107-WR-400, ТРДД Уильямс Интернэшнл	80 (1981)
F107-WR-401, ТРДД Уильямс Интернэшнл	89
F107-14A, -14B, ТРДД Уильямс Интернэшнл	80 (1981)
F109-GA-100, ТРДД Гэрритт	24
F110 (F101 DFE), ТРДДФ Дженерал Электрик	49
F112-WR-100, ТРДД Уильямс Интернэшнл	89
F401-PW-400 ТРДДФ Пратт-Уитни	71 (1978)
F404-GE-100, ТРДДФ Дженерал Электрик	53
F404-GE-400, ТРДДФ Дженерал Электрик	38 (1981)
F404J, ТРДДФ Дженерал Электрик	54
FJR.710-10, -20, -600, -700, ТРДД Исикавадзима Харима/Кавасаки/Мицубиси	162—167 (1978)
FJR.710/600S, ТРДД NAL	130
GE21/J11B3, ТРДД (ДИРП) Дженерал Электрик	42 (1981)
«Growth» 1, ТРДДФ Дженерал Электрик	55

«Growth» 2, ТРДДФ Джeneral Электрик	55
GTCP 30-92, -142, -150, BCU Гэрритт	272, 273 (1981)
GTCP 36-4A, -6, -16, -28, -50, BCU Гэрритт	272, 273 (1981)
GTCP 36-100, BCU Гэрритт	281 и 272, 273 (1981)
GTCP 36-201, BCU Гэрритт	284
GTCP 85-90, -90CK, -90DCK, -115CK, -129, -180L, BCU Гэрритт	272 (1981)
GTCP 92-1, BCU Гэрритт	272 (1981)
GTCP 165-1, -7, BCU Гэрритт	272 (1981)
GTCP 331, BCU Гэрритт	287
GTCP 660-4, BCU Гэрритт	272 (1981)
GTM 333, ТРДД Турбомека	238
J69-T-29 (356-7A), -41A, ТРД Теледайн CAE	220—221 (1978)
J69-T-406 (356-34A, -34B, -34C, -34D, -34E), ТРДФ, ТРД Теледайн CAE	222—225 (1978)
J79-GE-119, ТРДФ Джeneral Электрик	169
J85-GE-21A, ТРДФ Джeneral Электрик	185 (1981)
J402-CA-400, ТРД Теледайн CAE	226 (1978)
J402-CA-700, ТРД Теледайн CAE	171
JT8D-209, ТРДД Пратт-Уитни	72 (1978)
JT8D-217, ТРДД Пратт-Уитни	59 (1981)
JT9D-7Q, -7Q1, -7Q2, ТРДД Пратт-Уитни	65, 66 (1981)
JT9D-7R4, -7R4A, -7R4B, -7R4C, -7R4F, ТРДД Пратт-Уитни	61—63 (1981)
JT9D-7R4D, ТРДД Пратт-Уитни	68
JT9D-7R4E, ТРДД Пратт-Уитни	68
JT9D-7R4G, ТРДД Пратт-Уитни	68
JT9D-7R4H, ТРДД Пратт-Уитни	68
JT9D-59A/70A, ТРДД Пратт-Уитни	78 (1978)
JT10D-2, -4, ТРДД Пратт-Уитни	82—85 (1978)
JT15D-4, -4A, -4/3, ТРДД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	156, 157 (1978)
JT15D-5, ТРДД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	135 (1981)
KJ12, ТРД Кавасаки	190
M.45-H-01, -10, ТРДД Роллс-Ройс/SNECMA	174—185 (1978)
M.53-02, ТРДДФ SNECMA	122—129 (1978)

M.53-5, ТРДДФ SNECMA	136 (1981)
M.53-7, ТРДДФ SNECMA	129 (1978)
M.53-P2, ТРДДФ SNECMA	125
M.53-P2X, ТРДДФ SNECMA	127
M.85, ТРДДФ Волво Флюгмотор	134
M.88, ТРДДФ SNECMA	128
Мк.490-4 (лицензионный «Ларзак»), ТРДД Теледайн CAE	137, 139 (1978)
MTM.380, турбовальный ГТД MTU/Турбомека	254 (1981)
MTM.385-1R, турбовальный ГТД MTU/Турбомека	257
NPT151, ТРД Ноэль Пенни	188 (1981)
NPT171, ТРД Ноэль Пенни	178
NPT251, ТРД Ноэль Пенни	189 (1981)
NPT301, ТРД Ноэль Пенни	173
NPT351, ТРД Ноэль Пенни	178
NPT401A, ТРД Ноэль Пенни	189 (1981)
NPT451, ТРД Ноэль Пенни	178
NPT452, турбовальный ГТД/ТВД Ноэль Пенни	178
PLT27A/B, A-2, C/D, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	262 (1978)
PLT34B-1, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	195
PT7A, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	248 (1981)
PT7A-1, -2R, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	251 (1981)
PW 100/2, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	245
PW 100/13, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	246
PW 100/14, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	246
PW 100/17, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	246
PW 115, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	245
PW 120, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	239
PW 124, ТВД Пратт-Уитни Экрaфт оф Канада	246
PW 1115, ТРДД Пратт-Уитни	66
PW 1120, ТРДДФ Пратт-Уитни	71
PW 1128, ТРДДФ Пратт-Уитни	74
PW 1128N, ТРДДФ Пратт-Уитни	76

PW 2025, ТРДД Пратт-Уитни	71 (1981)
PW 2037, ТРДД Пратт-Уитни	77
PW 3005, ГТД/ТВД Пратт-Уитни	209
PW 4000, ТРДД Пратт-Уитни	82
QCSEE (OTW), ТРДД Джeneral Электрик	45 (1981)
QCSEE (UTW), ТРДД Джeneral Электрик	48 (1981)
RB.199, -01, -02, -03, -04, -05, ТРДДФ Турбо-Унион	196—207 (1978)
RB.199-62, ТРДДФ Турбо-Унион	162 (1981)
RB.199-62R, ТРДДФ Турбо-Унион	140
RB.199-67R, ТРДДФ Турбо-Унион	140
RB.199 Mk.10X, ТРДДФ Турбо-Унион	140
RB.199 Mk.101, ТРДДФ Турбо-Унион	151 (1981)
RB.199 Mk.103, ТРДДФ Турбо-Унион	136
RB.199 Mk.104, ТРДДФ Турбо-Унион	138
RB.199 «Демо» 1A, демонстрационный ТРДДФ Турбо-Унион	141
RB.199 «Демо» 1B, демонстрационный ТРДДФ Турбо-Унион	141
RB.199 «напряженный», ТРДДФ Турбо-Унион	140
RB.211-524B, -524B2, -524B3, -524B3-02, -524B4, -524C2, -524D, -524D4-19, -524G, -524G-02, -524G-4, -524G-19, ТРДД Роллс-Ройс	95—108 (1981)
RB.211-524D4, ТРДД Роллс-Ройс	106
RB.211-535, ТРДД Роллс-Ройс	108 (1978)
RB.211-535C, -535C2A, -535D, ТРДД Роллс-Ройс	109—121 (1981)
RB.211-535E4, ТРДД Роллс-Ройс	108
RB.211-535F4, ТРДД Роллс-Ройс	117
RB.211-535H4, ТРДД Роллс-Ройс	117
RB.211-600, ТРДД Роллс-Ройс	118
RB.401-07, ТРДД Роллс-Ройс	122 (1981)
RB.401-20B, ТРДД Роллс-Ройс	115 (1978)
RB.419, ТРДД Роллс-Ройс	121
RB.419-03, ТРДД Роллс-Ройс	122
RB.432, ТРДД Роллс-Ройс	132 (1981)
RB.432-03, -05, ТРДД Роллс-Ройс	134 (1981)
RB.433, ТРДД Роллс-Ройс	185 (1978)
RJ.500, ТРДД Роллс-Ройс/Джэпениз Аэро Энджинз	163 (1981)

RJ.500-10, ТРДД Роллс-Ройс/Джэпениз Аэро Энджинз	167 (1981)
RJ.500-35-3, ТРДД Роллс-Ройс/Джэпениз Аэро Энджинз	143
RTM.321, турбовальный ГТД Роллс-Ройс/Турбомека	252 (1981)
RTM.322 с $N_e = 2400$ л.с., турбовальный ГТД Роллс-Ройс/Турбомека	254
RTM.322 с $N_e > 2500$ л.с., турбовальный ГТД Роллс-Ройс/Турбомека	255
RTM.322 (двухконтурный вариант ГТД), Роллс-Ройс/Турбомека	255
RTM.322-01, турбовальный ГТД Роллс-Ройс/Турбомека	253
RTM.322-05, преобразуемый ГТД/ТВД Роллс-Ройс/Турбомека	254
RTM.322-11, ТВД Роллс-Ройс/Турбомека	256
SS90, ВСУ Лукас Аэроспейс	274 (1981)
ST6L-73, ВСУ Пратт-Уитни Эракraft оф Канада	276 (1981)
STF498, ТРДД Пратт-Уитни	81 (1978)
T-62T-2A1, -16B1, -27, -39, -40, -40C, ВСУ Солар	274 (1981)
T-64-MTU-7, ВСУ MTU	276 (1981)
T76, ТВД Гэрритт	210 (1981)
T-112, ВСУ Клэкнер-Гумбольдт-Дейтц	276 (1981)
T-117, ТРД, Клэкнер-Гумбольдт-Дейтц	185
T-212, ВСУ, Клэкнер-Гумбольдт-Дейтц	316 (1978)
T-312, ВСУ Клэкнер-Гумбольдт-Дейтц	276 (1981)
T-317, ТРД Клэкнер-Гумбольдт-Дейтц	186
T700 «Бустер», турбовальный ГТД Джeneral Электрик	213 (1981)
T700-GE-400, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	266—268 (1978)
T700-GE-401, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	211 (1981)
T700-GE-700, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	266 (1978)
T700-T1A, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	268 (1978)
TF34-GE-2, ТРДД Джeneral Электрик	44 (1978)
TF34-GE-100, -400A, ТРДД Джeneral Электрик	47 (1978)
TFA 66, ТРДД Микротурбо	123
TFE 731-3, ТРДД Гэрритт	27—29
TFE 731-3-1H, ТРДД Гэрритт	59 (1978)
TFE 731-3-100B, ТРДД Гэрритт	59 (1978)
TFE 731-3B-100G, ТРДД Гэрритт	29
TFE 731-3B-100S, ТРДД Гэрритт	29
TFE 731-3-1J, ТРДД Гэрритт	29
TFE 731-4, ТРДД Гэрритт	63 (1978)

TFE 731-5, ТРДД Гэрритт	31—33
TFE 731-5A, ТРДД Гэрритт	33
TFE 731-5R-1H, ТРДД Гэрритт	33
TFE 731-7, ТРДД Гэрритт	33
TFE 731-1042-5, -6, ТРДД Гэрритт/Волво Флюгмотор	181 (1981)
TFE 1042-7, ТРДДФ Гэрритт/Волво Флюгмотор	177 (1981)
ТМ 319, турбовальный ГТД Турбомека	224
ТМ 333, турбовальный ГТД Турбомека	229
ТМ 333В, ГТД Турбомека	238
ТМТ 405-3, ТРД Микротурбо/Турбомека	184
ТРЕ 331-3, -8, -9, -10, -11, -14, ТВД Гэрритт	203—209 (1981)
ТРЕ 331-14/-15, ТВД Гэрритт	199
ТРЕ 331-14RD, ТВД Гэрритт	202
TR.281, ТРД Турбомека	193 (1981)
TR.350, ТРД Микротурбо	196 (1981)
TRB.19, ТРД Микротурбо	180
TRI.30, ТРД Микротурбо	190 (1981)
TRI.40, ТРД Микротурбо	190 (1981)
TRI.60, ТРД Микротурбо	236 (1978)
TRI.60-1, -2, -3, ТРД Микротурбо	190 (1981)
TRI.70, ТРД Микротурбо	190 (1981)
TRI.80, ТРД Микротурбо	182
TRS.18-046, -056, ТРД Микротурбо	240—245 (1978)
TSCP700-4, -5, ВСУ Гэрритт	272 (1981)
TXXX, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	215 (1981)
VSCE-502B, ТРДДФ (ДИРП) Пратт-Уитни	72 (1981)
WR-2-6, ТРД Уильямс Интернэшнл	234 (1978)
WR-19-3, -3-1, ТРДД Уильямс Интернэшнл	92, 93 (1978)
WR-24-6, -7, -17, ТРД Уильямс Интернэшнл	235 (1978)
WR-44-800, ТРДД Уильямс Интернэшнл	81 (1981)
XF3-1, -20, ТРДД Исикавадзима Харима	172, 173 (1978)
XF3-30, ТРДД NAL/INI	132
YJ400-WR-400, ТРД Уильямс Интернэшнл	235 (1978)
2S/150A (748), ВСУ Лукас Аэроспейс	274 (1981)
2S/150A (801), ВСУ Лукас Аэроспейс	274 (1981)

250-C30, турбовальный ГТД Аллисон	264 (1978)
250-C34, турбовальный ГТД Аллисон	203
250-MTU-C20B, ВСУ MTU	276 (1981)
371-1, ТРД Теледайн CAE	231 (1978)
372-2, ТРД Теледайн CAE	233 (1978)
372-11A, ТРД Теледайн CAE	172
373-5, ТРД Теледайн CAE	233 (1978)
373-8, ТРД Теледайн CAE	172
V.2500, ТРДД IAE	147
APSI, программа BBC США	301
ATDE, программа армии США	299
ATE, программа BBC и BMC США	281 (1981)
ATEGG, программа BBC и BMC США	300
Ceramic Engine, программа BMC США	298
CIP, программа BBC и BMC США	303
E ³ , программа NASA	304
ECI, программа NASA	288 (1981)
GATE, программа NASA	286 (1981)
EMDP, программа BBC США	302
JFE, программа BBC и BMC США	297
JTDE, программа BBC и BMC США	298
MTDE, программа армии США	299
MTE, программа BMC и армии США	300
QCGAT, программа NASA	287 (1981)
QCSEE, программа NASA	285 (1981)
SETE, программа BMC США	282 (1981)
STEP, программа фирмы Пратт-Уитни Эркcraft оф Канада	304

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
Условные обозначения и сокращения	5
Двухконтурные ТРД	7
США	9
Англии	90
Франции	123
Японии	130
Швеции	134
Объединений фирм разных стран	136
Турбореактивные двигатели	167
США	169
Англии	173
Франции	180
ФРГ	185
Италии	189
Японии	190
Израиля	192
Турбовинтовые и турбовальные двигатели	193
США	195
Англии	211
Франции	217
Канады	239
Италии	247
Объединений фирм разных стран	253
Прямоточные ВРД	259
ПВРДЖ	261
ПВРДТ	271

Ракетно-прямоточные двигатели (РПД)	273
Вспомогательные силовые установки	279
США	281
Франции	291
Италии	292
Программы создания некоторых демонстрационных и экспериментальных двигателей США и Канады	295
Военные программы	297
Программа NASA	304
Программа фирмы Пратт-Уитни Эркرافт оф Канада	304
Алфавитный указатель двигателей и программ	306