

ЦИАМ

ИНОСТРАННЫЕ
АВИАЦИОННЫЕ
ДВИГАТЕЛИ

1981

ЦИАМ

ИНОСТРАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

(По данным иностранной печати)

Под общей редакцией
Г. В. СКВОРЦОВА

1981

Составители:

*В. В. БАРДИНА, Н. И. ЖЕЛЕЗНЯКОВА, Е. И. ИВАНОВА,
А. В. КОШЕЛЕВА, Е. В. КУЗНЕЦОВ, Г. В. СКВОРЦОВ,
Л. Е. ТЫКМАНОВА*

Редакторы:

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

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящий справочник, составленный по материалам открытой иностранной печати (журналам, справочникам, материалам совещаний и проспектам фирм), содержит систематизированные сведения о современных иностранных серийных, опытных и разрабатываемых авиационных двигателях.

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

Раздел ПВРД вновь включен в справочник в связи с возросшей активностью работы в этой области, особенно по так называемым малообъемным ПВРД и появлением ряда дополнительных сведений. В соответствии с пожеланиями ряда читателей в справочник впервые включены краткие сведения о некоторых программах создания авиационных демонстрационных двигателей США.

В справочник не вошли двигатели, по которым к началу его составления было опубликовано слишком мало сведений, многие серийные двигатели, подробно описанные в справочнике 1978 г. («Олимп» 593, «Ларзак», М.45Н и др.), а также демонстрационные и экспериментальные двигатели, работа над которыми не получила развития (PLT-27, FJR.710 и др.). В то же время в настоящее издание снова включен ряд описаний основных серийных двигателей (F404, F100, RB.211-524B, T700 и др.), дополненных новыми сведениями о их развитии, а также новые модификации многих исходных двигателей, уже описанных в справочнике 1978 г. (JT9D-7Q и R, «Адур» 63, Перас 11-33, TFE 731-5 и др.).

Каждый раздел, как и в прошлых изданиях, включает наиболее важные опубликованные в печати сведения о двигателях данного типа (основные данные, краткое описание конструкции, характеристики, схемы и фотографии двигателя и его узлов). Приведены также данные об условиях и особенностях эксплуатации двигателя (ресурс, надежность, обслуживание и др.), стоимости главных работ, цене двигателя и основных этапах его создания и развития.

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 ГТД и ПВРД, выпускаемыми ежеквартально ОНТИ ЦИАМа.

В конце книги помещен полный алфавитный указатель всех двигателей, сведения о которых опубликованы в настоящем IX издании справочника, в его VII и VIII изданиях и в дополнении к первому. В указателе, составленном Н. И. Железняковой, сначала приведен расположенный по алфавиту список двигателей, имеющих названия или буквенные обозначения, а за ним список двигателей, имеющих только цифровые обозначения, расположенные в списке по возрастающей степени.

Описания ТРДД фирм Дженерал Электрик и Уильямс Рисерч, CFM.56, а также ПВРД отредактированы П. В. Исаевым; описания ТРД, ТВД и турбовальных ГТД, кроме ГТД «Джем» и «Ариель», — Е. В. Кузнецовым; описания ТРДД Франции, фирм Пратт-Уитни и Гэрритт-Эрисерч, а также ВСУ — В. В. Силовым; описания ТРДД Англии, а также ТРДД Адур, RJ.500 и RB.199 — И. Г. Хохловым.

Отдельные разделы или описания двигателей в справочнике были просмотрены Ю. М. Киселевым, Р. П. Малыгиной, А. В. Микеровым, А. А. Репниковым, Ю. И. Шальманом, В. А. Шульгиным, А. Н. Ященковым, которые внесли ряд ценных советов, замечаний и поправок. Всем вышеуказанным лицам редакция и составители справочника выражают свою глубокую благодарность.

Отдел научно-технической информации, выпуская девятое 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.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

$B_{\text{дв}}$ — габаритная ширина двигателя;	N_9 — эквивалентная мощность ТВД, э. л. с.;
b/t — густота решетки;	p — давление, кгс/см ² ;
C_e — удельный расход топлива турбовального ГТД, г/л. с. ч;	$\pi_{\text{пл}}$ — степень повышения давления воздуха вентилятором в наружном контуре;
$C_{\text{уд}}$ — удельный расход топлива ТРД, ТРДД, кг/кгс·ч;	π_k — степень повышения давления в компрессоре;
C_9 — удельный расход топлива ТВД, г/э. л. с. ч;	π_{Σ} — общая степень повышения давления в двигателе;
$\bar{d}$ — относительный диаметр втулки;	R — тяга двигателя, кгс или тс;
$D_{\text{дв}}$ — габаритный диаметр двигателя;	T_g — температура газа за камерой сгорания, °К;
D_c — диаметр сопла;	$T_{\text{к.с}}$ — температура газа в камере сгорания, °К;
G_n — расход воздуха через компрессор, кг/с;	t_n — температура наружной среды, °С;
$G_{\text{вн}}$ — расход воздуха через внутренний контур ТРДД, кг/с;	T_c — температура газа в реактивном сопле, °К;
$G_{\text{внп}}$ — расход воздуха через наружный контур ТРДД, кг/с;	T_t — температура газа за турбиной, °К;
$G_{\text{вс}}$ — расход воздуха через двигатель (суммарный), кг/с;	$T_{\text{ф}}$ — температура газа в форсажной камере, °К;
G_t — расход топлива в основной камере сгорания, кг/ч;	τ — время, продолжительность действия, с;
$G_{\text{тс}}$ — расход топлива суммарный в ТРДФ (ТРДДФ), кг/ч;	u — окружная скорость, м/с;
$\gamma_{\text{дв}}$ — удельный вес двигателя, кг/кгс (л. с.);	$v_{\text{р.с}}$ — скорость истечения в реактивной струе, м/с;
H — высота полета, км или м;	V — скорость полета, км/ч.
$H_{\text{дв}}$ — габаритная высота двигателя, мм;	
$\bar{h}$ — удлинение лопатки;	a — с агрегатами;
$L_{\text{дв}}$ — габаритная длина двигателя, мм;	b — боевой;
$M_{\text{дв}}$ — сухая масса двигателя, кг;	v — вентилятора;
M_n — число M полета;	$v.ж$ — с впрыском жидкости;
$M_{\text{с.у}}$ — масса силовой установки, кг;	$v.v$ — выводной вал;
m — степень двухконтурности;	$V_{\text{ВП}}$ — с вертикальным взлетом и посадкой;
n — частота вращения, об/мин;	$v.д$ — высокого давления;
N_v — винтовая мощность ТВД, л. с.;	$vз$ — взлетный;
N_e — мощность на валу турбовального ГТД, л. с.;	$V_{\text{НА}}$ — входной направляющий аппарат;
	$возд$ — воздухозаборник;
	$V_{\text{ПП}}$ — взлетно-посадочная полоса;
	$ВСУ$ — вспомогательная силовая установка;
	$вх$ — вход;

гг — газогенератор;
 ГДУ — газодинамическая устойчивость;
 ГУГА — главное управление гражданской авиации;
 дв — двигатель;
 и — идеальное сопло;
 ИКМ — измеритель крутящего момента;
 к — компрессор;
 к.в.д. — компрессор высокого давления;
 к.п.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;
 пред — предельный;
 рас — расчетный;
 р — реальное сопло;
 р.к — рабочее колесо;
 РУД — рычаг управления двигателем;

с — сопло;
 СА — сопловой аппарат;
 с.т — свободная турбина;
 СКВП — самолет с коротким взлетом и посадкой;
 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;
 ф.к — форсажная камера;
 час — часовой;
 э — эквивалентный;
 CAN (Committee of Aviation Noise) — комитет по авиационному шуму.
 EPA (Environment Protection Agency) — управление по защите окружающей среды;
 EPN (Effective Percieved Noise) — эффективный воспринимаемый шум;
 PNL (Percieved Noise Level) — уровень воспринимаемого шума.

ДВУХКОНТУРНЫЕ ТРД

ALF 101

Двухвальный ТРДД с приводом
вентилятора через редуктор

$$\left. \begin{aligned} R &= 735 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,36 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \right\} \text{ взлетный режим}$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 220-230 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,63-0,65 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{крейсерский режим} \\ &\text{при } H=7,6 \text{ км, } M_{п}=0,6 \end{aligned}$$

$$m = 9$$

$$\pi_{в} = 1,35$$

$$D = 610 \text{ мм}$$

$$L_{дв} = 890 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 155 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,21 \text{ кг/кгс}$$

Разработан фирмой Авко Лайкоминг для участия в конкурсе по созданию малолитражного ТРДД с малым выделением загрязняющих атмосферу веществ для самолетов общей авиации (программа QCGAT).

Газогенераторная часть — такая же, как у двигателей семейства LTP/LTS 101¹. Это позволило существенно сократить срок создания двигателя.

Состояние развития. Демонстрационный образец двигателя ALF 101 был показан на Парижской авиационной выставке 1977 г. В 1979 г. был поставлен в центр им. Льюиса для дальнейших стендовых испытаний.

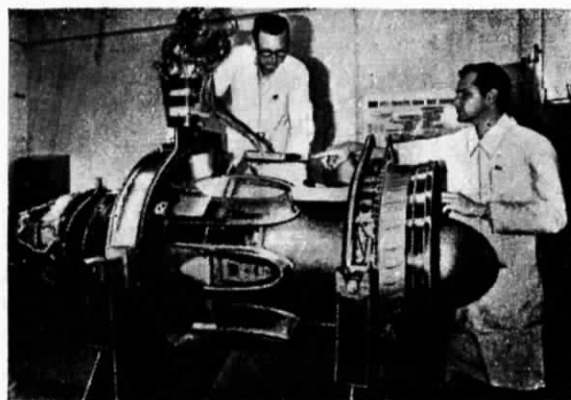
Применение. Предназначен для небольших двухдвигательных служебных самолетов и самолетов общей авиации. Предложен фирмой для установки на тренировочном самолете Цессна Т37 ВВС США.

¹ Описан в дополнении к справочнику «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1976, с. 70, 80.

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ

АТФЗ-6

Трехвальный ТРДД блочной конструкции



$R = 2290 \text{ кгс}$ $C_{уд} = 0,48 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$ $G_B = 73,5 \text{ кг/с}$ $m = 2,8-3$ $\pi_{\Sigma} = 21$ $T_r = 1448^\circ \text{К}$	$\left. \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ \text{МСА} + 15^\circ \text{С, } H = 0, \\ M_H = 0 \end{array} \right\}$
---	--

$R = 480 \text{ кгс}$ $C_{уд} = 0,80 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$ $m = 2,6$ $\pi_{\Sigma} = 25$	$\left. \begin{array}{l} \text{максимальный режим на-} \\ \text{бора высоты при МСА,} \\ H = 12,1 \text{ км, } M_H = 0,8 \end{array} \right\}$
--	--

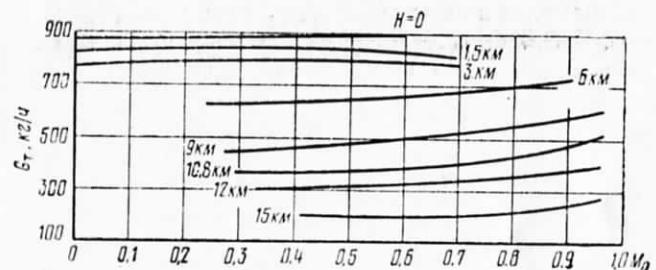
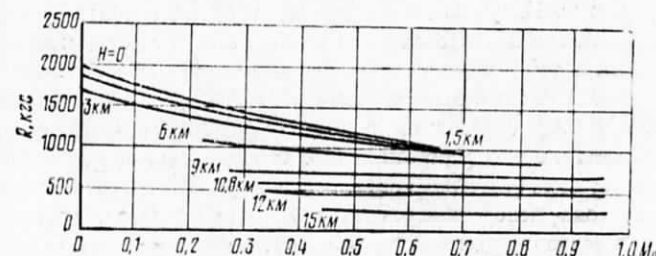
$R = 460 \text{ кгс}$ $C_{уд} = 0,79 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$ $m = 2,7$ $\pi_{\Sigma} = 24$	$\left. \begin{array}{l} \text{крейсерский режим при} \\ \text{МСА, } H = 12,1 \text{ км, } M_H = \\ = 0,8 \end{array} \right\}$
--	--

$D_{вх} = 790 \text{ мм}$
 $D_{дв} = 853 \text{ мм}$
 $L = 2310 \text{ мм}$

$M_{дв} = 430 \text{ кг}$
 $\gamma_{дв} = 0,188 \text{ кг/кгс}$

ТРДД
США

ТРДД АТФЗ-6 выполнен с расположением ротора в. д. за турбиной вентилятора. Воздушный поток из компрессора н. д. перед поступлением в компрессор в. д. меняет направление на 180° . На выходе из к. в. д. он поворачивается на 90° и поступает в камеру сгорания. В камере сгорания газовый поток поворачивается на 180° и направляется в турбину в. д., турбину вентилятора и турбину н. д. За турбинами газовый поток проходит через 8 отверстий, снова поворачиваясь на 180° , и выбрасывается в канал наружного контура, где он смешивается с воздушным потоком перед истечением через кольцевое сопло.



Высотно-скоростные характеристики ТРДД АТФЗ.

Сведения о конструкции, эксплуатационных данных и ресурсе двигателя были опубликованы в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978. В связи с этим в данном издании справочника приведены лишь дополнительные сведения о его системе управления, обслуживании и состоянии развития.

Система управления — электронно-гидромеханическая с автоматической коррекцией по температуре и барометрическому давлению.

При взлете РУД устанавливается в крайнее переднее положение. Регулирование тяги на режиме набора высоты осуществляется незначительным перемещением РУД по отношению к положению взлетного режима. На режимах тяги ниже взлетной пилот устанавливает частоту вращения ротора н. д. в соответствии с номограммами, имеющимися в инструкции по летной эксплуатации, а регулятор с определенной точностью обеспечивает поддержание тяги, соответствующей выбранному

режиму, независимо от окружающих условий. Надежность электронного блока такая же, как и у гидромеханического регулятора.

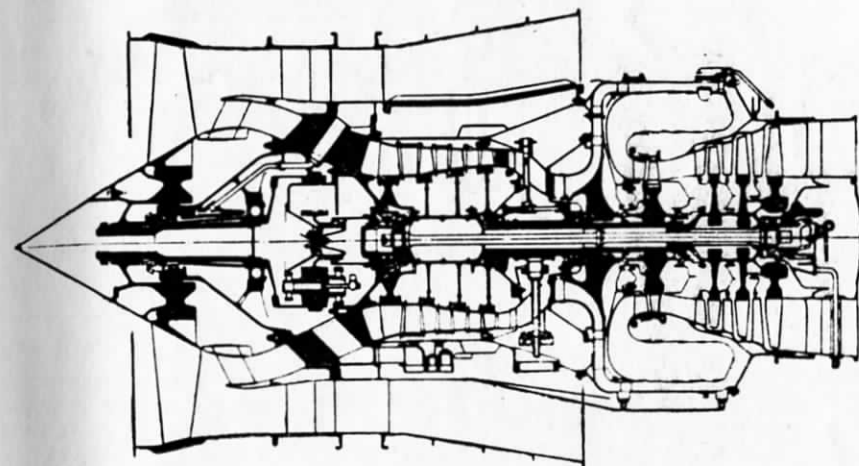
Обслуживание. Двигатель будет эксплуатироваться «по состоянию». Для его периодических осмотров в различных сечениях двигателя предусмотрены отверстия для ввода бороскопа. По мере увеличения наработки интервалы между осмотрами будут возрастать. Так, в начальный период эксплуатации осмотр горячей части будет производиться через 600 ч, а при достижении суммарной наработки 500 000 ч этот интервал увеличится до 1500 ч. В таком же отношении произойдет изменение интервалов времени между осмотрами холодной части двигателя и коробки приводов агрегатов.

Состояние развития. Получение сертификата на ТРДД Гэрритт-Эрисерч ATF3-6, первоначально планировавшееся на конец 1978 г., существенно задержалось из-за того, что он не прошел испытания на заброс птиц среднего размера. В связи с этим впервые в США фирма обратилась с ходатайством к ФАУ освободить двигатель ATF3-6 от прохождения данного испытания, но оно было отклонено. Фирмой были приняты срочные меры по усовершенствованию двигателя, коснувшиеся вентилятора, механизма привода поворотных лопаток ВНА компрессора, системы управления, переднего подшипника, топливных форсунок и других элементов. Благодаря этим мерам в конце января 1981 г. было проведено повторное официальное испытание на заброс птиц, которое двигатель успешно выдержал. Предполагается, что он будет сертифицирован в 1981 г. после прохождения длительного 150-часового испытания.

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ

TFE 731-5

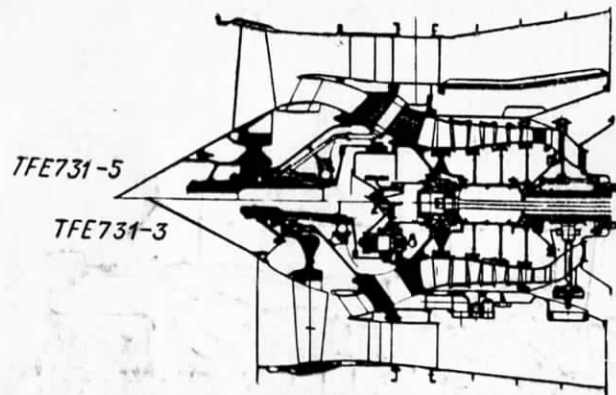
ТРДД
США



$R = 1815$ кгс	} взлетный режим
$C_{уд} = 0,471$ кг/кгс·ч	
$R = 421$ кгс	} крейсерский режим при $H = 12,2 - 12,5$ км, $M_{II} = 0,8$
$C_{уд} = 0,798$ кг/кгс·ч	
$m = 3,3$	
$M_{дв} = 376$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,206$ кг/кгс	

Двигатель TFE 731-5 конструктивно подобен предшествующим модификациям данного семейства ТРДД¹, но в отличие от них в нем применены новый, полностью переконструированный редуктор, измененный вентилятор и новая высоконагруженная турбина н. д. Новые узлы — результат работ, проведенных фирмой по программе NASA QCGAT (Quiet Clean General Aviation Turbofan), предусматривающей разработку малошумного «чистого» ТРДД для самолетов общей авиации. ТРДД TFE 731-5 имеет более низкий уровень шума на взлете и при снижении на посадку.

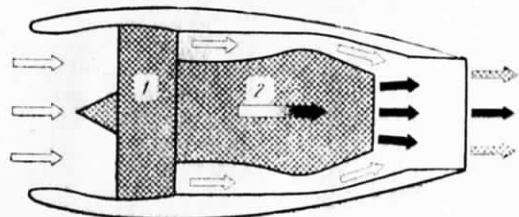
¹ Подробное описание TFE 731-2, -3 и -4 приведено в справочниках «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975 и 1978.



Схематический разрез вентиляторов ТРДД
TFE 731-5 и TFE 731-3.

Состояние развития. В разработке. В ней также принимает участие шведская фирма Волво Флюгмотор. Ее доля участия составляет 5,6% и она будет изготавливать внешний корпус двигателя. Сертификация двигателя TFE 731-5 намечена на последний квартал 1982 г.

Применение. Планируется установка двигателя на служебном 10-местном самолете «Сейблайпер» 80С.



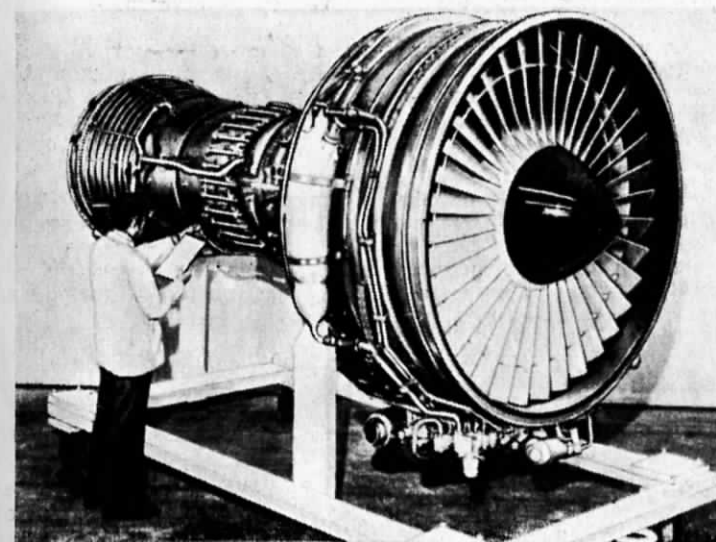
Схематический разрез ТРДД TFE 731 с общим соплом.
1—вентилятор; 2—газогенераторная часть.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

CF6-32

ТРДД

США



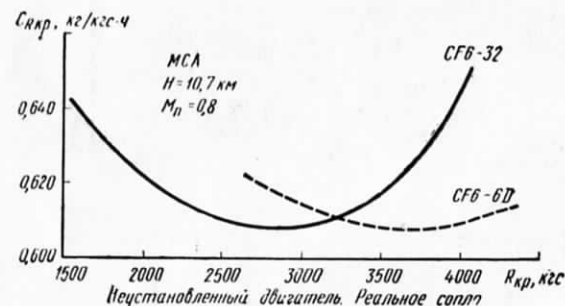
$R = 16\,550$ кгс (неустановленный двигатель, идеальные сопла) $t_n \leq 32,5$ °C $C_{уд} = 0,369$ кг/кгс·ч $G_b = 485$ кг/с $m = 4,9$ $\pi_z = 24,3$ $T_r = 1545$ °K	взлетный режим при $H=0, M_n=0$
$R = 3760$ кгс (неустановленный двигатель, реальные сопла) $C_{уд} = 0,625$ кг/кгс·ч	максимальный крейсерский режим при $H=11,6$ км, $M_n=0,8$
$R = 3005$ кгс (неустановленный двигатель, реальные сопла) $C_{уд} = 0,608$ кг/кгс·ч	80% максимального крейсерского режима при $H=10,7$ км, $M_n=0,8$
$D_b = 1930$ мм $L = 3735$ мм	$M_{дв} = 3220$ кг $\gamma_{дв} = 0,195$ кг/кгс

ТРДД CF6-32 имеет газогенераторную часть двигателя CF6-6D и разрабатывался в двух вариантах — с вентилятором диаметром 1930 и 1980 мм. До весны 1981 г. были опубликованы только основные данные и особенности конструкции CF6-32 с $D_v = 1930$ мм.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА и подпорной ступени. Число рабочих лопаток — 36.

Отсутствие ВНА снижает шум и обеспечивает легкий доступ при осмотре, ремонте и замене лопаток. Аэродинамические формы улучшены для снижения удельного расхода топлива. Рабочие лопатки большего сечения с увеличенным радиусом передней кромки и толщиной обеспечивают повышенную сопротивляемость эрозии и разрушению от попадания посторонних предметов.

Компрессор — 16-ступенчатый, подобен компрессору двигателя CF6-6D выпуска 1981 г. и имеет усовершенствованные элементы, введенные с учетом результатов заводских испытаний и опыта эксплуатации компрессора CF6-6. При изготовлении корпуса, направляющих и рабочих лопаток более широко используется сталь. Межступенчатый отбор воздуха для охлаждения двигателя и самолетных жуж.



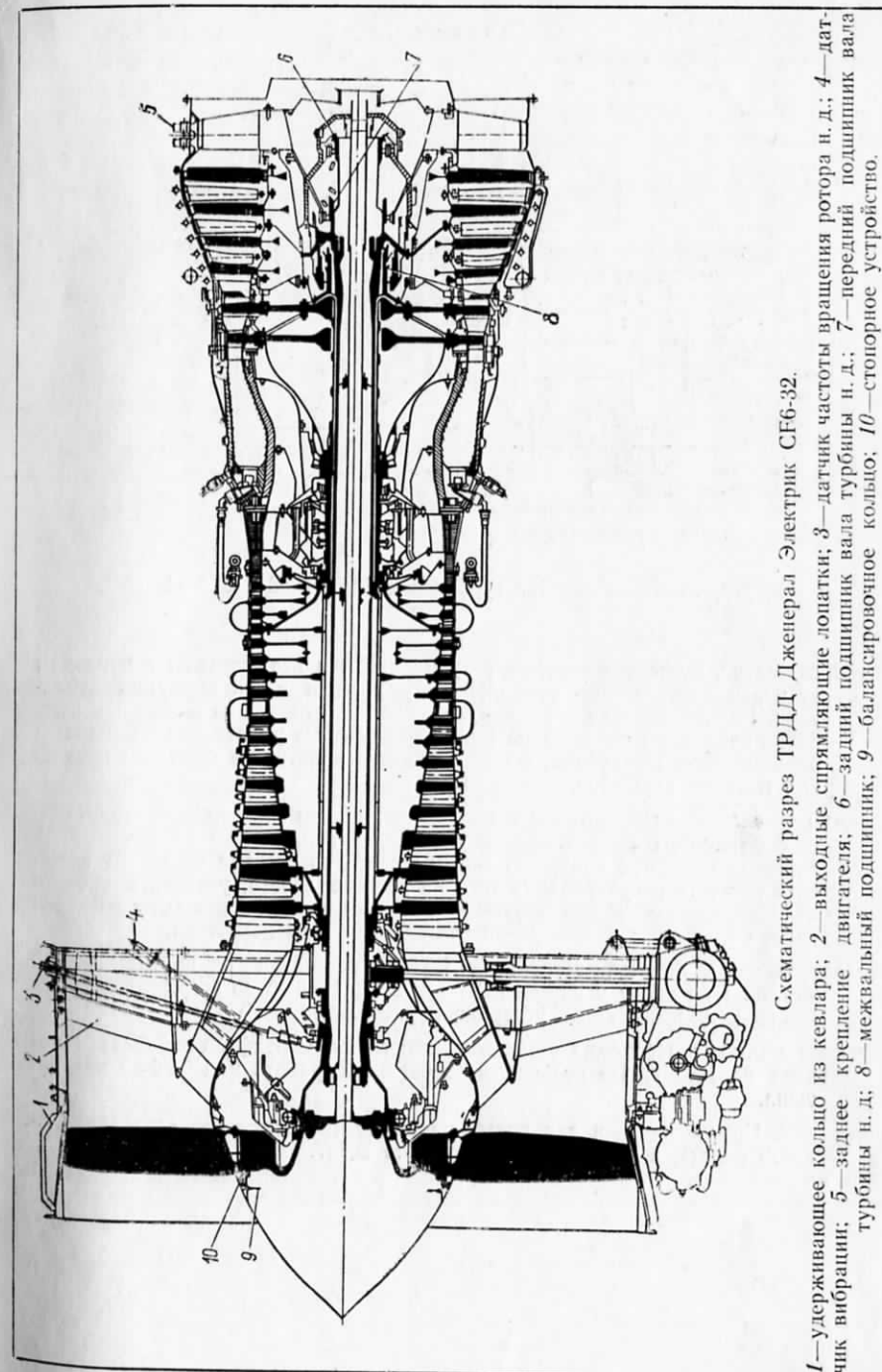
Камера сгорания — кольцевая, с большим числом форсунок и «с вихревым смешением во фронтальном устройстве», что обеспечивает равномерное поле температур и незначительное дымление.

Конструкция камеры усовершенствована для обеспечения большего ресурса и малого выброса вредных веществ. Обтекатель, фронтальное устройство, наружные и внутренние стенки камеры выполнены съемными для снижения стоимости ремонта. Топливные форсунки, запальные свечи, провода, топливopроводы снимаются снаружи.

Турбина компрессора — двухступенчатая, подобна турбине двигателя CF6-6 выпуска 1981 г., в которую внесены существенные конструктивные изменения. Рабочие лопатки имеют обычный хвостовик в отличие от лопаток со спаренными хвостовиками в двигателе CF6-6. Число рабочих лопаток по сравнению с серийным ТРДД CF6-6D сокращено со 108 до 88 и со 116 до 90 в первой и второй ступенях турбины соответственно (см. с. 18). Повышены эффективность, срок службы и надежность турбины.

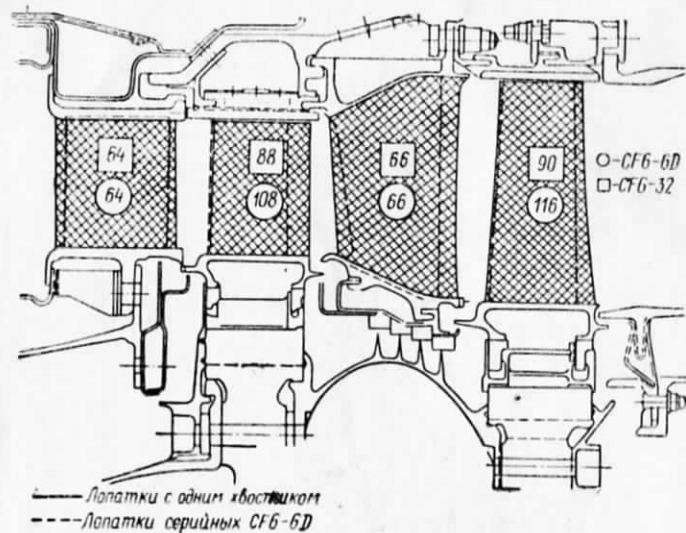
Система охлаждения улучшена, а именно: применяется конвективно-плечное охлаждение с лобовым натеканием.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая, неохлаждаемая, не имеет промежуточного корпуса, что привело к значительному снижению массы и длины двигателя.



Схематический разрез ТРДД Дженерал Электрик CF6-32.

1—удерживающее кольцо из кевлара; 2—выходные направляющие лопатки; 3—датчик частоты вращения ротора и д.; 4—датчик вибрации; 5—заднее крепление двигателя; 6—задний подшипник вала турбины и д.; 7—передний подшипник вала турбины и д.; 8—межваловое кольцо; 9—балансирующее кольцо; 10—стороннее устройство.



Контуры и число лопаток турбин в. д. CF6-6D2C и CF6-32.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

CF6-45A

ТРДД
США

$R = 21\ 100$ кгс до $t_n = 36^\circ\text{C}$	} взлетный режим
$C_{уд} = 0,363$ кг/кгс·ч	
$G_B = 631$ кг/с	
$m = 4,35$	
$\tau_z = 27,1$	
$R = 5020$ кгс	} крейсерский режим
$C_{уд} = 0,627^1$ кг/кгс·ч	
при $H = 10,7$ км и $M_n = 0,85$	
$D_{дв} = 2340$ мм	
$L = 4648$ мм	
$M_{дв} = 3854$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,183$ кг/кгс	

Привод агрегатов. Элементы системы регулирования и все агрегаты с приводом от вертикального вала расположены в нижней части корпуса вентилятора. Корпус коробки приводов агрегатов изготовлен из алюминия, в коробке применены сменные шестерни, долговечные уплотнения с масляным охлаждением. Предусмотрена возможность простого и быстрого крепления и съема агрегатов.

Система управления — гидромеханическая с электронным корректором ограниченных функций, обеспечивающим управление величиной тяги путем регулирования частоты вращения вентилятора. Эта система позволяет повысить точность регулирования тяги на режиме взлета, упростить процесс отладки двигателя для получения заданной тяги на режимах взлета и набора высоты, а также увеличить срок службы двигателя.

Эксплуатационные данные. Двигатель CF6-32 рассчитан на нормы FAR.36 (1977 г.) по шуму и нормы EPA (1979 г.) на выброс загрязняющих веществ (дымление, окись углерода и углеводороды).

Состояние развития. Проходил стендовые испытания. Сертификация была начата на 1982 г. По последним сообщениям работа над CF6-32 прекращена.

Применение. Предназначался для новых пассажирских самолетов средней дальности полета, в частности для самолета B.757.

Разработан на основе ТРДД CF6-50 и рассчитан на работу при пониженных режимах с более низким значением T_r . Конструктивно подобен CF6-50, но имеет ряд усовершенствований отдельных элементов.

Состояние развития. Сертификат ФАУ США получен в августе 1977 г.

Применение. Предназначен для самолета B.747 SR, заказанного японской авиакомпанией Олл Ниппон Эрэйз.

Модификации:

CF6-45A2. $R_{вз} = 21\ 100$ кгс до $t_n = 36^\circ\text{C}$, $C_{уд.вз} = 0,354$ кг/кгс·ч, $G_B = 632$ кг/с, $m = 4,64$, $\tau_z = 27,1$; $R_{кр} = 5020$ кгс (при $H = 10,7$ км и $M_n = 0,85$).

CF6-45B. $R_{вз} = 21\ 100$ кгс до $t_n = 43^\circ\text{C}$, $C_{уд.вз} = 0,36$ кг/кгс·ч. Сертификат ФАУ США получен в августе 1977 г.

CF6-45B2. $R_{вз} = 21\ 100$ кгс. $C_{уд}$ снижен примерно на 4% по сравнению с двигателем CF6-50, $m = 4,4$. Сертификат ФАУ США планируется получить в 1981 г. Предназначается для самолетов A-300 и DC-10-15.

CF6-45B2A. $R_{вз} = 21\ 100$ кгс до $t_n = 43^\circ\text{C}$. $C_{уд}$ снижен примерно на 4% по сравнению с двигателем CF6-50. Предназначается для самолетов A.310.

CF6-45B2B. $R_{вз} = 21\ 100$ кгс до $t_n = 43^\circ\text{C}$. $C_{уд}$ снижен примерно на 6% по сравнению с двигателем CF6-50. Сертификация планируется на 1981 г. Предназначается для самолетов A.310.

¹ Среднее значение для неустановленного двигателя.

ТРДД CF6-50*

Марка двигателя	R , кгс (идеальное сопло)	$C_{уд.}$ кг/кгс·ч	$G_{в.в.}$ кг/с	$\frac{m}{T_r}$, °К	$\frac{\pi_{\Sigma}}{\pi_{вх}}$	R , кгс	$C_{уд.}$ кг/кгс·ч ⁵	D_a , мм	$L_{дв.}$, мм	$M_{дв.}$, кг	Состояние развития	Применение
Взлетный режим ($H = 0$, $M_n = 0$, МСА)						Крейсерский режим ($H = 10,7$ км, $M_n = 0,85$)						
CF6-50A	22 250 ¹ до $t_n = 30$ °C	0,385	647	$\frac{4,31}{1573}$	$\frac{28,6}{1,69}$	4950	0,627	2194	4650	3895	Серийный	DC-10-30, A.300B
CF6-50C	23 150 ² до $t_n = 30$ °C	0,390	658	$\frac{4,4}{1588}$	$\frac{29,6}{1,72}$	4950	0,627	2194	4650	3960	Серийный	DC-10-30, A.300B
CF6-50C1/E1	23 835 до $t_n = 30$ °C	$\frac{0,390}{0,376}$	667	$\frac{4,24}{—}$	$\frac{30,3}{—}$	5150	0,629	2194	4650	3960/3854	Серийный	DC-10-30, A.300B, B.747-200
CF6-50C2/E2	23 835 до $t_n = 30$ °C	0,371	670	$\frac{4,31}{—}$	$\frac{30,4}{—}$	5150	0,631	2194	4650	3960/3980	Сертификация запланирована на 1981 г.	DC-10-30, A.300B, B.747-200
CF6-50C2A	23 835 до $t_n = 30$ °C	Снижен (в сравнении с исход. CF6-50) на 4%	—	—	—	—	—	—	—	—	Сертификация планируется на 1981 г.	

CF6-50C2B	24 520 до 26 °C	—	—	—	—	—	—	—	—	—	В 1978 г. было заказано 43 двигателя	DC-10-30ER, A.300B4-200
CF6-50C2R	23 150	0,368	—	—	29,2	—	—	2194	4650	3956		DC-10-30, A.300B
CF6-50D	23 150 ³	0,395	665	$\frac{4,4}{—}$	$\frac{29,4}{1,72}$	5030	—	2194	4650	3780	Серийный	YC-14
CF6-50E	23 835 до 25,5 °C	0,376	667	$\frac{4,24}{—}$	$\frac{30,3}{—}$	5150	0,629	2194	4650	3854	Серийный	B.747-200
CF6-50L2	24 500 до 38 °C	0,374	—	$\frac{4,3}{—}$	$\frac{31,4}{—}$	5402 ⁴	—	2340 ⁶	4650	—	Сертификация планировалась на 1978 г.	DC-10-30, A.300B, B.747
CF6-50M	25 500 до 30 °C	0,381	—	$\frac{4,0}{—}$	$\frac{32,4}{—}$	5428 ⁴	—	2340 ⁶	4650	4086	Сертификация планировалась на 1979 г.	DC-10-30 (удл. вар.), B.747 (удл. вар.), A.300
CF6-55	25 400 до $t_n = 30$ °C	—	—	$\frac{4,0}{—}$	—	—	—	—	—	4080	Сертификация запланирована на 1983 г.	

¹ С реальным соплом $R=21\ 800$ кгс до $t_n=30,5$ °C.

² С реальным соплом $R=22\ 800$ кгс до $t_n=30$ °C.

³ С реальным соплом $R=22\ 850$ кгс до $t_n=25$ °C.

⁴ Для неустановленного двигателя с реальным соплом.

⁵ Средние значения для неустановленного двигателя.

⁶ Габаритный.

* Подробные сведения о конструкции и эксплуатационных данных ТРДД CF6-50 приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 14—31.

CF6-80A/CF6-80A1

Более экономичный вариант
двигателя CF6-50¹

$R = 21\,770 \text{ кгс (до } t_n = 33^\circ\text{C)}$
 $C_{уд} = 0,342 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$
 $G_{вз} = 650 \text{ кг/с}$
 $m = 4,66$
 $\pi_s = 28$
 $T_r = 1550^\circ\text{K (в условиях жаркого дня)}$

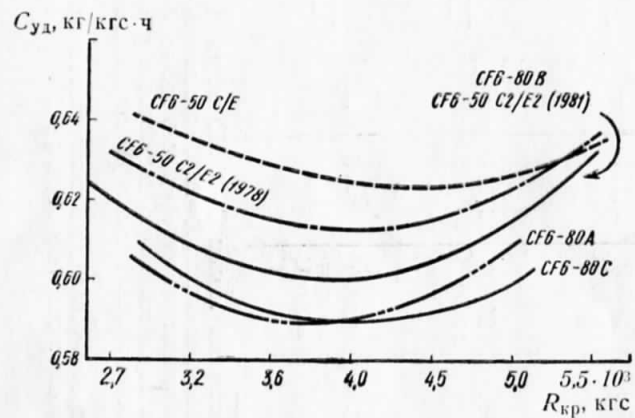
взлетный режим (неустановленный двигатель с идеальным соплом)

$R = 3710 \text{ кгс}$
 $C_{уд} = 0,591 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$

80% максимального крейсерского режима при $H=10,7 \text{ км}$, $M_n=0,8$ (неустановленный двигатель с реальным соплом)

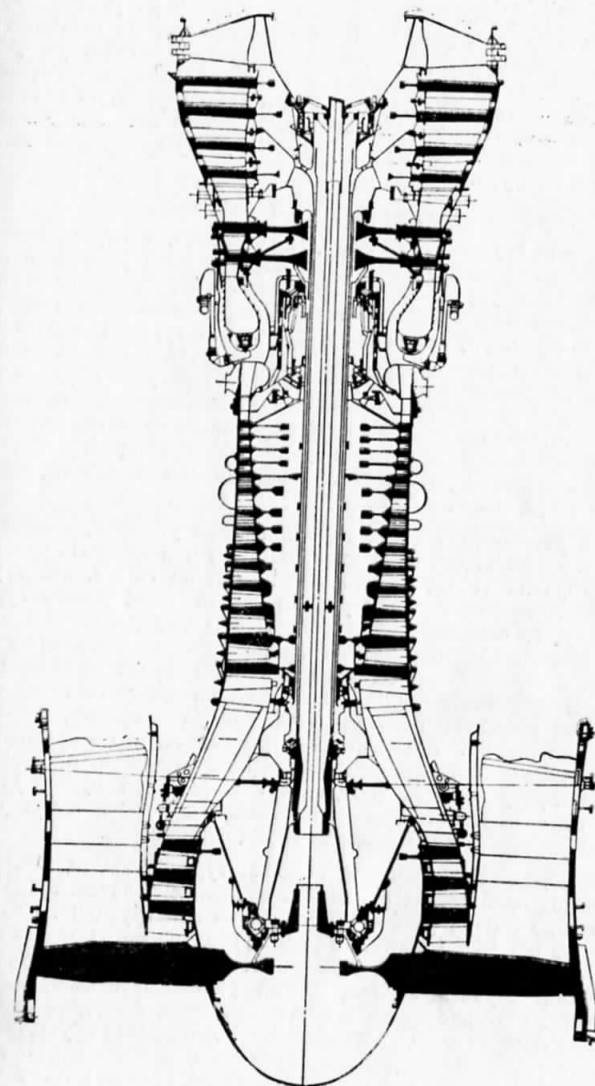
$D_v = 2195 \text{ мм}$
 $L = 3990 \text{ мм}$

$M_{дв} = 3821 \text{ кг (для CF6-80A1 — 3764 кг)}$



Зависимость $C_{уд}$ (неустановленного среднего двигателя с удлиненным нерегулируемым соплом) от R для семейства двигателей CF6-50 и для семейства двигателей CF6-80 (при $H=10,7 \text{ км}$, $M_n=0,8$, МСА).

¹ Описание ТРДД CF6-50 опубликовано в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 14—31.



Схематический разрез ТРДД CF6-80.

По сравнению с двигателем CF6-50 ТРДД CF6-80A/A1 имеют следующие особенности.

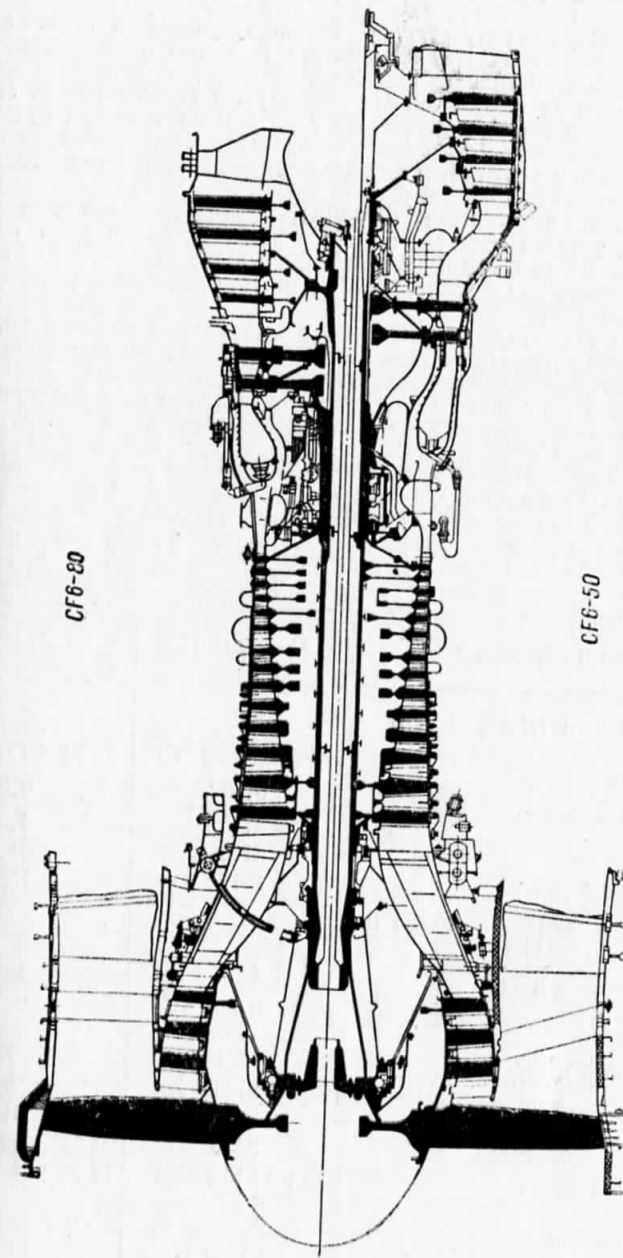
Вентилятор — одноступенчатый с улучшенной аэродинамикой для увеличения расхода воздуха и повышения к. п. д. Повышена стойкость к повреждениям посторонними предметами. Изменена конструкция и смещены назад противовибрационные полки рабочих лопаток. Число рабочих лопаток такое же, как и в CF6-50. Они изготавливаются из титанового сплава. Лопатки выходного спрямляющего аппарата вентилятора установлены перпендикулярно к продольной оси двигателя для снижения уровня шума и улучшения характеристик. Для предотвращения овализации корпуса вентилятора на его внешней поверхности имеются дополнительные элементы жесткости. Предусматривается реверсирование потока воздуха наружного контура.

Компрессор н. д. (подпорные ступени) — 3-ступенчатый.

Компрессор в. д. — 14-ступенчатый. Корпус — стальной, с горизонтальным разъемом. В некоторых ступенях усовершенствованы рабочие и направляющие лопатки и улучшена конструкция втулок поворотных направляющих лопаток. Оптимизированы зазоры рабочих лопаток, уменьшены утечки воздуха, улучшены покрытия и конструкция хвостовиков лопаток, применены новые материалы, обеспечивающие компенсацию термической деформации деталей. Для снижения нагрева корпуса в зоне последних ступеней компрессора введено теплоизоляционное покрытие, которое в сочетании с охлаждением внутренних полостей ротора способствует обеспечению минимальных радиальных зазоров. Соединение вала компрессора в. д. с ротором барабанно-дисковой конструкции осуществляется инерционной сваркой.

Камера сгорания разработана с учетом технических решений, заложенных в камерах сгорания ТРДД CFM56, ТРДД F101 и F404. По сравнению с камерой сгорания ТРДД CF6-50 она короче на 76 мм, имеет улучшенное охлаждение при сохранении равномерности поля температур на входе в турбину. Кольцевые секции камеры опытных двигателей изготавливаются механической обработкой из поковок и соединяются роликовой сваркой, в серийных же двигателях секции будут изготавливаться прокаткой. В качестве материала используется сплав HS188 с высоким содержанием кобальта. Испытывается камера сгорания, выполненная из сплава гастеллой X. Крепление камеры заднее, что исключило необходимость в уплотнении соединения камеры с турбиной. Выброс загрязняющих атмосферу веществ (по данным испытаний) будет удовлетворять новым нормам, предложенным на 1985 г. Ресурс камеры будет в два раза превышать ресурс камеры ТРДД CF6-50.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, подобна турбине ТРДД CF6-50, но имеет улучшенное охлаждение рабочих и сопловых лопаток. Лопатки изготавливаются из сплава рэне 80. Лопатки по конструкции не изменились по сравнению с ТРДД CF6-50, но расход воздуха на их охлаждение уменьшился. Диск выполнен из сплава инконель 718. Корпус турбины охлаждается для сохранения минимальных радиальных зазоров. Воздух, отбираемый за компрессором и от 10-й ступени, проходит через две внешние кольцевые полости, последовательно охлаждая участки корпуса в зоне обеих ступеней турбины и затем возвращается в поток внутреннего контура. Для устранения несинхронных колебаний ротора в. д. модифицирован роликовый подшипник турбины в. д. и добавлено демпфирующее устройство. Промежуточный корпус турбины устранен вместе с подшипником и маслоотстойником. Исключение подшипника промежуточного корпуса привело к тому, что турбина в. д. стала иметь консольное расположение. Задняя опора ротора двигателя смещена к заднему корпусу турбины. Турбина н. д. близко примыкает к турбине в. д. По



Сравнение схематических разрезов ТРДД CF6-80 и CF6-50.

данным фирмы, это позволяет получить более плавные очертания газового канала и, следовательно, лучшие характеристики. С целью увеличения срока службы подшипники с № 4 по № 6 усилены.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая. Реконструирована в связи с изменением газового канала от турбины в.д. При этом число лопаток осталось неизменным, но диаметр турбины уменьшен. Для лопаток и дисков, изготавливаемых точным литьем, используется сплав инконель 718. Кольцевой канал системы управления радиальными зазорами будет охлаждаться на крейсерском режиме отбираемым за вентилятором воздухом, поступающим в него через двухпозиционный клапан. Это позволит уменьшить величину зазоров и снизить потери в турбине.

Привод агрегатов. У двигателя CF6-80A1, предназначенного для самолета A.310A, коробка приводов агрегатов расположена снаружи под корпусом вентилятора, как и на ТРДД CF6-50, а у двигателя CF6-80A, предназначенного для самолетов B.767, — внутри под газогенераторной частью двигателя.

Система управления — гидромеханическая с электронным корректором, который позволяет улучшить управление тягой и свести к минимуму возможность превышения допустимой температуры газа в турбине вследствие погрешности при установке РУД. Электронно-цифровой блок поддерживает постоянную частоту вращения ротора вентилятора на режиме взлета путем регулирования частоты вращения ротора газогенераторной части.

Состояние развития. Проходит стендовые испытания. Сертификация ТРДД CF6-80A/A1 ФАУ США планировалась на осень 1981 г.

Применение. ТРДД CF6-80A1 предназначены для новых широкофюзеляжных двухдвигательных самолетов A.310 с удлиненным фюзеляжем, а CF6-80A — для самолетов B.767.

Модификации.

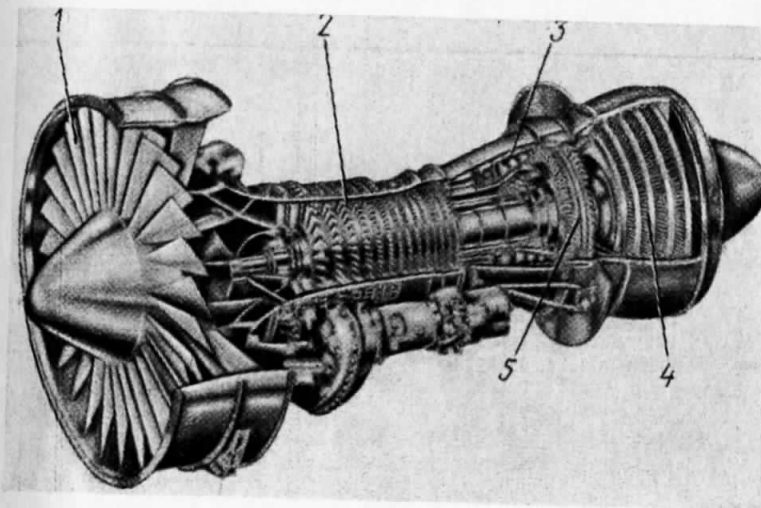
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

CF34

Гражданский вариант военного ТРДД
TF34

ТРДД

США



ТРДД CF34 с частично вырезанным корпусом.

1 — одноступенчатый вентилятор; 2 — четырнадцатиступенчатый компрессор; 3 — кольцевая камера сгорания; 4 — четырехступенчатая турбина вентилятора; 5 — двухступенчатая турбина компрессора.

$R = 3920$ кгс
 $C_{уд} = 0,362$ кг/кгс·ч
 $G_B = 139$ кг/с
 $m = 6,3$
 $\pi_{\Sigma} = 17,5$
 $T_r = 1473$ °К
 $R = 645$ кгс
 $C_{уд} = 0,728$ кг/кгс·ч

взлетный режим при
 $H=0$, $M_n=0$

крейсерский режим при
 $H=12,2$ км, $M_n=0,8$

$D_{дв} = 1245$ мм

$L = 2540$ мм

$M_{дв} = 718$ кг

$\gamma_{дв} = 0,183$ кг/кгс

Режимы и параметры	CF6-80B/B1	CF6-80C/C1
Взлетный режим ($H=0$, $M_n=0$)		
R , кгс	24 500 (до 30 °С)	25 450 (до 30 °С)
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	0,367	0,348
m	4,28	4,69
π_{Σ}	31,9	31,2
T_r , °К (в жаркий день)	1617	1597
Крейсерский режим ($H=10\ 700$ м, $M_n=0,8$)		
R (80% от максим.), кгс	4300	4330
$C_{уд}$ (среднее значение для двигателей), кг/кгс·ч	0,603	0,590
G_B (приведенный), кг/с	681	747
$D_{дв}$, мм	2195	2286
L , мм	3988	4115
$M_{дв}$, кг	3830	3950
Конструктивная схема	1в+3+14+кол.+2+4	1в+4+14+кол.+2+5
Дата сертификации	Предположительно 1983 г.	Ориентировочно 1984 г.
Применение	С-ты B.767 и A.310	С-ты B.747 и MRSA (на основе с-та Локхид С-5А)

ТРДД CF34 разработан на основе ТРДД TF34-GE-100, имеет подобную конструкцию и отличается следующим.

Вентилятор имеет силовое кольцо для удержания лопаток в случае их поломки.

Компрессор. Детали из титана заменены стальными.

Топливная система. Топливо подается в камеру сгорания под низким давлением.

Система управления имеет регулятор частоты вращения вентилятора, что позволило не применять ограничитель максимального значения температуры газа. Обеспечивает автоматическое использование резерва тяги в аварийной ситуации.

Противопожарная система — улучшена: применены двойные стенки топливо- и маслопроводов для защиты от огня.

Гарантируемый ресурс для первых двигателей составит 1000 ч или три года эксплуатации.

Обслуживание. Внесен ряд конструктивных изменений для упрощения разборки двигателя на блоки.

Цена двигателя 475 тыс. долл.

Состояние развития. Сертификация двигателя намечена на октябрь 1982 г. при тяге 4150 кгс. Эксплуатироваться CF34 будет при тяге, равной 3927 кгс. Заказано 40 самолетов «Челленджер» с двигателем CF34.

Применение. Предназначается для служебных и пассажирских самолетов малой дальности полета, в частности, для самолетов «Челленджер» и «Челленджер» Е с удлиненным фюзеляжем.

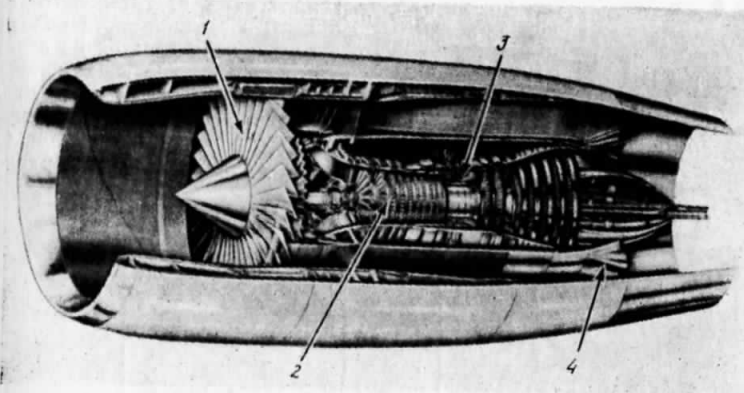
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДД

США

Е³

Экономичный двухвальный ТРДД
со смешением потоков



ТРДД Е³ с частично вырезанным корпусом.

1—вентилятор; 2—десятиступенчатый компрессор в. д.; 3—двухзонная камера сгорания; 4—смеситель потоков.

$$\left. \begin{aligned} R &= 16\,550 \text{ кгс} \\ m &= 7,5 \\ T_{г, макс} &= 1611 \text{ }^{\circ}\text{К} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_n=0 \end{array}$$

$$\left. \begin{aligned} \pi_{\Sigma} &= 38 \\ \pi_{в} &= 1,65 \\ \pi_{к.в.д} &= 23 \\ m^* &= 6,8 \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{максимальный режим на-} \\ \text{бора высоты} \end{array}$$

$$\left. \begin{aligned} C_{уд} &= 0,572 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \\ &\quad (\text{эффективный} \\ &\quad \text{двигатель}) \\ \pi_{\Sigma} &= 36,0 \\ \pi_{в} &= 1,61 \\ \pi_{к.в.д} &= 22,2 \\ m &= 7,0 \\ T_{г} &= 1455 \text{ }^{\circ}\text{К} \\ M_{с.у} &= 4220 \text{ кг} \\ M_{дв} &= 3290 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,2 \text{ кг/кгс} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{максимальный крейсер-} \\ \text{ский режим при } H= \\ = 10,7 \text{ км, } M_n=0,8 \end{array}$$

Отличается меньшим уровнем шума и выброса загрязняющих веществ, а также пониженными прямыми эксплуатационными расходами. Разрабатывается по подпрограмме NASA (Energy Efficient Engine), целью которой является демонстрация технических решений, необходимых для создания будущих гражданских двигателей.

Воздухозаборник. Внутренние стенки воздухозаборника имеют звукопоглощающие покрытия.

Вентилятор — одноступенчатый с 32 рабочими лопатками из титанового сплава Ti17. Антивибрационные полки расположены в средней части вблизи передней кромки лопаток. Окружная скорость концов лопаток на взлетном режиме 365 м/с. Расстояние между рабочими и спрямляющими лопатками равно 1,9 длины хорды рабочей лопатки. Имеется кольцо из стали и кевлара для удержания обломков разрушившихся рабочих лопаток. Лопатки спрямляющего аппарата совмещены с опорными стойками. Отношение числа спрямляющих лопаток к числу рабочих лопаток равно 1,1

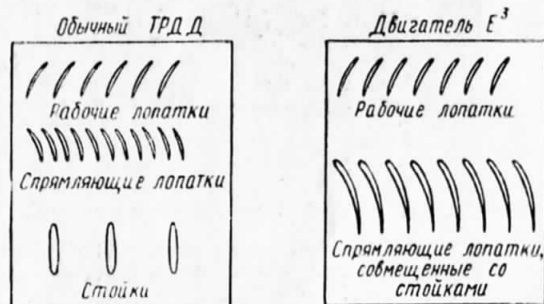


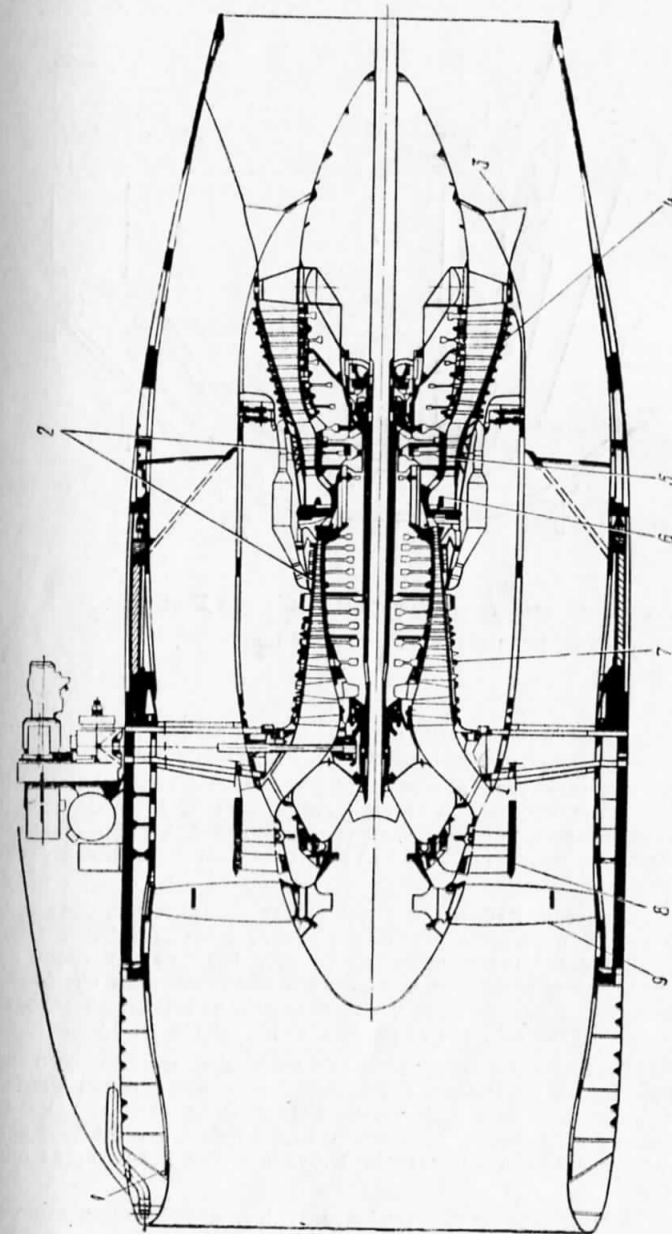
Схема расположения лопаточных венцов рабочего колеса и спрямляющего аппарата вентиляторов обычного двигателя и двигателя Е³ фирмы Джeneral Электрик.

(обычно это отношение равно 2). Скорость истечения воздуха на выходе из сопла наружного контура 298 м/с.

Компрессор н. д. — одноступенчатый, высота рабочей лопатки составляет 1/4 высоты лопатки вентилятора. Часть воздуха перепускается в наружный контур, что способствует улучшению запасов устойчивости компрессора в. д. на режимах дроселирования и уменьшает возможность повреждения к. в. д. при попадании посторонних предметов.

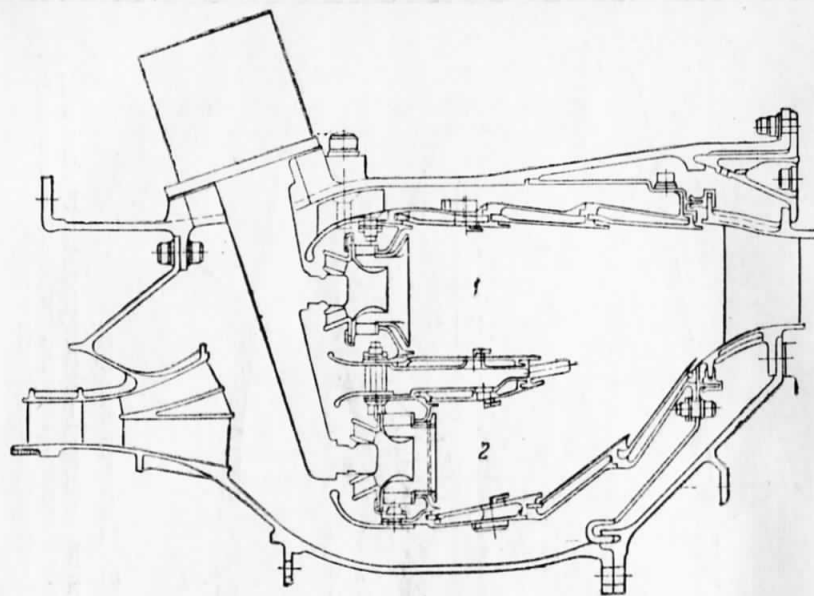
Компрессор в. д. — 10-ступенчатый. Рабочие лопатки с малым удлинением изготовляются из сплава рэне 95. На максимальном крейсерском режиме к. п. д. компрессора оценивается в 86%. ВНА и НА первых четырех ступеней выполнены поворотными, в последних пяти ступенях применяется управление радиальными зазорами на всех рабочих режимах, что позволит увеличить к. п. д. компрессора на 0,5%.

Камера сгорания — двухзонная, с параллельным расположением зоны малого газа и основной зоны. Каждая зона имеет свой диффузор. Включение



Схематический продольный разрез ТРДД Е³ Джeneral Электрик.

1—3ПК; 2—система управления радиальными зазорами; 3—смеситель потоков; 4—пятиступенчатая турбина н. д.; 5—высокоэффективная двухступенчатая турбина в. д.; 6—двухзонная кольцевая камера сгорания; 7—десятиступенчатый компрессор н. д.; 8—компрессор в. д.; 9—одноступенчатый вентилятор.



Камера сгорания двигателя E³ фирмы Джeneral Электрик.

1—зона малого газа; 2—основная зона.

форсунок основной зоны будет осуществляться электронной системой регулирования. Жаровая труба выполнена из ряда кольцевых секций.

Камера сгорания этой конструкции должна отвечать нормам EPA 1981 г. на выброс вредных веществ, но будет на 32 кг тяжелее и на 40 тыс. долл. дороже обычной однозонной камеры. Она разработана в соответствии с программой NASA по созданию экспериментальной «чистой» камеры.

Турбина в.д. — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки имеют керамические бандажные полки на концах и усовершенствованную систему охлаждения. Они и сопловые лопатки выполняются из сплава рэне 150 с направленной кристаллизацией. Диски изготавливаются горячим изостатическим прессованием из порошкового сплава рэне 95. Управление радиальными зазорами на всех рабочих режимах, что повысит к.п.д. турбины на 1,6%.

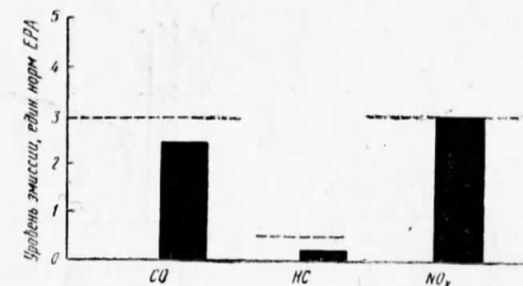
Турбина вентилятора — 5-ступенчатая, неохлаждаемая, противоположного вращения относительно турбины в.д. Рабочие и сопловые лопатки выполняются из сплава рэне 150. Управление радиальными зазорами на всех рабочих режимах позволит повысить к.п.д. турбины на 0,4%. Корпус турбины неразъемный, охлаждаемый и будет иметь покрытие из окиси циркония.

Смеситель потоков — 24-лепестковый, желобкового типа, малой длины, выполнен из сплава никонель; коэффициент смещения на максимальном крейсерском режиме оценивается в 75%. Применение смесителя позволит снизить $C_{уд.кр}$ на 3,5—4%, сократить прямые эксплуатационные расходы на 1—2% и снизить уровень шума на 0,4—1,1 EPN дБ.

Система управления — электронная, цифровая. 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 частота вращения вентилятора и компрессора. Система управляет радиальными зазорами в турбинах компрессора и вентилятора, в пяти последних ступенях компрессора, подачей топлива в каждую зону горения камеры сгорания, клапаном перепуска воздуха и реверсивным устройством. Система будет иметь два контура регулирования: основной и дополнительный, включающийся в случае отказа основного. Система будет самоконтролирующейся и способной парировать отказы датчиков.

Эксплуатационные данные. Уровни шума рассчитаны на удовлетворение требованиям ФАУ США FAR.36. Уровни выброса загрязняющих веществ ниже предусмотренных нормами EPA на 1981 г.

Уровни выброса загрязняющих веществ экономичным двигателем E³ фирмы Джeneral Электрик.



Состояние развития. Разрабатывается фирмой Джeneral Электрик по заказу NASA стоимостью 83,8 млн. долл. и сроком 5 лет.

Этапы развития

Этап программы	Сроки проведения работ по графику
Проектирование силовой установки летного образца: определение технических требований; намечаемые преимущества	I 1977 г.—XII 1982 г.
Разработка технических решений для узлов: проектирование узлов; увязка с другими элементами; испытания на установках	I 1978 г.—VII 1982 г.
Разработка технических решений для двигателя:	I 1979 г.—X 1982 г.
испытания газогенераторной части	I 1982 г.
испытания газогенераторной части с элементами ротора п. д.	VI 1982 г.
Оценка проектов перспективных двигателей: определение характеристик будущих двигателей	XII 1982 г.
Техническая готовность создания двигателя	1983 г.

F101DFE (F101X)

$R = 7600$ кгс
 $R^{\Phi} = 11\,800 - 13\,150$ кгс
 $\dot{G}_B = 111 - 122$ кг/с
 $m = 0,85 - 0,87$
 $\pi_B > 3$
 $\pi_2 \sim 32$
 $T_r = 1643^{\circ}\text{K}$
 $D = 1270$ мм
 $L = 5156$ мм
 $M_{дв} = 1720$ кг
 $\gamma_{дв}^{\Phi} = 0,131 - 0,146$ кг/кгс

$\left. \begin{array}{l} R = 7600 \text{ кгс} \\ R^{\Phi} = 11\,800 - 13\,150 \text{ кгс} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H = 0, M_d = 0 \end{array}$

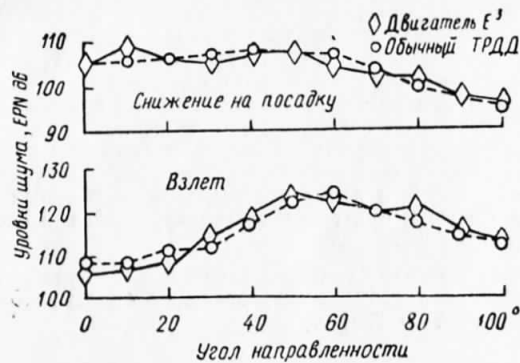
Конструкция двигателя разработана на основе газогенераторной части ТРДДФ Дженерал Электрик F101 с использованием увеличенных вентилятора, форсажной камеры и реактивного сопла ТРДДФ Дженерал Электрик F404.

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 — 9-ступенчатый. Лопатки ВНА и НА первых трех 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.

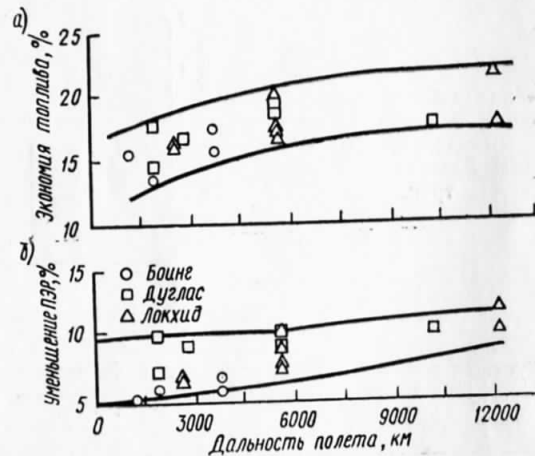
Камера сгорания — кольцевая, короткая, имеет 20 двухканальных форсунок, через которые топливо впрыскивается в улиткообразные смесители с противонаправленным вихревым движением воздуха и рассчитана на получение однородного поля температур на входе в турбину.

Турбина компрессора — одноступенчатая, высоконагруженная. Сопловые и рабочие лопатки имеют пленочное охлаждение с применением лобового на-



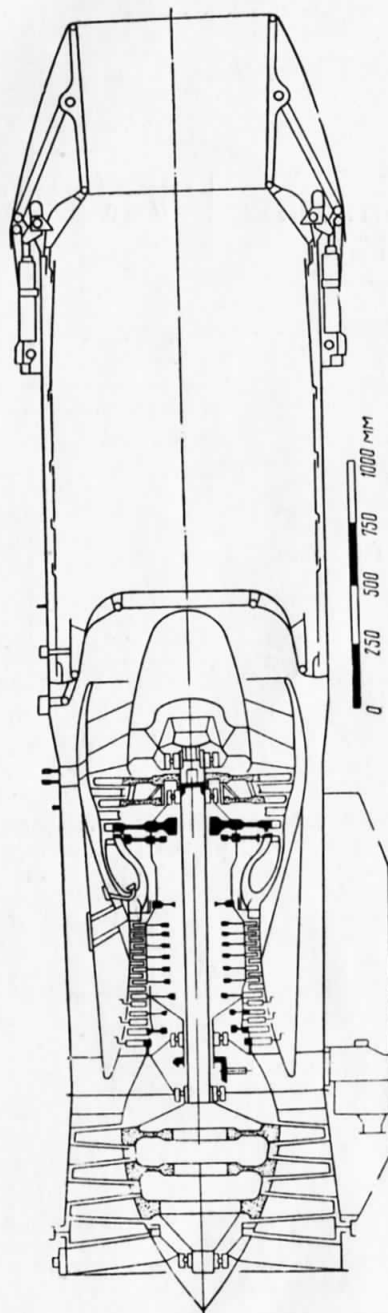
Сравнение уровня шума вентиляторов двигателя E3 и обычного ТРДД.

Возможная экономия топлива (а) и уменьшение ПЭР (б) при применении двигателя E3 на самолетах Боинг, Дуглас и Локхид.



Применение. Предназначен для будущих гражданских самолетов.

Вариант. Экономичный двигатель повышенной тяги. Тяга на взлетном режиме 19 850 кгс при $m=5,4$. На максимальном режиме набора высоты $\pi_2=45$, $\pi_B=1,75$. Температура газа (предельная) на входе в турбину составит 1795°K .



Схематический разрез ТРДДФ F10IDFE.

теканья воздуха, отбираемого за компрессором. Корпус турбины охлаждается для регулирования радиального зазора. Рабочие лопатки могут заменяться индивидуально.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая, несохлаждаемая. 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.

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

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

Состояние развития. Разработка двигателя была начата фирмой Джeneral Электрик на собственные средства. В 1976 г. демонстрационный ТРДДФ F101X прошел первые стендовые испытания. С марта 1979 г. разработка двигателя ведется совместно с ВВС и ВМС США по ограниченной программе, на которую ассигновано 79,7 млн. долл. Решение о доводке двигателя по полной программе до этапа серийного производства (на которую потребуются 800 млн. долл.) должно быть принято в 1981 г. При положительном решении вопроса серийное производство двигателя начнется в 1983 г.

Применение. Предназначен для усовершенствованных истребителей конца 80-х гг. и рассматривается как резервный для истребителей Грумман F-14 ВМС и Джeneral Дайнемик F-16 ВВС США.

F404-GE-400

Двухвальный ТРДДФ блочной
конструкции со смещением
поток

$$\begin{aligned} R &= 4800 \text{ кгс} \\ R^{\Phi} &\sim 7260 \text{ кгс} \\ C_{уд}^{\Phi} &< 2 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \\ \dot{G}_B &= 63,5 \text{ кг/с} \\ m &= 0,34 \\ \pi_{\Sigma} &= 25 \\ T_{г, макс} &\approx 1645^{\circ}\text{К} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D^{\Phi} &= 885 \text{ мм} \\ L &= 4033 \text{ мм} \end{aligned}$$

взлетный режим при
 $H=0, M_n=0$

$$\begin{aligned} M_{дв} &= 970 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,133 \text{ кг/кгс} \end{aligned}$$

Разработан на основе ТРДДФ YJ101 с использованием наиболее совершенных технических решений, заложенных в конструкцию ТРДДФ F101 и перспективного газогенератора ATEGG.

Вентилятор — 3-ступенчатый. В ВНА и НА 1-й ступени вентилятора первоначально применялись поворотные лопатки, а потом от этого отказались. Рабочие лопатки сплошные, с широкой хордой, изготовлены из титанового сплава. Рабочие лопатки 1-й ступени снабжены противовибрационными полками, расположенными на среднем радиусе. Диаметр вентилятора по сравнению с диаметром вентилятора ТРДДФ YJ101 увеличен на 23 мм вследствие удлинения лопаток всех трех ступеней.

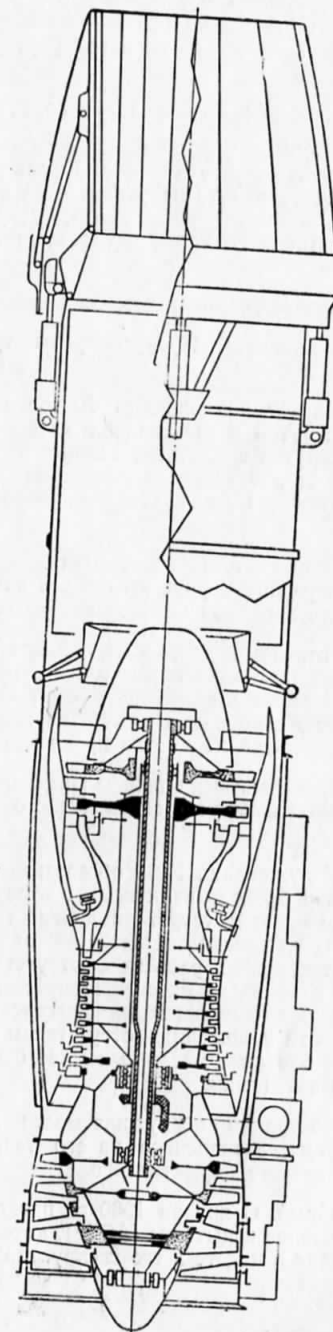
Компрессор — 7-ступенчатый. Срыв потока не отмечался даже при резких переключениях РУД из положения, соответствующего режиму полетного малого газа (при скорости полета 220 км/ч), в положение режима максимальной форсированной тяги и обратно.

Камера сгорания — кольцевая, компактная, бездымная, диаметром 584 мм, длиной 330 мм и массой 64,4 кг. Изготовлена из механически обработанных колец.

Турбина компрессора — одноступенчатая. Ее сопловые и рабочие лопатки имеют конвективно-пленочное охлаждение с применением лобового натекания.

Турбина вентилятора — одноступенчатая. Рабочие лопатки с конвективным охлаждением. Сопловые лопатки спаяны парно. Диаметр турбины по сравнению с диаметром турбины ТРДДФ YJ101 увеличен на 10 мм. Рабочие лопатки турбины усовершенствованы с целью повышения эффективности демпфирования колебаний и имеют утолщенную корневую часть.

Форсажная камера имеет смеситель потоков наружного и внутреннего контуров, ультрафиолетовый сигнализатор пламени и соответствующую логическую цепь управления для предотвращения жесткого запуска. Форсажная камера имеет удовлетворительные характеристики запуска при H до 13 700 м и скорости полета до 280 км/ч. Степень форсирования рав-



Схематический разрез ТРДДФ Джeneral Электрик F404-GE-400.

на 1,55. Диаметр камеры на 56 мм больше, чем у двигателя YJ101. В процессе доводки изменены конфигурации и расположение отверстий в antivибрационном экране ф.к. для подавления высокочастотных поперечных колебаний на режиме полного форсирования при богатой смеси.

Силовая конструкция. Двигатель имеет три силовых корпуса, три опоры и четыре подшипника.

Реактивное сопло — сверхзвуковое, регулируемое. Диаметр сопла по сравнению с диаметром сопла двигателя YJ101 увеличен на 63,5 мм. Створки сопла перемещаются гидравлическим механизмом. Регулирование сопла осуществляется в зависимости от числа M_{II} . Отношение площадей сопла составляет 1,62.

Система управления — электронно-гидромеханическая.

Масляная система — циркуляционная. Предусмотрены три масляные полости опор.

Пусковая система — обеспечивает возможность быстрого и надежного запуска двигателя в воздухе путем использования авторотации от набегающего потока воздуха, раскрутки с помощью вспомогательной силовой установки, подачи воздуха от работающего двигателя к воздушно-турбинному стартеру на неработающем двигателе и встречного запуска при выбеге ротора.

Материалы. С целью повышения работоспособности двигателя в условиях морского климата его передний корпус изготовлен из сплава Inco 718, а для изготовления коробки приводов использован алюминиевый сплав.

Надежность. Время между отказами двигателей F404, использованных при осуществлении программы доводки истребителя F-18, приблизилось к 300 ч при достижении двигателями общей наработки 10 000 ч в апреле 1980 г. Техническими требованиями время наработки между отказами к моменту достижения такой общей наработки предусматривалось равным 75 ч.

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

Обслуживание. Удобство обслуживания F404 обеспечивается возможностью разборки двигателя на 6 блоков, наличием 11 отверстий для бороскопического осмотра, применением устройств диагностики, расположением агрегатов в нижней части двигателя, исключением возможности неправильного соединения штепсельных разъемов, отсутствием проволочных контролок крепежных деталей, взаимозаменяемостью левого и правого двигателей, возможностью обслуживания двигателя как в вертикальном, так и в горизонтальном положениях, отсутствием необходимости в балансировке при замене блоков. Двигатель может быть заменен бригадой из четырех механиков за 21 мин.

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

Состояние развития — серийный. С января 1980 г. проходит 1000-часовое ускоренное эксплуатационное испытание (AST¹), которое должно подтвердить надежность двигателя в полете и его эксплуатационную технологичность.

¹ Accelerated Service Test.

Во время испытаний будет производиться измерение количественных показателей надежности и обслуживаемости двигателя. Программа испытательных полетов рассчитана на 28 месяцев.

Применение. Установлен на двухдвигательном многоцелевом палубном истребителе Макдоннелл Дуглас/Нортроп F-18 «Хорнет» ВМС США ($M_{II} > 1,8$). Предназначается для экспортного истребителя Нортроп F-5G, истребителей типа СВВП и легких штурмовиков.

Модификации. Предполагается разработка:

а) двигателя форсированной тягой 9070 кгс при использовании перспективных материалов и улучшении методов охлаждения при незначительном изменении степени повышения давления;

б) бесфорсажного варианта двигателя тягой более 4540 кгс с удельным весом примерно 0,166 кг/кгс и удельным расходом топлива, вероятно, менее 0,8 кг/кгс·ч для дозвуковых тактических самолетов взлетным весом ~9 т.

GE21/J11B3

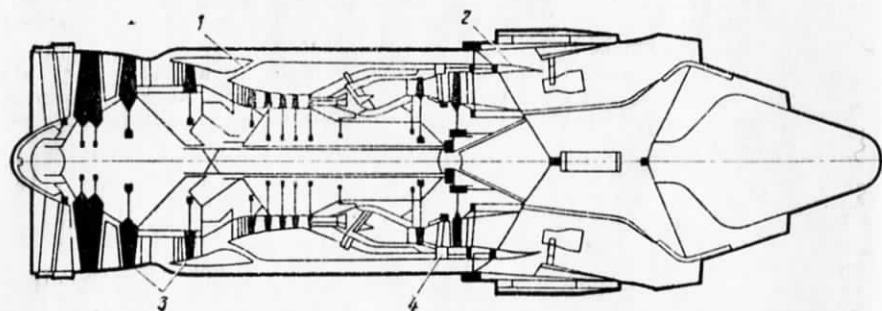
ДИРП с двойной степенью
двухконтурности

Схема двигателя с изменяемым рабочим процессом (ДИРП) GE21.

1 — передний элемент тракта наружного контура с регулируемой площадью проходного сечения; 2 — задний элемент наружного контура с регулируемой площадью; 3 — вентилятор с регулируемым НА, разделенный на два каскада; 4 — регулируемый сопловой аппарат турбины вентилятора.

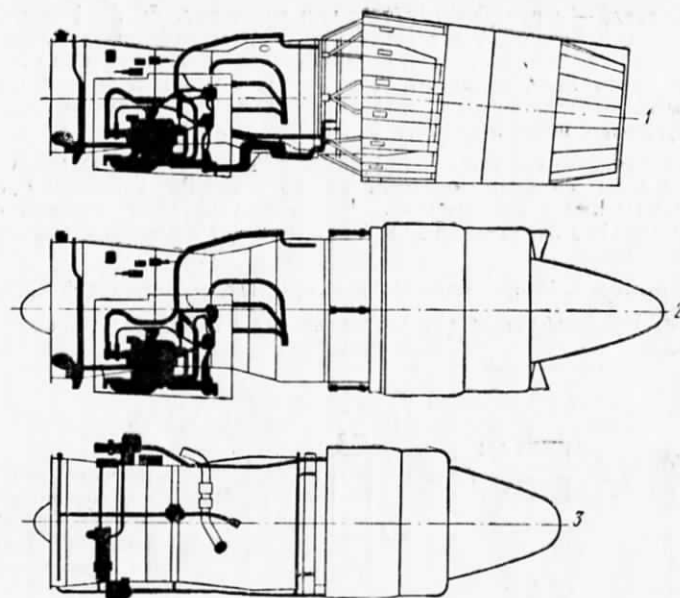
$$\left. \begin{aligned} G_B &= 380 \text{ кг/с} \\ m &= 0,8 \\ \tau_K &= 17,3 \\ T_T &= 1800 \text{ }^\circ\text{K} \end{aligned} \right\} \text{ взлетный режим}$$

Сравнение ДИРП GE21 с ТРДФ GE4/J6H, предназначенным для СПС с $M_{кр}=2,4$, при условии одинакового уровня их взлетного шума показало, что $C_{уд}$ GE21 меньше $C_{уд}$ GE4/J6H на сверхзвуковом крейсерском режиме на 9%, а при $M_{кр}=0,95$ — на 22%. Масса ДИРП GE21 в этих условиях будет меньше на 25%.

Один из вариантов двигателей с изменяемым рабочим процессом, исследованных фирмой Дженерал Электрик для будущих СПС с крейсерской скоростью $M_{кр}=2,4$.

О конструкции ТРДДФ GE21 опубликованы следующие сведения.

Вентилятор — двухкаскадный с регулируемым НА и с внешним обводным каналом между каскадами. Обычный канал наружного контура начинается за вторым каскадом вентилятора. На взлетном режиме первый каскад обеспечивает максимальный расход воздуха для снижения уровня шума, а второй каскад — требуемое соотношение тяги и шума. В дозвуковом крейсерском полете первый каскад обеспечивает согласование характеристик двигателя и воздухозаборника, а второй создает нужный



Сравнение габаритов и уровней шума двигателей для СПС.

	Двигатель	Габарит	Боковой шум, EPN дБ
1	GE4/J5 (1970 г.)	Исходный	+10
2	GE4/J6 (1971 г.)	+4%	0
3	GE21/J11B3 (1977 г.)	-18%	0

уровень тяги, при этом уменьшаются потери на входе и доное сопротивление. На режимах разгона и набора высоты и в сверхзвуковом полете воздух из первого каскада полностью направляется во второй каскад, т. е. двигатель работает, как обычный ТРДДФ с $m=0,35$.

Для изготовления лопаток вентилятора используются композиционные материалы.

Камера сгорания — двухзонная, с пониженным выбросом загрязняющих веществ. Камера удовлетворяет нормам ЕРА на 1984 г. вблизи аэропорта. Выброс NO_x при сверхзвуковом крейсерском полете должен быть значительно уменьшен, чтобы достичь 3 г/кг топлива соответственно требованиям программы CIAP (Climatic Impact Assessment Program).

Турбина компрессора — одноступенчатая.

Турбина вентилятора — одноступенчатая с регулируемым сопловым аппаратом.

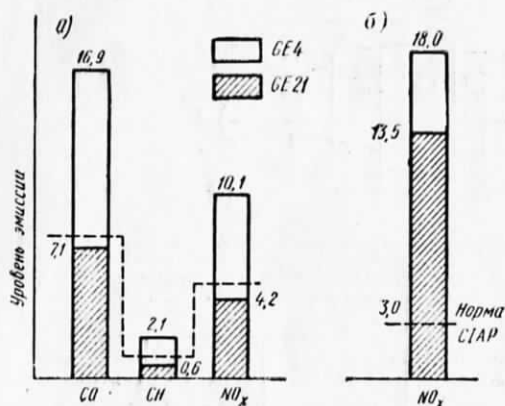
Форсажная камера — общая, низкотемпературная с небольшой степенью форсирования, работает только во время трансзвукового разгона и набора высоты самолетом. $T_{ф}=1300 \text{ }^\circ\text{K}$.

Реактивное сопло — с центральным телом и перевернутым профилем скоростей реактивных струй, что упрощает систему шумоглушения; как показали статистические испытания, при использовании подобного сопла можно удовлетворить требования FAR.36 по шуму. Однако в полетных условиях, возможно, потребуется дополнительная система с механическим шумоглушением эффективностью 5—10 EPN дБ.

Система управления — электронно-цифровая, объединенная с системой управления всего самолета. Создается по программе FADEC (Full Authority Digital Electronic Control). Число регулируемых параметров ДИРП GE21/J11B3 более чем в два раза превышает их число в двигателе обычной схемы.

Состояние развития. Прорабатывался в рамках исследовательской программы.

Применение. Предназначался для перспективных СПС-II, рассчитанных на $M_n = 2,4$.



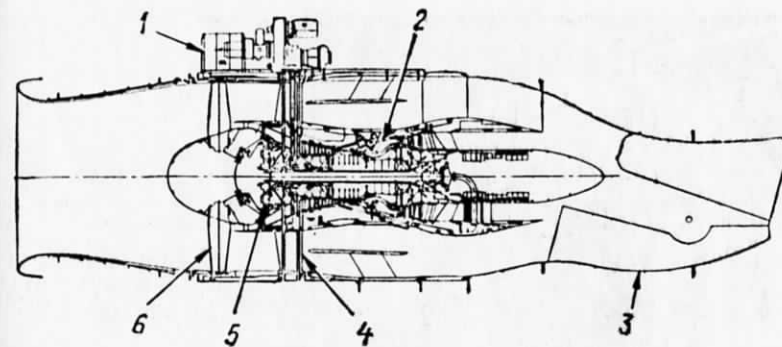
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДД

США

QCSEE (OTW)

Экспериментальный двигатель с низким уровнем шума и выброса вредных веществ



Схематический разрез надкрыльцевого двигателя. (Сопло установлено в перевернутом положении во избежание попадания горячих газов на стенд при испытании двигателя).

1—цифровой регулятор; 2—газогенераторная часть; 3—наружная поворотная створка реверсивного устройства; 4—силовой корпус вентилятора из композиционного материала; 5—редуктор; 6—неповоротные рабочие лопасти вентилятора из титанового сплава.

$R = 9200$ кгс (установленного двигателя)

$C_{уд} = 0,36$ кг/кгс·ч

$m = 10$

$\gamma_{дв} = 0,217$ кг/кгс (установленного двигателя)

Предназначен для системы увеличения подъемной силы крыла с верхним обдувом закрылков. Разработан на основе газогенераторной части ТРДДФ F101.

Воздухозаборник — рассчитан на высокое число M потока в области критического сечения для эффективного подавления распространяющегося вперед шума вентилятора. Воздушный поток сначала ускоряется до числа $M = 0,79$, а затем тормозится перед рабочим колесом. Стенки входного канала имеют ЗПК.

Вентилятор — с низкой окружной скоростью на концах лопаток и тщательно подобранным числом рабочих и спрямляющих лопаток и осевым расстоянием между ними для обеспечения низкого уровня шума. В этих же целях в выходном канале установлен акустический разделитель потока. Рабочие лопатки неповоротные, выполнены из титанового сплава. $\pi_{\text{в}} \sim 1,34$. Привод вентилятора от турбины через редуктор планетарного типа фирмы Райт. Вал турбины соединен с внутренней ведущей шестерней, а вал вентилятора — с наружной ведомой шестерней, находящейся во внутреннем зацеплении с промежуточными шестернями. При начальных испытаниях редуктор работал нормально. Силовой корпус вентилятора,



Графито-эпоксидный силовой корпус вентилятора двигателя QCSEE.

который заключает в себе спрямляющие лопатки и корпус внутреннего контура, изготовлен из графито-эпоксидного материала. Вес корпуса, по-видимому, на 25—30% меньше веса данной детали из металла. Для подавления шума внутри силового корпуса внутренняя стенка наружного корпуса, внутренние и внешние поверхности разделителя потока, а также кромки пера 33 спрямляющих лопаток перфорированы. Для удержания разрушившейся лопатки и обеспечения необходимых радиальных зазоров применяется кольцо с заполнителем из кевлара, вмонтированное в переднюю часть корпуса.

Камера сгорания — новая двухзонная, кольцевая, позволяющая сохранить диапазон рабочих режимов обычного ТРДД и при этом уменьшить выброс вредных веществ. При работе на обедненной топливной смеси действует только зона малого газа, при богатой топливной смеси — обе зоны. Камера рассчитана на удовлетворение всем нормам ЕРА на выделение загрязняющих веществ (1979 г.). Анализы газовых проб показали, что камера обеспечивает все нормы ЕРА.

Реактивное сопло. Сопло D-образного сечения отклоняет реактивную струю вниз для обдува крыла и закрылков. Регулирование площади сечения сопла осуществляется с помощью подвижных боковых створок. Выходной канал наружного контура, разделитель потока и сопло внутреннего контура

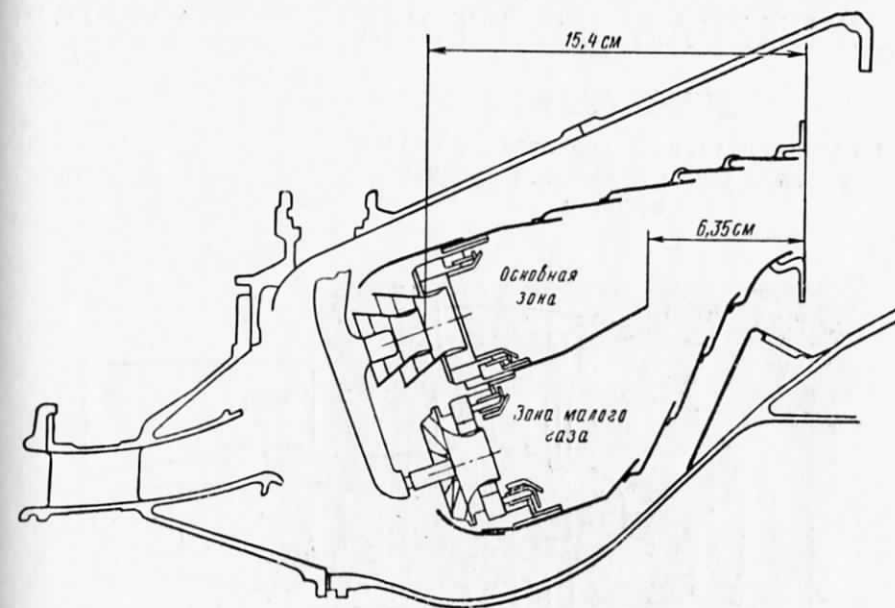


Схема камеры сгорания, удовлетворяющей нормам ЕРА 1979 г. на выделение загрязняющих веществ.

ра имеют акустическую облицовку. Реверсирование тяги (35%) обеспечивается поворотом верхней части сопла, которая при этом служит в качестве заслонки, отклоняющей струю вперед.

Шумоглушитель — оригинальной конструкции, установлен в сопле внутреннего контура для поглощения высокочастотного и низкочастотного шума.

Система управления — электронная цифровая. Во время испытаний обеспечивала устойчивое и точное регулирование всех необходимых параметров и показала инерционность, вдвое меньшую, чем у других современных систем.

Масляная система — общая для двигателя и редуктора.

Эксплуатационные данные. Время приемистости двигателя (снижение на посадку) при перемещении РУД от 62 до 100% взлетной тяги — 1 с и от 62% прямой тяги до максимальной реверсированной тяги — 1,5 с. Уровень шума двигателя по результатам стендовых испытаний должен быть на 8—12 дБ ниже норм ФАУ США 1980 г. На взлете и при снижении на посадку (152 м сбоку от ВПП) планируется получить 95 EPN дБ, а на режиме максимальной реверсированной тяги (152 м сбоку от ВПП) — 100 EPN дБ.

Состояние развития — экспериментальный. Построен по заказу NASA. После наработки на стенде 50 ч поставлен в 1978 г. в центр им. Льюиса для продолжения исследований в компоновке с моделью крыла.

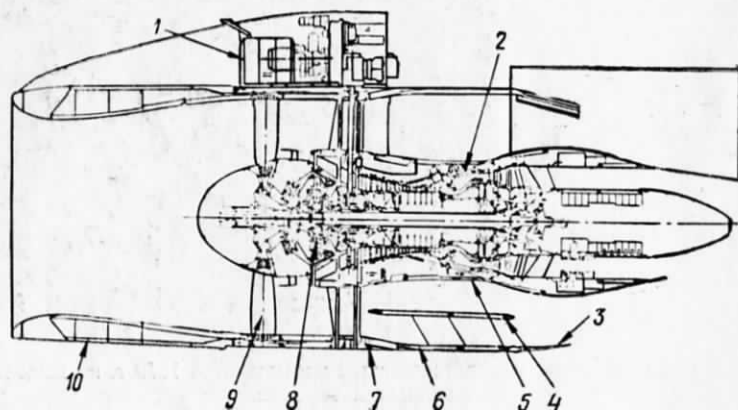
Применение. Предназначен для СКВП малой дальности полета, имеющих крыло с увеличенной подъемной силой.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

QCSEE (UTW)

Экспериментальный двигатель с низким уровнем шума и выброса вредных веществ

ТРДД
США



Схематический разрез подкрыльевого двигателя.

1—цифровой регулятор; 2—газогенераторная часть; 3—створки сопла наружного контура из композиционных материалов; 4—разделитель потока с ЗПК; 5—обтекатель газогенераторной части из композиционного материала; 6—внешняя стенка наружного контура из композиционных материалов; 7—силовой корпус вентилятора из композиционных материалов; 8—редуктор; 9—поворотные лопатки вентилятора из композиционного материала; 10—входной диффузорный канал с высоким числом М потока в горле.

$R = 7900$ кгс (установленного двигателя)

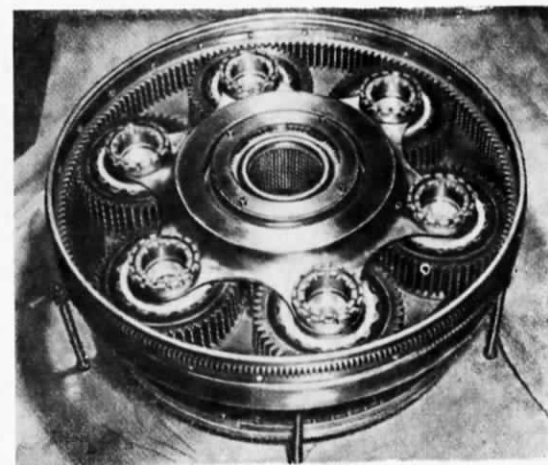
$C_R = 0,34$ кг/кгс·ч

$m = 12$

$\gamma_{\text{дв}} = 0,236$ кг/кгс (установленного двигателя).

Предназначен для системы увеличения подъемной силы крыла с нижним обдувом закрылков. Разработан на основе газогенераторной части ТРДДФ F101. Ниже описаны основные отличия двигателя UTW от надкрыльевого ТРДД (OTW) по вентилятору и соплу.

Вентилятор. Рабочие лопатки поворотные и обеспечивают 27%-ное реверсирование тяги. Они выполнены из композиционного материала и образованы соединением множества слоев толщиной 0,25 мм из кевлара, стекловолокна S, бора и графита AS с направленным расположением волокон. Силовой корпус и регулируемое сопло наружного контура выполнены из графита или кевлара с матрицей из эпоксидной смолы, а внутренняя стенка наружного контура — из графита с матрицей из полиимидной смолы PMR.

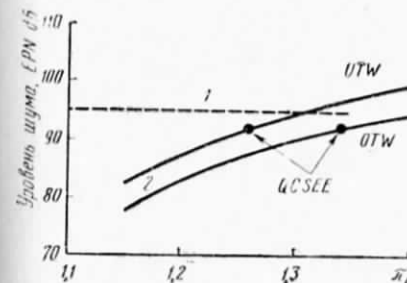


Редуктор привода вентилятора фирмы Кертисс-Райт для подкрыльевого двигателя.

Реактивное сопло — с регулируемой площадью сечения. Реверсивное устройство отсутствует.

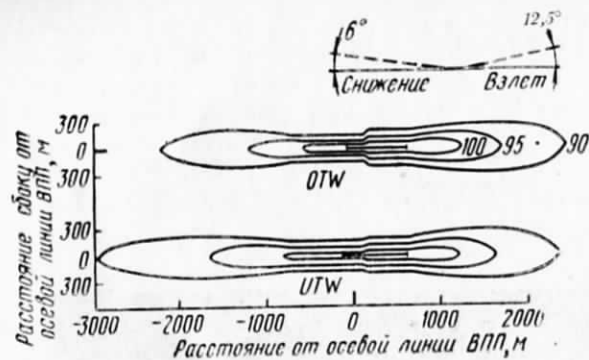
Состояние развития. Экспериментальный, построен по заказу NASA. После наработки на стенде 150 ч поставлен в 1978 г. в центр им. Льюиса для продолжения исследований в компоновке с моделью крыла.

Применение. Предназначен для СКВП малой дальности полета, имеющих крыло с увеличенной подъемной силой.



Влияние шума при обтекании закрылков реактивной струей на выбор степени повышения давления в вентиляторе.

1—планируемый общий уровень шума самолета; 2—шум при обтекании закрылков реактивной струей.



Площади звукового следа самолета с двигателями QCSEE при взлете и снижении на посадку (EPN дБ).

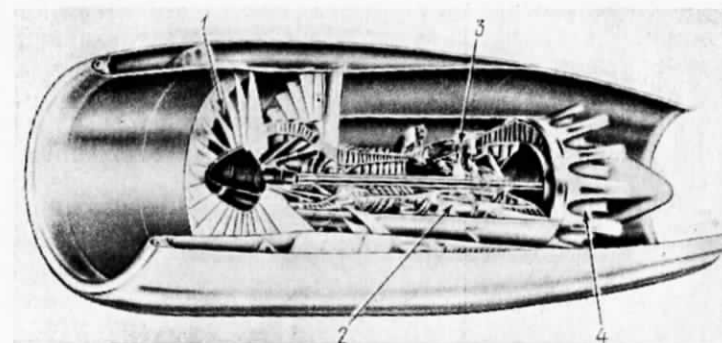
П Р А Т Т - У И Т Н И

ТРДД

США

E³

Двухвальный ТРДД со смешением потоков



ТРДД E³ с частично вырезанным корпусом.

1—вентилятор; 2—двухзонная камера сгорания; 3—одноступенчатая турбина; 4—смеситель потоков.

$$R^1 = 16\,600 - 18\,600 \text{ кгс}$$

$$m = 7,0$$

$$T_r = 1640 \text{ }^\circ\text{К}$$

$$T_r = 1616 \text{ }^\circ\text{К (МСА} + 16 \text{ }^\circ\text{С)}$$

взлетный режим
при $H=0$, $M_n=0$

$$C_{yd} = 0,576 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$$

$$m = 6,6$$

$$\pi_c = 37,4$$

$$\pi_b = 1,71$$

$$\pi_{к.в.д} = 13,9$$

$$T_r = 1477 \text{ }^\circ\text{К}$$

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

$$M_{дв} = 3946 \text{ кг}$$

$$M_{с.у} = 5232 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,21 - 0,237 \text{ кг/кгс}$$

¹ Приведенные данные характеризуют только определенный этап разработки двигателя и не являются окончательными.

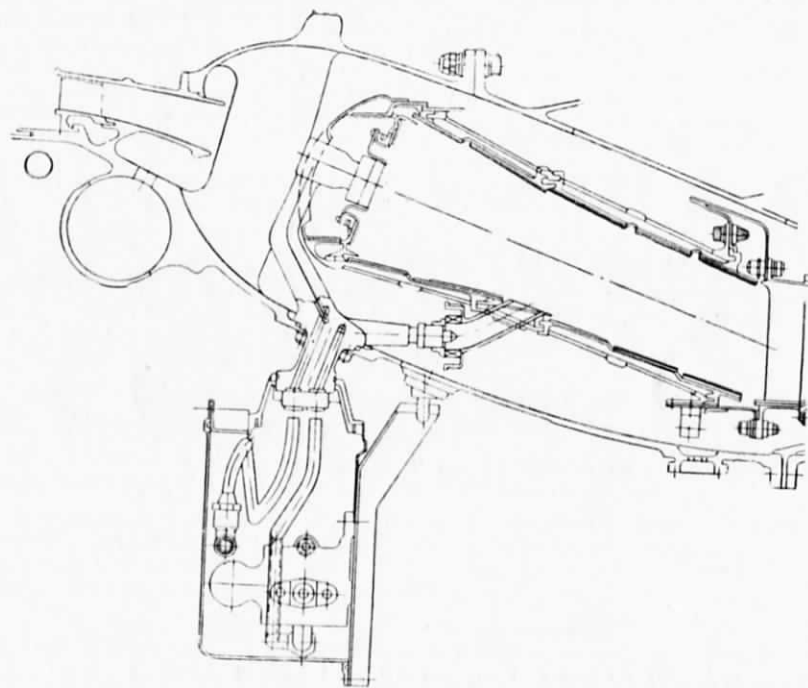
Разрабатывается по подпрограмме создания экономичного двигателя (Energy Efficient Engine), являющейся частью большой программы ACEE (Aircraft Energy Efficient Program — повышение энергетической эффективности самолетов), начатой NASA в 1976 г.

Главная цель подпрограммы E³ — разработать и продемонстрировать технические решения, которые могли бы стать основой для создания нового поколения высокоэкономичных авиационных ТРДД, характеризующихся малым вредным воздействием на окружающую среду в отношении шума и выброса загрязняющих веществ и позволяющих снизить прямые эксплуатационные расходы (ПЭР).

Фирма Пратт-Уитни должна по контракту NASA определить облик перспективного ТРДД, обеспечивающего снижение эффективного $C_{уд}$ на 12%, снижение ПЭР на 5% и уменьшение степени ухудшения характеристик двигателя в эксплуатации на 50% по сравнению с современным ТРДД JT9D-70.

Воздухозаборник — со звукопоглощающей облицовкой внутренней стенки.

Вентилятор — одноступенчатый, с 24 полыми титановыми лопатками малого удлинения ($l/h=2,5$), без противовибрационных полок. Стенки пера лопатки будут иметь слоистую структуру; заготовки будут получаться методом горячего изостатического прессования для диффузионного сцепления слоев. Окончательная форма пера лопатки будет получаться изотермической штамповкой с последующей машинной обработкой. Кольцо для удержания обломков лопатки в случае ее обрыва изготовлено из кевлара и алюминия. За вентилятором располагаются 33 спрямляющие лопатки, из которых 11 используются как силовые стойки. Расстояние меж-



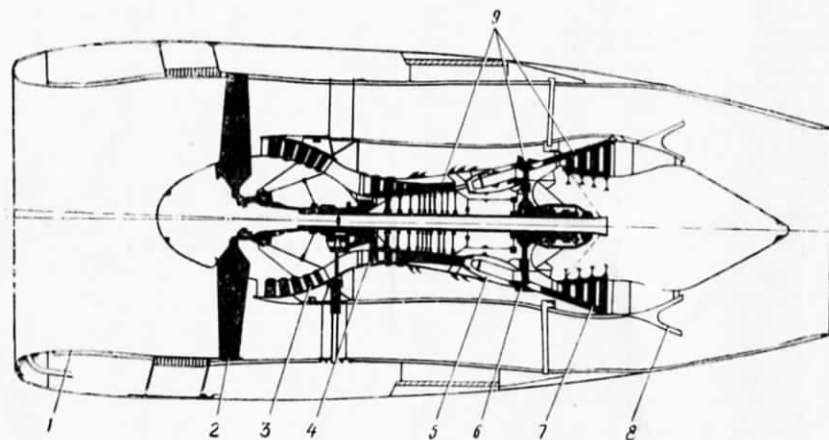
Двухзонная камера сгорания двигателя E³.

ду рабочими и спрямляющими лопатками принято равным приблизительно двум длинам хорды рабочей лопатки. К. п. д. — 0,873.

Компрессор н. д. — 4-ступенчатый, расположен на одном валу с вентилятором, с наклонными лопатками суперкритического профиля, обеспечивающего уменьшение потерь и увеличение запаса устойчивости. К. п. д. — 0,9, $\pi_{к.н.д.} = 1,77$.

Компрессор в. д. — 10-ступенчатый, высоконагруженный, с лопатками малого удлинения ($l/h_{ср} = 1,7$). В первых четырех ступенях лопатки НА сделаны поворотными, в семи последних ступенях применено управление радиальными зазорами. Лопатки передних ступеней профилируются по дугам окружности, а в средних ступенях используются лопатки более сложного профиля. Для улучшения характеристик компрессора, возможно, будет использован сверхкритический аэродинамический профиль лопаток (по типу сверхкритического профиля крыла). Диски последних ступеней компрессора в. д. будут изготавливаться из сплава MERL80 методом порошковой металлургии. Задний корпус компрессора неразъемный. Для уменьшения радиальных зазоров применено охлаждение корпуса задней части компрессора воздухом, отбираемым от вентилятора на крейсерском режиме. К. п. д. — 0,883.

Камера сгорания — двухзонная, кольцевая, вихревая с последовательным расположением зон горения (типа «Vorbix»). Стенки жаровой трубы выполнены из отдельных сегментов. Уровни выброса окиси углерода и углеводородов получены ниже намеченных. Однако уровень выброса окислов азота пока остается выше предусмотренного нормами EPA на 1981 г.



Схематический разрез ТРДД E³.

1—акустически обработанная мотогондола; 2—вентилятор; 3—компрессор н. д.; 4—компрессор в. д.; 5—камера сгорания „vorbix“; 6—турбина в. д.; 7—турбина н. д.; 8—смеситель; 9—активное управление радиальным зазором.

Турбина компрессора в.д. — одноступенчатая с 54 рабочими и 24 сопловыми монокристаллическими лопатками из сплава MERL220. Диски из сплава MERL800 рассчитаны на работу при окружной скорости, равной 525 м/с. Высокий к.п.д. турбины ($\eta=0,882$) обеспечивается низким коэффициентом нагрузки при высокой окружной скорости, предварительной закруткой охлаждающего воздуха, применением керамических бандажных полок, керамических вставок и «гребенчатых» уплотнений, а также управлением радиальными зазорами. Для охлаждения корпуса турбины с целью уменьшения радиальных зазоров на взлетном режиме используется воздух, отбираемый из диффузора камеры сгорания, а на крейсерском режиме — из средних ступеней компрессора.

Турбина вентилятора — 4-ступенчатая, неохлаждаемая, с противоположным относительно турбины в.д. вращением. Рабочие лопатки последних ступеней с целью их облегчения выполнены из титанового сплава. К.п.д. — 0,915.

Силовая конструкция — включает 5 основных подшипников, сгруппированных в двух узлах опор с легким доступом к ним. Для обеспечения жесткости конструкции и уменьшения овализации корпус канала наружного контура, обечайка газогенератора и корпус вентилятора выполнены за одно целое из композиционного материала и образуют корпус мотогондолы.

Смеситель потоков — короткий, 12-лепестковый, желобковой конструкции, обеспечивающий коэффициент смещения 85% при низких внутренних потерях давления. Его длина должна быть меньше на 30% по сравнению с современными конструкциями. Скорость истечения газов на выходе из сопла 310 м/с.

Эксплуатационные данные. Новый двигатель должен удовлетворять НЛГ США (FAR.36) по шуму и нормам EPA на выброс вредных веществ, принятие которых планировалось в начале 1981 г.

Состояние развития — в разработке.

Стоимость. Стоимость всех работ по подпрограмме E³ с 1977 г. по 1983 г. оценивается в 219 млн. долл., причем 90% этой суммы ассигнуется правительством США.

Этапы развития.

IV 1977 г. — XII 1983 г. Определение ТУ, проектирование силовой установки летного образца.

1978 г. Получение фирмой Пратт-Уитни заказа на 5 лет на сумму 80,4 млн. долл. на разработку и испытание элементов двигателя E³, в том числе газогенераторной части.

V 1978 г. — X 1982 г. Разработка технических решений по узлам двигателя, проектирование, увязка с другими элементами и испытания на установках.

VI 1980 г. — XII 1983 г. Разработка технических решений по системам двигателя.

XI 1982 г. Испытания газогенераторной части.

IV 1983 г. Испытания газогенераторной части с элементами ротора и. д.

XII 1983 г. Конкурсная оценка проектов перспективных двигателей: определение характеристик двигателей.

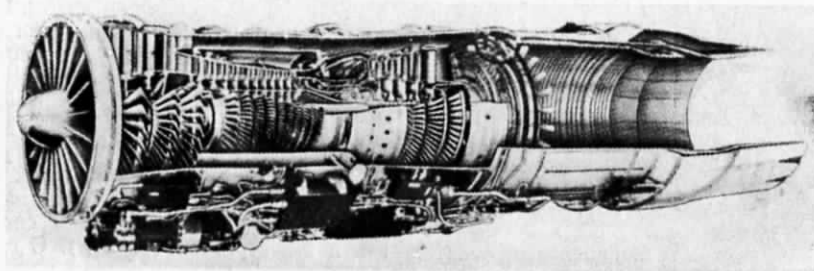
Конец 1980 — начало 1990 гг. Предполагаемый ввод двигателей E³ в эксплуатацию на пассажирских самолетах.

П Р А Т Т - У И Т Н И

ТРДДФ

США

F100



$$R = 6520-6800 \text{ кгс}$$

$$R^{\Phi} = 10\,885-11\,400 \text{ кгс}$$

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

$$C_{уд}^{\Phi} = 2,12 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$$

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

$$n_{н.д} = 9600 \text{ об/мин}$$

$$G_{в} = 102 \text{ кг/с}$$

$$m = 0,71$$

$$\pi_{\Sigma} = 23-25$$

$$T_r = 1588-1678 \text{ }^{\circ}\text{K}$$

$$D_{вх} = 880 \text{ мм}$$

$$D_{ав} = 1194 \text{ мм}$$

$$L = 4850 \text{ мм}$$

$$M_{дв}^{\Phi} = 1386 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв}^{\Phi} = 0,121-0,127 \text{ кг/кгс}$$

В течение 5-летнего периода эксплуатации (1975—1980 гг.) двигатель¹ подвергся интенсивной доводке и в его конструкцию было внесено много изменений и усовершенствований. В 1976 г. их число достигло 155, в 1978 г. — 282, а к концу 1979 г. — 320. Ниже приводятся основные из них, а также дополнительные сведения по обслуживанию, наработке, ресурсу, состоянию работ и модификации двигателя.

Компрессор. Введен удлиненный разделитель потоков, состоящий из двух частей и расположенный на расстоянии 12 мм от задней кромки рабочей лопатки 3-й ступени вентилятора. Разделитель изготавливается из титанового сплава Ti-64.

¹ Подробное описание конструкции ТРДДФ F100 приводится в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 64—71.

и крепится на промежуточном корпусе компрессора с помощью заклепок. Он может быть установлен после снятия узла вентилятора. На это требуется 120 чел.-ч. Назначение разделителя — препятствовать прохождению в компрессор в.д. пульсаций давления из форсажной камеры при срыве пламени и направлять их на периферийную часть рабочих лопаток вентилятора.

Камера сгорания. Во фронтальное устройство камеры сгорания введены завихрители воздушного потока (Swirl nozzles). Кроме того, предполагалось повысить прочность узкой части головок фронтального устройства камеры, чтобы исключить их растрескивание. Эти два изменения намечалось внедрить в производство в начале 1980 г. С 1978 г. перед топливными форсунками устанавливается фильтр. С 1982 г. в двигателе будут применены усовершенствованные топливные форсунки.

Турбина. Для повышения термоусталостной прочности лопаток турбины реализованы или вскоре будут реализованы следующие мероприятия: повышенная эффективность охлаждения рабочих лопаток 1-й ступени (1982 г.); монокристаллические рабочие лопатки 1-й ступени (срок пока не установлен); сопловые лопатки 2-й ступени, изготовленные литьем с направленной кристаллизацией (конец 1980 г.); улучшенная система охлаждения сопловых лопаток 1-й и 2-й ступеней (1982 г.). С целью предотвращения пробивания корпуса осколками разрушившихся лопаток в качестве временной меры введено трехсекционное защитное кольцо массой 15 кг, которое впоследствии будет заменено утолщением самого корпуса. При этом увеличение массы составит лишь 5 кг.

К 1983 г. фирма рассчитывает увеличить срок службы турбины в 3 раза по сравнению с турбиной первоначальной конструкции.

Форсажная камера. В 1978 г. внесены изменения в камеру с целью повышения надежности ее включения и стабильности работы.

Реактивное сопло. В 1978 г. фирма Пратт-Уитни успешно провела стендовые и летные (продолжительностью 100 ч) испытания наружных створок сопла из композиционного материала NR-150 (графит-полиимидная смола), разработанного фирмой Дюпон. Этот материал в 5—10 раз дешевле титановых сплавов.

В 1979 г. проходил летные испытания обтекатель сопла, изготовленный из титанового сплава по измененной технологии с применением штамповки в сверхпластическом состоянии и диффузионной сварки. Применение этой технологии позволяет снизить стоимость обтекателя на 40% и массу — на 10% по сравнению с паяным сотовым обтекателем, который устанавливался ранее.

Система управления. В связи с необходимостью решения проблемы возникновения неустраиваемого срыва потока в компрессоре фирма разработала ряд изменений, цель которых зафиксировать начало срыва и обеспечить уменьшение подачи топлива объединенным гидромеханическим регулятором в основную и форсажную камеры сгорания (кроме «дежурной» зоны впрыска) и раскрытие сопла. Изменения прошли проверку в условиях опытной эксплуатации на одной из баз ВВС США и показали свою эффективность.

Изменения вносятся в двигатель начиная с 1979 г. по мере их поступления на АТБ¹ для проведения планового технического обслуживания. Для повышения надежности системы в 1979 г. был введен резервный регулятор, вступающий в работу при отказе объединенного гидромеханического регулятора. Поскольку в большинстве случаев (85%) неустраиваемый срыв происходил при включении форсажной камеры, фирма разработала два усовершенствования. Первое из них является временной мерой и заключается в обеспечении автоматического раскрытия сопла при неключении форсажной камеры. Соответствующая доработка

была произведена в 1979 г. Другое усовершенствование заключается во введении устройства, обеспечивающего при возникновении срыва потока в вентиляторе вследствие неключении форсажной камеры возврат рычага объединенного регулятора в положение, соответствующее режиму минимального форсирования, даже если РУД установлен на режиме максимального форсирования. Данное устройство будет устанавливаться на двигатели в середине 1982 г.

Применявшийся до середины 1979 г. ультрафиолетовый датчик наличия пламени в форсажной камере, по-видимому, оказался недостаточно надежным и от него отказались.

Топливная система. В связи с недостаточной надежностью (60 отказов на май 1979 г.) и малым ресурсом (45 ч по сравнению с 4000 ч по ТУ) насоса подачи топлива в основную камеру фирма предполагала в начале 1980 г. перейти от односекционной конструкции насоса к двухсекционной.

Пусковая система. В 1978 г. для повышения надежности запуска двигателя на земле была изменена процедура запуска. Изменение заключалось во введении прокрутки двигателя перед запуском, что удлинит время пускового цикла на 20 с.

В 1979 г. турбокомпрессорный стартер был модифицирован с целью обеспечения возможности его использования для повторного запуска двигателей самолетов F-15 в воздухе.

Наработка и ресурс. К концу 1980 г. суммарная наработка двигателей F100 в эксплуатации превысила 500 000 ч. Согласно плану, к концу 1981 г. она должна достичь 1 млн. ч, а в 1983 г. — 2 млн. ч.

В начале 1980 г. межремонтный ресурс «горячей» части составлял 500—600 ч, а всего двигателя — 1200 ч. Двигатель должен быть снят с самолета и направлен на АТБ для прохождения планового технического обслуживания при наработке 1350 циклов.

Надежность. Введенные в двигатель изменения позволили снизить частоту возникновения неустраиваемого срыва на 1000 ч наработки с 7,6 случая в 1975—1976 гг. до 0,5—0,6 на самолете F-15 и до 0,1 на самолете F-16 в середине 1980 г. У модифицированных двигателей F100 самолетов F-15 число выключений в полете по причине неустраиваемого срыва характеризуется коэффициентом $K_{в.д.1000} < 0,2$, а у двигателей самолетов F-16 этот коэффициент прогнозируется фирмой на уровне $< 0,15$.

В конце 1980 г. фирма Пратт-Уитни ввела гарантию на турбину в.д. ТРДДФ F100 в течение наработки первых 900 эквивалентных циклов. Гарантия распространяется также на вторичные повреждения в двигателе, вызванные отказом в турбине в.д. Впоследствии предполагается расширить срок действия гарантии до 1350 циклов, а затем перейти к гарантии на весь двигатель предположительно в течение первых 200 ч работы. При этом цена на двигатель будет несколько выше.

Обслуживание. Фирма Конрак разрабатывает бортовую систему диагностики состояния ТРДДФ F100. В этой системе, в частности, применяются новые высокоточные датчики давления той же фирмы. Всего в двигателе будут установлены 9 различных датчиков, для чего используются имеющиеся отверстия для бороскопического осмотра. При этом полностью сохраняется возможность ввода бороскопа в отверстия. Испытания системы предполагалось начать в феврале 1980 г. и завершить через 1,5 года.

По данным 1978 г. трудозатраты на техническое обслуживание двигателя составляли 4,2 чел.-ч/ч наработка; к 1981 г. их предполагалось сократить до 1 чел.-ч/ч наработка. Согласно требованиям ВВС США, приемлемая величина составляет 2—3 чел.-ч/ч наработка.

Стоимость. Стоимость работ по доводке, которая должна быть завершена в 1983 г., оценивается в 665 млн. долл. При этом цена на двигатель

¹ Авиационно-техническая база.

к указанному сроку возрастет до 1,9 млн. долл. для самолета F-15 и до 2,3 млн. долл. для самолета F-16. Общие затраты на создание и доводку двигателя составят ~1,1 млрд. долл.

Состояние развития. Серийный с 1975 г. В связи с проблемами обеспечения ресурса и надежности двигателя, увеличением потребности в запасных частях, узлах и деталях, а также возросшим объемом работ по его аэродинамическому и базовому техническому обслуживанию ВВС США в 1979 г. ощущали острый недостаток двигателей F100. Темп выпуска в начале 1980 г. составлял 30 шт./мес. К октябрю 1980 г. он должен был повыситься до запланированного уровня — 50 шт./мес.

Согласно прогнозу, к 1988 г. число заказанных двигателей должно достичь 5500 шт. Европейские фирмы, участвующие в производстве ТРДД F100 для истребителя F-16, должны в соответствии с имеющейся программой изготовить к 1984 г. 438 двигателей на сумму 1,44 млрд. долл. при темпе выпуска 21 двигатель в месяц. Распределение работ между этими фирмами следующее:

Фирма, страна	Вид работ
Фабрик Насьональ, Бельгия	Узел вентилятора, газогенераторная часть, окончательная сборка
Диса, Дания	Узел коробки передач
Конгсберг Вапенфабрик, Норвегия	Турбина и д.
Филиппс, Нидерланды	Сопло и форсажное устройство

Около 15% деталей двигателя F100 поставляется из США в связи с тем, что министерство обороны США запретило передачу технологий их производства европейским партнерам.

Применение. Истребители ВВС США Макдоннелл Дуглас F-15 и Джеренал Дайнемикс F-16.

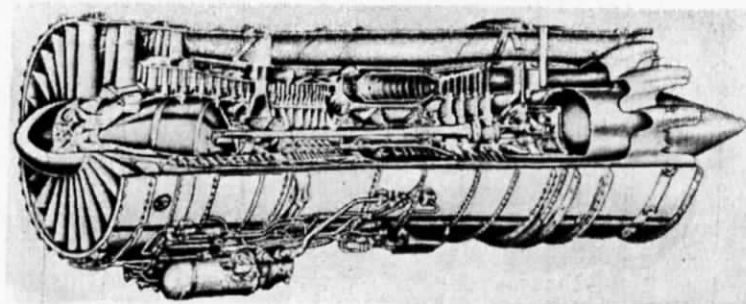
Модификация. Фирма Пратт-Уитни в 1979 г. предложила ВВС и ВМС США усовершенствованную модификацию двигателей F100(3С) с увеличенной на 10% тягой (~12 700 кгс). Согласно заявлению фирмы, такой двигатель мог бы быть готов через два года после получения заказа. Он будет пригоден для установки на самолет F-15 без каких-либо доработок. В начале 1980 г. управление авиационных систем ВВС США выдало фирме Пратт-Уитни заказ стоимостью 19,5 млн. долл. на разработку двигателей новых модификаций на базе существующего ТРДД F100.

П Р А Т Т - У И Т Н И

ТРДД
США

JT8D-217

Маломощный вариант двухвального
ТРДД JT8D-17¹



ТРДД JT8D семейства 200 с частично вырезанным корпусом.

$$\left. \begin{aligned} R &= 9460 \text{ кгс (сертификационная)} \\ C_{уд} &= 0,53 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \right\} \text{взлетный режим}$$

$$G_B = 213 \text{ кг/с}$$

$$m = 1,65$$

$$\pi_{\Sigma} = 18-18,6$$

$$T_T = 1369^\circ \text{K}$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 8163 \text{ кгс} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{режимы набора высоты} \\ &\text{и макс. продолжит.} \\ &\text{при } H=0, M_n=0 \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 7437 \text{ кгс} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{макс. крейсерск. режим} \\ &\text{при } H=0, M_n=0 \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 2870 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,758 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{макс. крейсерск. режим} \\ &\text{при } H=9,1 \text{ км, } M_n= \\ &= 0,8 \end{aligned}$$

$$D_B = 1307 \text{ мм}$$

$$D_{дв} = 1430 \text{ мм}$$

$$L = 3910 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 2050 \text{ кг}$$

$$\gamma_{ав} = 0,218 \text{ кг/кгс}$$

¹ Основные данные и схематический разрез ТРДД JT8D-17 приведены в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975, с. 58—62.

Последняя модификация семейства маломощных вариантов ТРДД JT8D разрабатываемого по специальной программе с применением нового вентилятора увеличенного диаметра (Refan). В двигателе использована газогенераторная часть ТРДД JT8D-17, а также перспективные элементы системы н. д. и технические решения, разработанные в ходе осуществления программы Refan.

Описание ТРДД JT8D-209 и -217 опубликовано в дополнении к справочнику «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1976 г., с. 9. Ниже приведены основные особенности двигателя JT8D-217 по сравнению с ТРДД JT8D-209.

Компрессор н. д. Планировалась установка компрессора, разработанного для ТРДД JT8D-22 и прошедшего всестороннюю проверку. Для обеспечения большего ресурса компрессор предполагалось усилить.

Камера сгорания. Изменены жаровые трубы, так как увеличился расход топлива.

Турбина компрессора в. д. В рабочих лопатках первой ступени применена двухходовая система охлаждения с выбросом воздуха у корня лопатки.

Смеситель потоков — U-образный новой конструкции. Применение смесителя дало снижение шума реактивной струи на 4 дБ.

Ревверсивное устройство — того же типа, что и применяемое на самолете В.737.

Реактивное сопло. Для уменьшения шума газогенератора в реактивной трубе устанавливается перфорированное центральное тело.

Состояние развития — серийный. Сертифицирован в конце 1980 г.

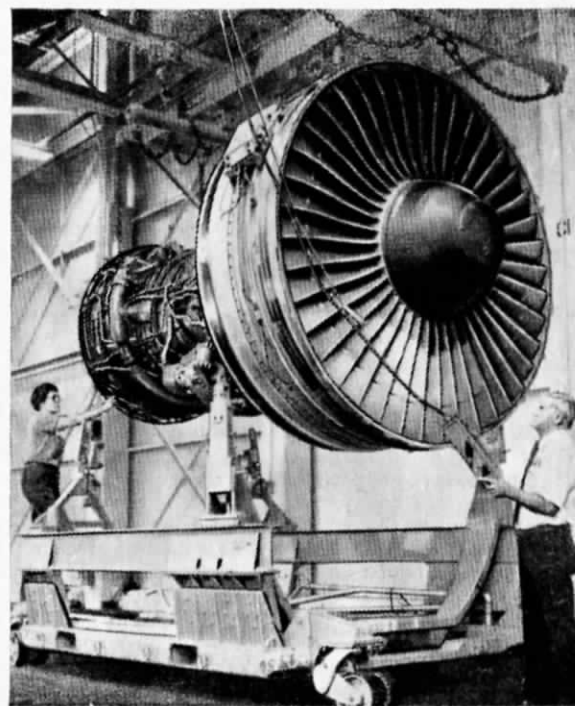
Применение. Пассажирский самолет Макдоннелл Дуглас DC-8-82 «Супер».

П Р А Т Т - У И Т Н И

JT9D-7R4

ТРДД

США



ТРДД JT9D-7R4D

Двигатели подсемейства JT9D-7R отличаются от базового ТРДД JT9D-7A улучшенной топливной экономичностью и имеют тягу от 20 до 27 тс. В разработке, начатой в ноябре 1978 г., находятся 8 модификаций JT9D-7R4. Основные конструктивные изменения в двигателях этого подсемейства по сравнению с базовым ТРДД JT9D-7A следующие:

Вентилятор — облегчен и переупрофилирован. Уменьшены число и масса спрямляющих лопаток. Диаметр вентилятора увеличен на 25 мм. Рабочие лопатки имеют более широкую хорду (относительное удлинение уменьшено с 4,6 до 3,8), что повысило их жесткость и позволило исключить один ряд противовибрационных полок. Ширина пера лопатки на конце равна 257 мм, а у корня — 184 мм. Число рабочих лопаток составляет 38 шт., спрямляющих — 86 шт. (вместо 46 и 108 шт. соответственно). Диск рабочего колеса вентилятора имеет полый обод и изготавливается с при-

менением диффузионной сварки, что позволило уменьшить его массу на 30 кг. Наружный обтекатель, выполненный из титанового сплава и композиционного материала «кевлар», облегчен и имеет улучшенную аэродинамическую форму.

Компрессор н. д. — Добавлена 4-я (передняя) ступень. Лопатки НА 1-й ступени не стальные, а из титанового сплава и крепятся с помощью диффузионной сварки. Диски крепятся болтами. Улучшена система отбора воздуха.

Компрессор в. д. Лопатки НА имеют покрытия, экспериментально опробованные на более ранних модификациях двигателя JT9D. Уменьшены потери в радиальных зазорах. Изменены задние части ступиц дисков 7—11-й ступеней. Диски некоторых ступеней выполнены из более легкого сплава.

Камера сгорания — новой конструкции, двухзонная, характеризующаяся высоким коэффициентом полноты сгорания и низким уровнем выделения загрязняющих атмосферу веществ. Форсунки также новой конструкции. Исключен L-образный разъемный фланец.

Турбина. В обеих ступенях турбины в. д. применены монокристаллические лопатки, требующие при одинаковой T_r^* меньшего количества воздуха на охлаждение, что позволяет снизить удельный расход топлива. Введены лабиринтные уплотнения лопаток соплового аппарата 2-й ступени в. д. Улучшено внутреннее воздушное уплотнение между турбинами в. д. и н. д. Применена разработанная фирмой Пратт-Уитни и NASA автоматическая система управления радиальными зазорами в турбине. В системе используется инжекционное охлаждение корпуса турбины отбираемым от вентилятора воздухом, который направляется в 5 кольцевых коллекторов, расположенных вокруг корпуса. Контур управления регулятором подачи охлаждающего воздуха, связанный с тахометрическим датчиком, установленным на двигателе, следит за тем, чтобы система не включалась до достижения самолетом определенной высоты и режима полета. Управление радиальными зазорами позволяет снизить удельный расход топлива на 1,5%. С 1982 г. начнут применяться диски рабочих колес, изготовленные методом горячего изостатического прессования, обеспечивающим значительную экономию металла (до 40%) и позволяющим получать диски с высокой усталостной прочностью и повышенным сопротивлением ползучести.

Силовая конструкция. Изменен узел подшипника № 4. В опорах № 2 и 3 применены графитовые уплотнения масляных полостей вместо лабиринтных, требующих подачи большого количества воздуха для наддува. Новые графитовые уплотнения, созданные фирмой Пратт-Уитни в сотрудничестве с NASA, уже прошли испытания на серийных двигателях JT9D-59A/70A. Применение их позволяет снизить удельный расход топлива на 0,5%.

Сопло. Применено сверхзвуковое сопло наружного контура с уменьшенной на 2,5% площадью критического сечения. Оптимизирована форма выходной части канала этого контура.

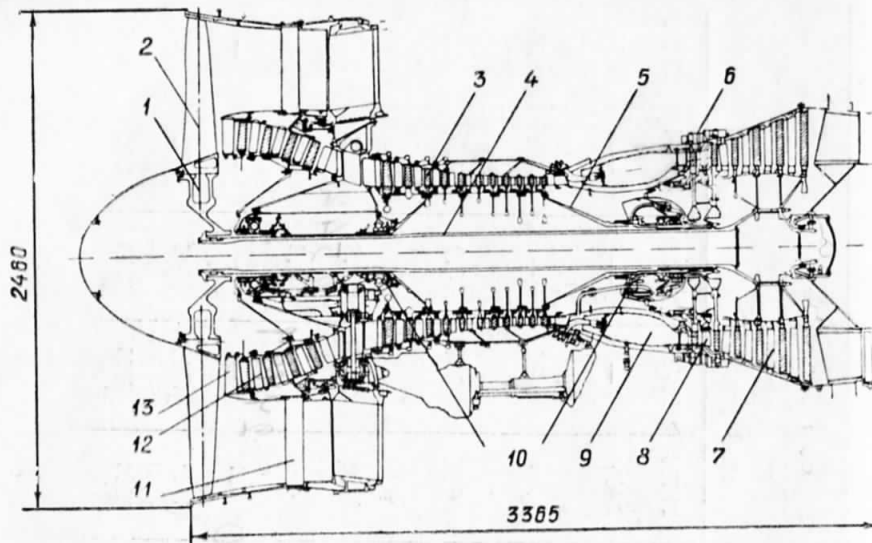
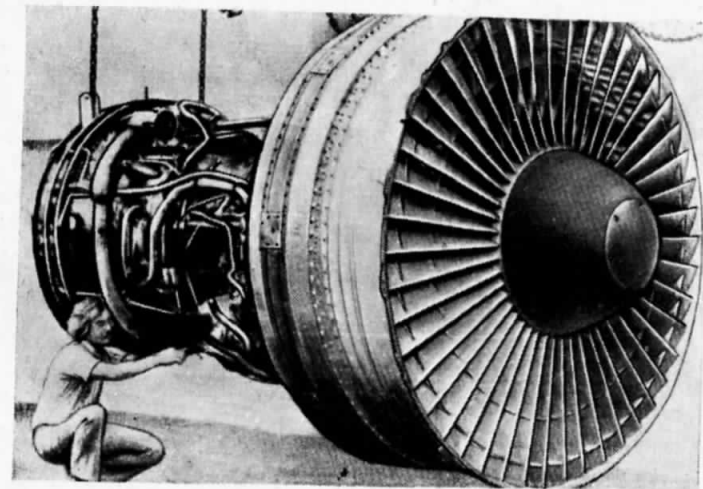
Система управления. Вначале в двигателях JT9D-7R будет применена электронно-гидромеханическая система. В 1982 г. предполагается ввести электронную систему управления, если проводимые с мая 1980 г. испытания ее дадут положительные результаты. К июлю 1980 г. электронная система наработала в полете более 150 ч.

Обслуживание. Двигатель состоит из 10 блоков. Операции разборки и сборки упрощены. Время на его техническое обслуживание сокращено более чем на 50%.

Двигатели подсемейства JT9D-7R4

Параметры	-7R4A	-7R4B	-7R4C	-7R4D	-7R4E	-7R4F	-7R4G	-7R4H
Тяга взл. ($H=0$, $M_H=0$ до $t_H=30^\circ\text{C}$), кгс	20 110	20 930	21 290	21 700	22 680	23 610	24 494	25 425
Макс. тяга на режиме набора высоты ($H=10,7$ км, $M_H=0,85$, $MCA+10^\circ\text{C}$), кгс	5200	5350	5350	5460	—	—	—	6175
Макс. тяга на крейсе. режиме ($H=10,7$ км, $M_H=0,85$, $MCA+10^\circ\text{C}$), кгс	4885	5080	5080	5100	5094	—	5362	5650
Уменьшение удельного расхода топлива на крейсерском режиме по сравнению с двигателем JT9D-7A, %	6,2	6,2	6,2	6,0	5,0	5,0	4,0	4,0
Степень повышения давления	21,7	22,4	22,8	23,2	24,9	24,8	25,8	26,7
Степень двухконтурности	5,0	5,0	4,9	4,9	4,8	4,8	4,7	4,7
Суммарный расход воздуха, кг/с	692	—	714	721	—	—	—	—
Температура газа перед турбиной $^\circ\text{K}^1$	1494	1517	1526	1547	1598	1626	1681	1709
Масса, кг	3938	3938	3938	3938	3935	3972	4014	4018

¹ По-видимому, температура газа за камерой сгорания.



Конструктивная схема ТРДД JT9D-7R4C.

1—диск вентилятора; 2—одноступенчатый вентилятор; 3—одиннадцатиступенчатый компрессор в.д.; 4—вал привода каскада н.д.; 5—конусная часть вала; 6—охлаждаемый корпус турбины в.д.; 7—четырёхступенчатая турбина н.д.; 8—двухступенчатая турбина в.д.; 9—усовершенствованная камера сгорания; 10—углеграфитовые уплотнения; 11—выходные спрямляющие лопатки; 12—четырёхступенчатый компрессор н.д.; 13—ВНА компрессора н.д.

Состояние развития. В конце 1980 г. первый из двигателей подсемейства ТРДД JT9D-7R4 прошел сертификационные испытания ФАУ США. На август 1980 г. общая наработка 8 опытных двигателей на стенде составила 18 000 циклов. Начались летные испытания двигателей JT9D-7R4 на самолетах-лабораториях В.52 и В.747. Испытания на высотном стенде подтвердили, что удельный расход топлива этих двигателей на 9% меньше удельного расхода ТРДД JT9D-7A.

Согласно плану, сертификация модификаций этого подсемейства JT9D-7R4A, C, D, E тягой до 22 700 кгс намечалась на 3-й квартал 1980 г., модификации -7R4G2 — на конец 1982 г., а -7R4H — не ранее 1983 г.

Применение. Фирма предлагает модификации JT9D-7R4A, -7R4B, -7R4D и -7R4E для самолета Боинг 767-200, модификации -7R4C, -7R4D и -7R4E для самолета Эрбас Индастри А.310, модификации -7R4A, -7R4B, -7R4G и -7R4H для самолета Макдоннелл Дуглас DC-10 и модификации -7R4A и -7R4E для самолета Локхид L-1011.

$$\left. \begin{array}{l} R = 24\,040 \text{ кгс} \\ \text{до МСА} + 15^\circ\text{C} \end{array} \right\}$$

$$C_{уд} = 0,376 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$$

$$G_B = 744,5 \text{ кг/с}$$

$$m = 4,9$$

$$\pi_E = 24,5$$

взлетный режим при
 $H=0, M_n=0$

$$\left. \begin{array}{l} R = 5425 \text{ кгс} \\ \text{до МСА} + 10^\circ\text{C} \end{array} \right\}$$

$$C_{уд} = 0,659 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$$

$$D_{дв} = 2460 \text{ мм}$$

$$L = 3900 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 4265 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,178 \text{ кг/кгс}$$

крейсерский режим при
 $H=10,7 \text{ км}, M_n=0,85$

Элементы проточной части двигателя такие же, как у ТРДД JT9D-59A/70A¹, но его внешняя конфигурация и размеры сходны с таковыми у двигателя JT9D-7, что позволяет устанавливать ТРДД JT9D-7Q в стандартные гондолы самолета Боинг В.747-200. В результате этого достигнуто повышение характеристик, уменьшение лобового сопротивления и массы силовой установки.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 78.

Состояние развития — серийный с конца 1978 г.

Применение. Пассажирский самолет Боинг 747-200.

Модификации.

JT9D-7Q1. $R_{вз} = 24\,745$ кгс (до $t_n = 30^\circ\text{C}$), $C_{уд} = 0,382$ кг/кгс·ч, $G_v = 753,6$ кг/с, $m = 4,8$, $\tau_z = 25,2$; $R = 5540$ кгс (макс. крейс. режим при $H = 10,7$ км, $M_n = 0,85$, МСА +10 °C); $D_{дв} = 2460$ мм, $L = 3900$ мм, $M_{дв} = 4265$ кг.

Конструктивно подобен двигателю JT9D-59B/70B. Основное отличие модификации JT9D-7Q1 от -7Q состоит в том, что в нем увеличены температура газа и отбор воздуха для охлаждения турбины, что позволяет получить большую тягу, но при некотором ухудшении экономичности. Предназначен также для самолета Боинг 747. Серийный с конца 1978 г.

JT9D-7Q2. $R_{вз} = 25\,425$ кгс (до $t_n = 30^\circ\text{C}$); $R = 5650$ кгс (макс. крейс. режим при $H = 10,7$ км, $M_n = 0,85$, МСА +10 °C); $D_{дв} = 2460$ мм, $L = 3900$ мм. Получил сертификат ФАУ США в августе 1980 г. Предназначен для применения на самолетах новых модификаций Боинг В.747, Макдоннелл Дуглас DC-10 и Эрбас Индастри А.300.

П Р А Т Т - У И Т Н И

ТРДДФ

США

PW1120

Двухвальный ТРДДФ

$$\left. \begin{aligned} R &= 6055 \text{ кгс} \\ R^\Phi &= 9345 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 0,78 \text{ кг/кгс·ч} \end{aligned} \right\} \text{взлетный режим}$$
$$R_{\text{макс}}^\Phi = 11\,400 \text{ кгс при } H = 0, M_n = 0,9$$
$$R_{\text{макс}}^\Phi = 6715 \text{ кгс при } H = 11 \text{ км, } M_n = 1,6$$
$$G_v = 78 \text{ кг/с}$$
$$m = 0,155$$
$$\tau_z = 23 (?)$$
$$T_{\text{г}}^{\text{макс}} = 1648^\circ\text{K}$$
$$D_{вх} = 780 \text{ мм}$$
$$L_{дв} = 4320 \text{ мм}$$
$$M_{дв} = 1283 \text{ кг}$$
$$\gamma_{дв}^\Phi = 0,138 \text{ кг/кгс.}$$

Новый военный двигатель, разрабатываемый на основе ТРДДФ F100 с сохранением неизменной газогенераторной части. Степень унификации обоих двигателей составит ~60%. Цель разработки — создать двигатель, который будет прочнее и проще по конструкции, чем базовый ТРДДФ F100, и будет работать большую часть полета при более низких температурах газа.

После начала серийного производства фирма предполагает внести некоторые усовершенствования в газогенераторную часть и, в частности, в камеру сгорания и турбину компрессора.

Вентилятор — 3-ступенчатый, с рабочими лопатками малого удлинения.

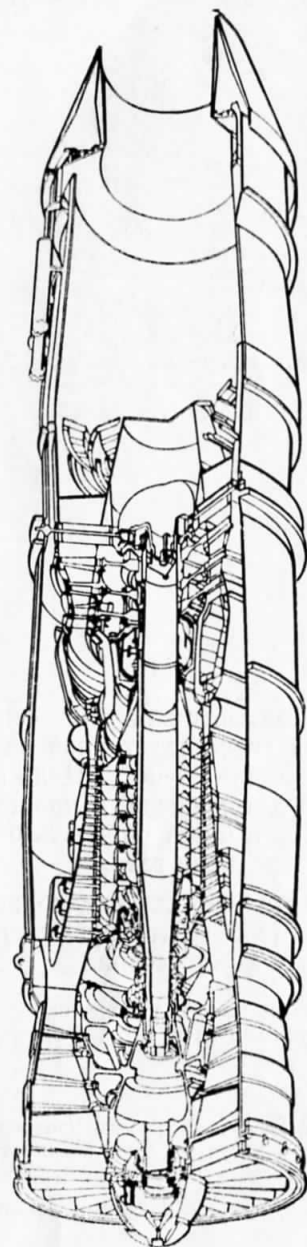
Компрессор — 10-ступенчатый, осевой, с регулируемым ВНА и НА первых двух ступеней.

Камера сгорания — кольцевая, малой длины.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая, с пониженным уровнем рабочей температуры при работе на большей части режимов эксплуатации двигателя.

Турбина вентилятора — одноступенчатая, неохлаждаемая с рабочими лопатками новой конструкции.

Форсажная камера — новая, упрощенной конструкции с более долговечным стабилизатором пламени и уменьшенными колебаниями горения при программном включении топливных коллекторов.



ТРДД PW 1120 с частично вырезанным корпусом.

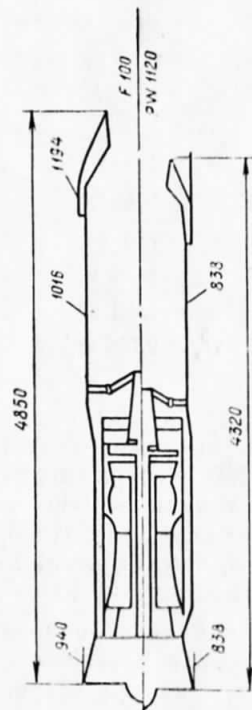
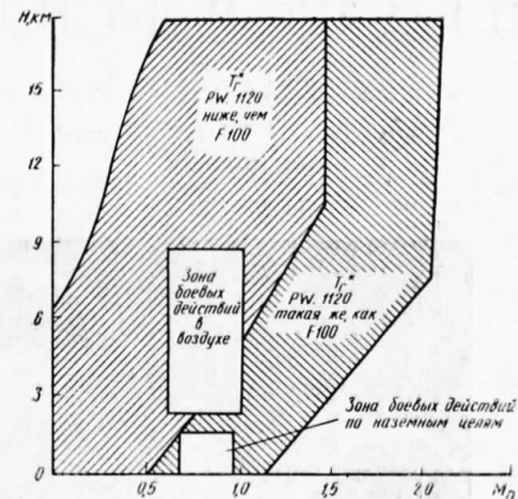


Схема ТРДДФ PW 1120 в сравнении с ТРДДФ F100.

Сравнение рабочих температур (T_r^*) двигателей PW 1120 и F100 в различных условиях полета.



Сопло — сверхзвуковое, регулируемое, многостворчатое с пневмоприводом.

Система управления — электронно-гидромеханическая, упрощенная, с гидромеханическим регулятором фирмы Бендикс.

Состояние развития — в разработке (на этапе проектирования). Разработка финансируется по линии НИОКР самой фирмой Пратт-Уитни, которая не исключает возможность привлечения еще одной фирмы-партнера.

Применение — одно- и двухдвигательные истребители следующего поколения, такие, как израильский самолет «Лави» и шведский JAS.

Этапы развития

1980 г. — начало разработки

1982 г. — испытания узлов.

1983 г. — летные испытания.

1985 г. — квалификационные испытания и начало серийного производства.

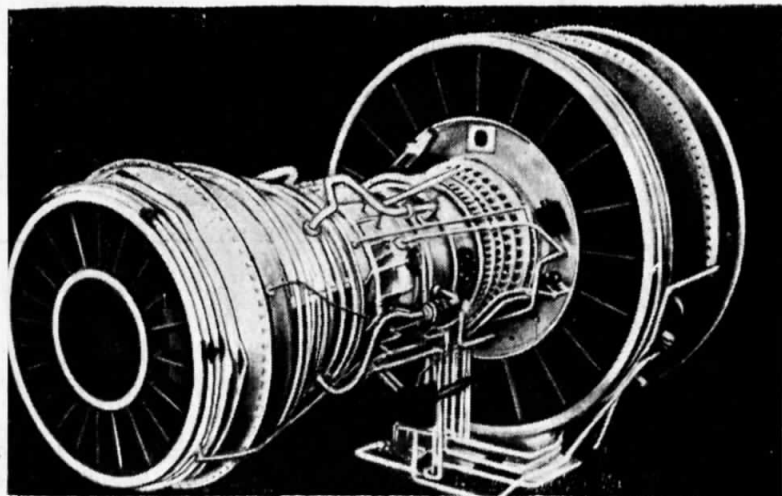
П Р А Т Т - У И Т Н И

ТРДД

США

PW 2037 (JT10D-236)

Двухвальный ТРДД блочной конструкции



$R = 16\,780$ кгс	} взлетный режим при $H = 0, M_n = 0, MCA$
$C_{уд} = 0,32$ кг/кгс·ч	
$G_B = 541$ кг/с	
$R = 3010$ кгс	} крейсерский режим при $H = 10,7$ км, $M_n = 0,8$
$C_{уд} = 0,563^1$ кг/кгс·ч	
$m = 5,8$	
$\tau_z = 30$	
$D_B = 1994$ мм	
$D_{дв} = 2110$ мм	
$L_{дв} = 3450$ мм	
$M_{дв} = 3028$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,18$ кг/кгс.	

¹ По-видимому, для идеального сопла

Разработка двигателя ведется совместно с фирмами MTU (ФРГ) и ФИАТ (Италия) с применением конструктивно-технологических решений, широкое внедрение которых в практику двигателестроения ожидается в 1982—1983 гг. (усовершенствованные широкохордные лопатки вентилятора; диски компрессора, изготовленные из порошковых материалов методом горячего изостатического прессования; неметаллические истираемые уплотнения; управление радиальными зазорами в компрессоре и турбине; теплозащитные покрытия на сопловых лопатках турбины; монокристаллические рабочие лопатки турбины; электронная система управления).

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА. Рабочие лопатки с противовибрационными полками.

Замена лопаток может производиться без снятия рабочего колеса.

Компрессор н. д. — 4-ступенчатый, установлен на одном валу с вентилятором.

Компрессор в. д. — 12-ступенчатый с поворотными лопатками НА первых пяти ступеней. В ступенях с 6-й по 12-ю применяется управление радиальными зазорами.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, охлаждаемая. В обеих ступенях применено управление радиальными зазорами.

Турбина вентилятора — 5-ступенчатая. Во всех ступенях применено управление радиальными зазорами.

Система управления — электронная.

Обслуживание. Двигатель имеет блочную конструкцию. По сравнению с ТРДД JT9D у него меньше число деталей; в частности, число лопаток турбины в. д. уменьшено на 57%, а число лопаток компрессора — на 29%.

Состояние развития — на стадии проектирования и стендовой отработки элементов двигателя. Предполагается изготовить один демонстрационный и 13 опытных двигателей для доводки. Объем стендовых и летных испытаний двигателя составит 5000 ч до его сертификации и еще 5000 ч до ввода в эксплуатацию на самолете B.757.

Фирма Пратт-Уитни ответственна за разработку вентилятора, компрессора н. д. и всего каскада в. д. (85% всего объема работ), фирма MTU — за разработку турбины н. д. и части выпускной системы (11%) и фирма ФИАТ — за разработку коробки приводов агрегатов и за агрегаты внешней обвязки (4%). Фирма MTU примет участие в доводочных испытаниях.

Стоимость. Стоимость разработки, включая этап сертификации двигателя, оценивается в 500 млн. долл.

Применение. Двухдвигательный пассажирский самолет B.757. Предлагается также для пассажирского самолета DC-XX, над проектом которого работает фирма Макдоннелл Дуглас.

Этапы развития

1971 г. Начало работ над проектом ТРДД JT10D.

Декабрь 1979 г. Начало разработки ТРДД PW 2037 (JT10D-236).

Середина 1980 г. Окончание исследований, выбор размерности двигателя и его проектирование.

Начало 1981 г. Стендовые испытания демонстрационного двигателя.

Конец 1981 г. Начало стендовых испытаний доводочных двигателей.

1982 г. Летные испытания двигателя.

Декабрь 1983 г. Сертификация двигателя ФАУ США.

1984 г. Ввод в эксплуатацию.

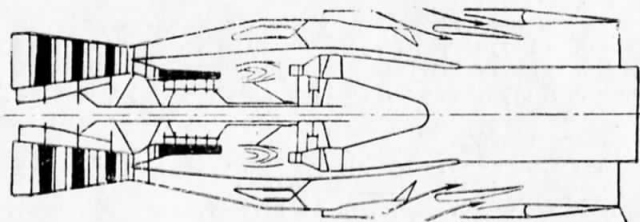
Модификации. Предполагается создать семейство ТРДД PW 2000 тягой в пределах от 11 300 до 18 150 кгс.

PW 2025 (JT10D-226). $R_{вз} = 11\,340$ кгс, $D_B = 1700$ мм, $z_{т.в} = 4$.

П Р А Т Т - У И Т Н И

VSCE-502B

Двухвальный ТРДДФ изменяемого рабочего процесса (ДИРП) с регулированием газовых потоков в узлах проточной части



$R = 30\,000$ кгс (взлетный режим при $M_n=0$)

$G_B = 405$ кг/с (приведенный)

$m = 1,3$

$\pi_z = 20$

$\pi_B = 3,3$

$T_{г.макс} = 1813$ °К

$T^Ф = 1548$ °К (в наружном контуре)

$D_{ди} = 2230$ мм

$L = 6700$ мм (с соплом)

$M_{дв} = 6000-6200$ кг (с соплом и реверсивным устройством)

Разрабатывается в соответствии с программой NASA по исследованию СПС-II (SCAR¹). Экономичность двигателя в сверхзвуковом полете близка к экономичности одноконтурного двигателя благодаря раскрутке ротора каскада в. д. и возможности снижения степени двухконтурности².

¹ Supersonic Cruise Aircraft Research.

² Удельный расход топлива в дозвуковом полете меньше, чем у ТРД, на 20%, так как ДИРП работает при этом как обычный ТРДД.

ТРДДФ

США

По сравнению с одноконтурными двигателями 1-го поколения для СПС масса двигателя уменьшена на 25%. Это достигается использованием более легких и совершенных узлов, а также тем, что основной поток воздуха проходит через наружный контур, что позволяет уменьшить размеры и массу газогенератора.

Воздухозаборник — сверхзвуковой. Разработано новое противосрывное устройство воздухозаборника, устраняющее условия незапуска воздухозаборника и обеспечивающее его быстрое действие и меньшие потери, чем предыдущие конструкции. В воздухозаборнике предусмотрены клапаны перепуска воздуха в случае, если скачок давления перемещается слишком далеко вверх по потоку. Благодаря этому существенно расширился диапазон устойчивой работы воздухозаборника.

Вентилятор — 3-ступенчатый. НА с поворотными лопатками.

Компрессор — 7-ступенчатый, с регулируемыми НА всех ступеней.

Камеры сгорания — расположены во внутреннем и наружном контурах. Система подачи топлива в обе камеры двухкаскадная. Управляемый с помощью РУД распределитель топлива обеспечивает равномерное горение и пониженное выделение загрязняющих веществ.

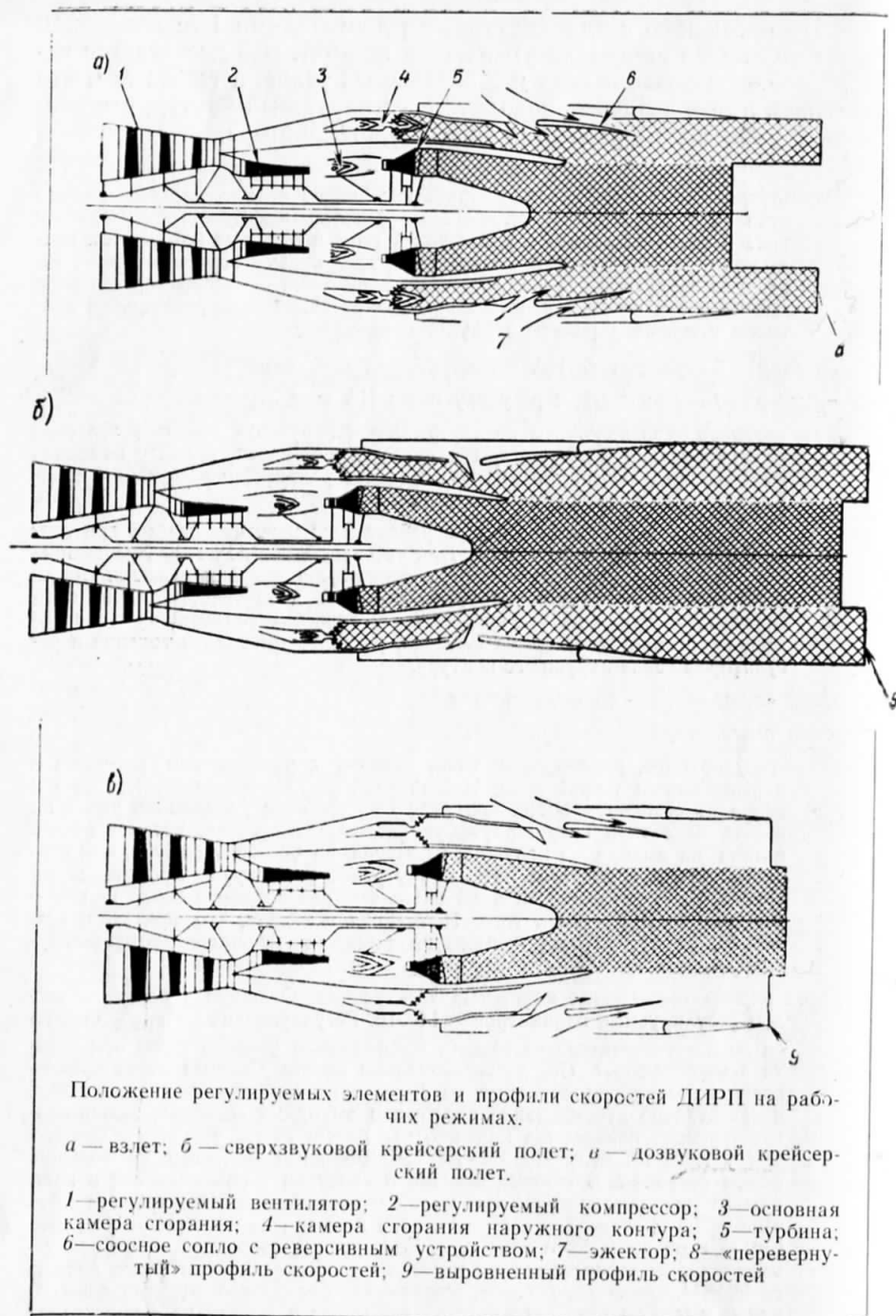
Камера в наружном контуре работает на режимах взлета, при разгоне и в сверхзвуковом полете. При сверхзвуковом полете осуществляется частичное форсирование тяги с целью выравнивания профиля скоростей истечения газа в обоих соосных соплах. Устойчивость как на форсированных, так и на нефорсированных режимах поддерживается с помощью сигнализатора срыва пламени, регулятором подачи топлива и регулятором сопла наружного контура.

Турбина компрессора — одноступенчатая.

Турбина вентилятора — одноступенчатая.

Сопло — регулируемое, эжекторного типа, соосное, с раздельными потоками и с реверсивным устройством. Независимое регулирование температуры и скорости потоков в обоих контурах обеспечивает уменьшение шума на взлете благодаря «перевернутому» профилю скоростей, когда скорость потока на выходе из наружного контура на 60—70% больше, чем скорость более холодного потока внутреннего контура. Уровень шума такого сопла примерно на 8 дБ ниже, чем для обычного сопла при одинаковых расходах газа и тяге. Испытания показали, что при этом, возможно, не потребуется применения тяжелого механического шумоглушителя.

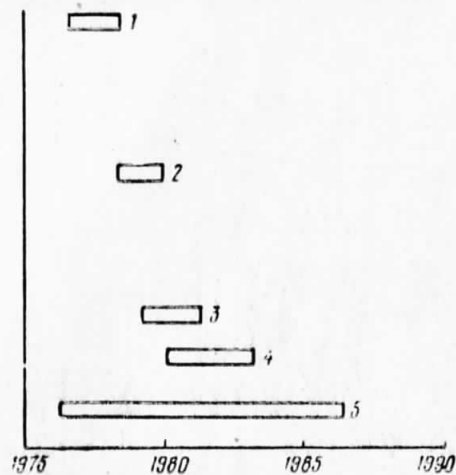
Система управления — новая полностью электронная. Отличается большим числом регулируемых параметров — 14—16. Регулирование по $\alpha_{РУД}$ строится по двум характерным точкам: минимальный уровень шума при взлете и минимальный $C_{уд}$ в сверхзвуковом полете. Система имеет процессоры и память, выполненные по более надежной двухканальной схеме, и селективное дублирование входных и выходных сигналов, также способствующее повышению надежности. Время счета у системы меньше, чем у системы, применяемой на ТРДДФ F100, несмотря на больший объем операций. В системе имеется 5 контуров с компенсацией в каждом из них, устраняющей опасность взаимовлияний. Электронная часть выполнена в виде одного герметичного блока, устанавливаемого на двигателе и охлаждаемого топливом. Конструкция крепления блока предусматривает демпфирование вибрации. Основным элементом блока является ЭЦВМ, специально спроектированная для данной мультипроцессорной схемы. Конструктивно каждый процессор выполнен на 4 кристаллах



по 4 разряда, соединенных параллельно, что позволяет работать с 16-разрядными словами. Объем памяти составляет 12 000 слов. На выполнение одной операции полного расчета затрачивается 0,015 с. Для системы управления двигателем данного типа характерно большое число разнотипных датчиков: 10 датчиков положения на линиях обратной связи, 5 датчиков давления, 2 датчика частоты вращения, 3 датчика температуры и датчики команд. С целью унификации цепей и создания условий для работы с разделением времени сигналы датчиков частоты вращения, давления и положения сведены к двум типам: частотные и фазовые. Для повышения эффективности охлаждения циркулирующим топливом монтажная плата непосредственно контактирует с холодной стенкой, омываемой топливом. Габаритные размеры электронного блока — $300 \times 360 \times 150$ мм, масса — 14 кг.

Материалы. Программой SCAR предусматривалась разработка лопаток вентилятора из боралюминиевого сплава, предназначенных для работы при повышенных температурах. Масса таких лопаток будет на 35% меньше по сравнению с титановыми. Вместе со снижением массы диска и других элементов это дает снижение взлетной массы СПС на 3,5%. Исследовались возможности создания сплавов с упрочняющими волокнами из карбида кремния для снижения массы выпускной системы (сопло — шумоглушитель — реверсивное устройство). Использование композиционных материалов меньшей плотности должно уменьшить массу этой системы на 15—30%, а взлетную массу самолета еще на 2,5—5%. Дополнительное снижение массы может быть получено благодаря более высоким механическим свойствам таких композиционных материалов. Эксперименты показали необходимость использования защитных вольфрамовых пленок между волокнами SiC и основой сплава для предотвращения их химического взаимодействия при повышенных температурах.

Эксплуатационные данные. Фирма Пратт-Уитни провела исследования способов глушения шума реактивной струи. Были испытаны модели сопел диаметром от 13 до 15 см (в масштабе 1 : 10) и установлено, что соосные сопла могут снизить шум на 8 дБ, если скорость и температура потока наружного контура выше, чем внутреннего, при коэффициенте скорости сопла 0,98 ($M=0,3$). Дополнительное снижение уровня шума на такую же величину наблюдалось при использовании 44-трубчатого шумоглушителя (см. рис. на с. 78) и акустической обработке эжектора. Результаты исследований, приведенные к натурным условиям, показаны на рис. на с. 78. Для двигателей СПС предполагается ограничение выброса CO , C_xH_x и NO_x в районе аэропорта. При взлете камера сгорания наружного контура выделяет больше CO и C_xH_x , чем основная камера. Создание камеры сгорания со сниженными уровнями выброса вредных веществ потребует таких мероприятий, как организация ступенчатого горения и применение камеры с изменяемыми геометрическими параметрами.



Программа разработки ДИРП
фирмой Пратт-Уитни.

1—испытание малоразмерных моделей наиболее важных узлов (камеры сгорания внутреннего и наружного контуров с низким уровнем выделения загрязняющих веществ, сопное сопло); 2—испытания полноразмерных камер сгорания и сопного сопла; 3—испытания узлов демонстрационного двигателя; 4—испытания демонстрационного двигателя; 5—исследование взаимодействия и согласования двигателя и планера.

1984 г. Предположительная дата принятия решения об изготовлении демонстрационного двигателя.

1988 г. Предположительная дата постройки демонстрационного двигателя.

1995 г. Примерный срок применения двигателя на СПС.

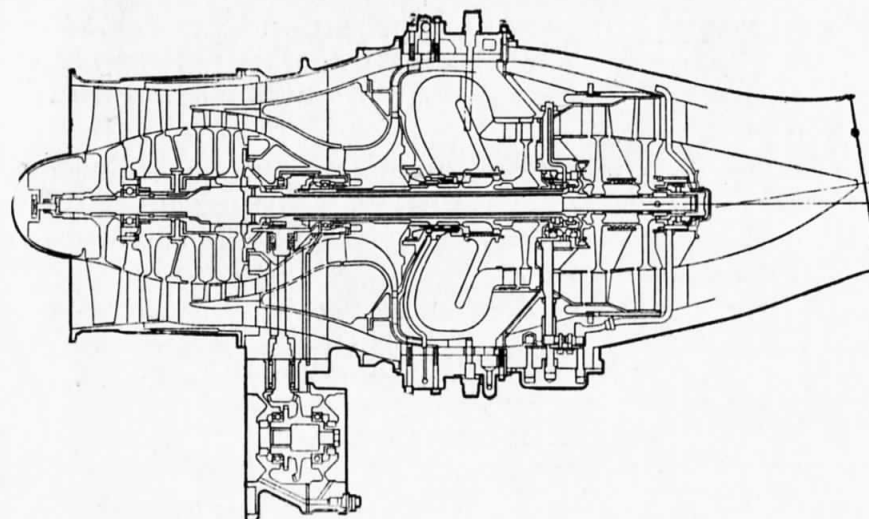
УИЛЬЯМС РИСЕРЧ

ТРДД

США

F107-WR-100

Двухвальный ТРДД со смешением потоков в сопле и противоположным вращением роторов



$R = 272-288$ кгс
 $C_{уд} = 0,7$ кг/кгс·ч
 $m = 1,03$
 $\pi_{\Sigma} = 13,8$
 $T_r = 1280$ °K

взлетный режим (данные предполетных испытаний)

$D_{дв} = 305$ мм
 $L_{дв} = 772-815$ мм
 $M_{дв} = 55-59$ кг
 $\gamma_{дв} = 0,19-0,215$ кг/кгс

Конструкция двигателя описана в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978. Ниже приводятся дополнительные сведения по состоянию в работе и модификациям этого двигателя.

Состояние развития. Заказана серия.

Применение. Предназначен для крылатых ракет.

Модификации:

F107-WR-101 тягой в классе 270 кгс. Предназначен для запускаемой с самолета крылатой ракеты Боинг ВВС США AGM-86B.

F107-WR-102 тягой в классе 272 кгс. Предназначен для запускаемой с самолета крылатой ракеты Джеренал Дайнемикс AGM-109 «Томагавк».

F107-WR-400 тягой в классе 272 кгс, $L_{дв} = 937$ мм, $M_{дв} = 61,7$ кг. Отличается от ТРДД F107-WR-100 расположением вспомогательных агрегатов (сверху), нижним расположением воздухозаборника и конструкцией выпускной трубы. Устанавливается на крылатую ракету Джеренал Дайнемикс SLCM «Томагавк» (ВМС США), а также предназначен для крылатой ракеты, запускаемой с наземной установки.

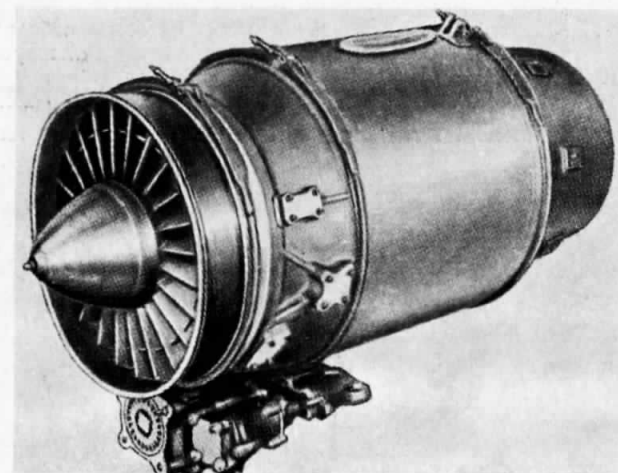
F107-14A с улучшенной первой ступенью вентилятора и с новой турбиной вентилятора. Ведется разработка в расчете на достижение эксплуатационной готовности в 1987 г. Предназначается для крылатых ракет.

F107-14B с более высокой степенью двухконтурности и с турбиной, имеющей охлаждаемые рабочие лопатки. Ведется разработка в расчете на достижение эксплуатационной готовности в 1987 г. Предназначается для крылатых ракет.

УИЛЬЯМС РИСЕРЧ

ТРДД
США

WR 44-800



Данные ТРДД WR 19-3 и WR 44-800

Параметры	WR 19-3	WR 44-800
R , кгс	258	363
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	0,65	—
m	1	3
π_2	12	> 12
D , мм	305	400 — 406
L , мм	787	910 — 915 ¹
$M_{дв}$, кг	64 ²	86 ³
$\gamma_{дв}$, кг/кгс	0,25 ²	0,24 ³

¹ Без части сопла.

² Со стартером-генератором.

³ Без стартера-генератора.

Двигатель WR 44-800 является вариантом ТРДД WR 19-3 с большей взлетной тягой и большей степенью двухконтурности (см. таблицу основных данных).

Состояние развития. Заказана серия. Имеется соглашение о поставке двигателей в течение трех лет. В первый год гарантируется поставка 225 двигателей (из которых 25 запасных) и во второй год — 460 двигателей (из них 600 запасных).

Применение. Предназначается для двухдвигательного служебного самолета «Фоксджет» ST-600. Сертификация самолета была запланирована на конец 1980 г.

Модификации. Рассматривается вопрос о разработке модификации ТРДД WR 44-800 взлетной тягой 544 кгс, а затем модификации тягой 635 кгс.

ЛУКАС АЭРОСПЕЙС

ТРДД
АНГЛИЯ

Одновальный двухконтурный двигатель

$R_{вз} = 330$ кгс	$L = 1067$ мм
$C_{уд} = 0,84$ кг/кгс·ч	$M_{дв} = 57$ кг
$D = 356$ мм	$\gamma_{дв} = 0,17$ кг/кгс

Разрабатывается на базе газогенераторной части демонстрационного двигателя GG 220 второго поколения фирмы Лукас по заказу министерства обороны Англии для ДПЛА (обозначения не имеет).

Вентилятор — 2-ступенчатый.

Компрессор — комбинированный — 2-ступенчатый осевой и одноступенчатый центробежный.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — одноступенчатая.

Состояние развития — в разработке. Предусмотрено выпустить вместе с ТРД Лукас СТ.3201 (с. 187) 3000 двигателей.

Применение. Предназначен для дистанционно управляемых летательных аппаратов.

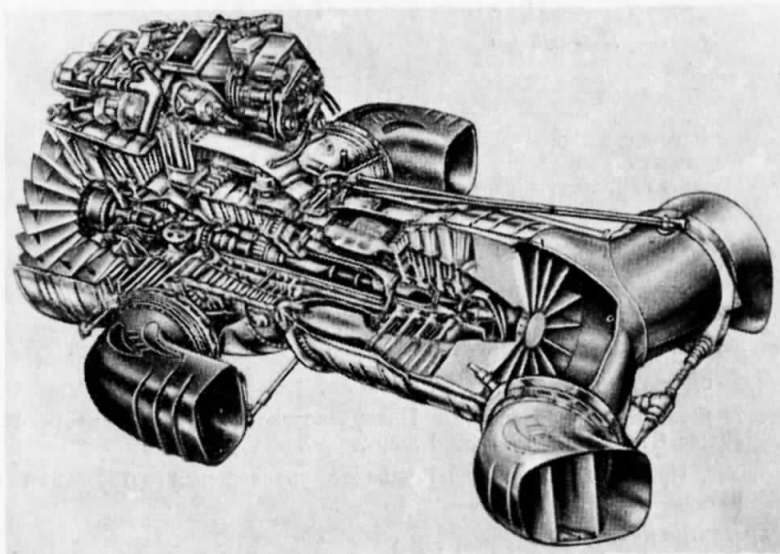
Этапы развития двигателя

1979 г. Объявлено о начале разработки двигателя.

1980 г. Продолжались проектно-конструкторские работы по созданию двигателя.

„ПЕГАС“ 11-35

Двухвальный подъемно-маршевый ТРДД
с поворотными соплами



Общий вид ТРДД «Пегас» 11-35 с частично вырезанным корпусом.

$$R_{в.ж} = 11\,340 \text{ кгс}$$

$$G_{в} = 205 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{в} = 2,9$$

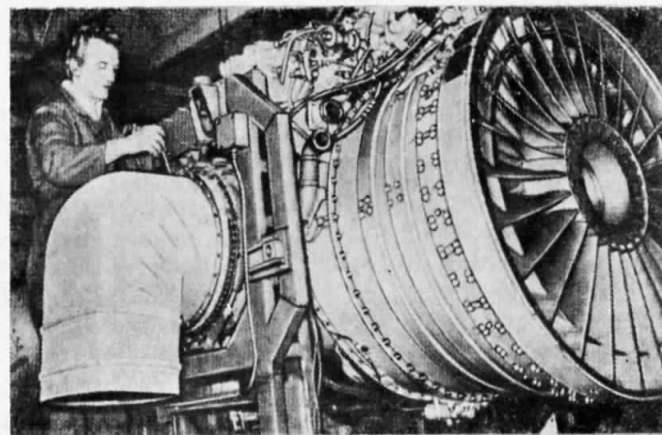
$$M_{дв} \approx 1460 \text{ кг}$$

Улучшенная модификация ТРДД «Пегас» 11-03 («Пегас» 11 Mk.103)¹ и 11-04 (Mk.104).

Решение о создании ТРДД «Пегас» 11-35 было обусловлено началом разработки в Англии и США улучшенных вариантов самолета «Хэрриер» и созданием в США самолетов AV-8B, а в Англии — «Супер Хэрриер». ТРДД «Пегас» 11-35 будет эксплуатироваться при несколько меньших рабочих температурах, чем существующие серийные двигатели этого семейства.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 94—99.

При разработке более совершенных модификаций «Пегас» ставятся задачи: снятие эксплуатационных ограничений на двигатель; снижение нагрузки на пилота по управлению силовой установкой; повышение тактико-технических данных самолета (типа «Хэрриер»); сохранение запасов по характеристикам двигателя; повышение надежности; улучшение обслуживаемости и материально-технического обеспечения.



Усовершенствованный ТРДД «Пегас» на испытательном стенде.

Воздухозаборник — переконструирован в соответствии с увеличением расхода воздуха. Улучшенный воздухозаборник сохраняет короткий воздушный канал и систему отсоса пограничного слоя.

Вентилятор — 3-ступенчатый улучшенной конструкции; он рассчитан на увеличенные по сравнению с исходным ТРДД «Пегас» 11-03 расход воздуха (на 4,5%) и степень повышения давления при неизменном диаметре корпуса двигателя, что достигается применением рабочих и направляющих лопаток измененной конструкции и увеличением на 6% частоты вращения ротора каскада и. д.

Компрессор — 8-ступенчатый, модифицированный с улучшенной проточной частью и увеличенным π_k , что обеспечивает увеличение тяги на 90 кгс. Направляющие лопатки выполнены из сплава нимоник 90.

Камера сгорания — кольцевая; увеличен срок службы. Имеется система впрыска воды.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая; усовершенствована система охлаждения рабочих лопаток первой ступени. Рабочие лопатки турбины имеют бандажные полки. Радиальные зазоры уменьшены с целью снижения потерь тяги, что дает выигрыш в тяге 45 кгс.

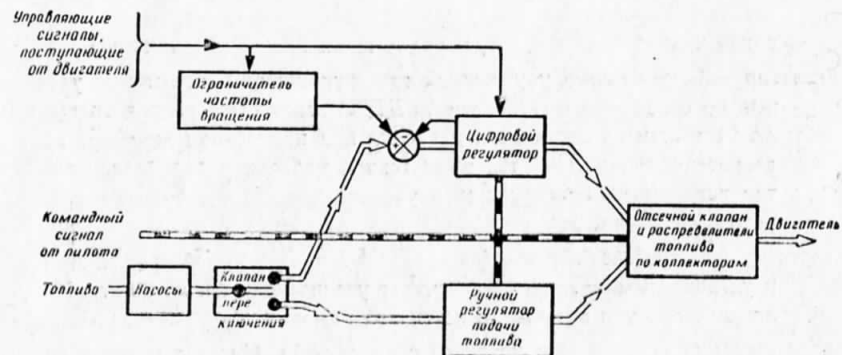
Турбина вентилятора — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки вместо проволочного бандажа имеют концевые бандажные полки. Полочное бандажирование хотя и усложнит отливку лопаток, но позволит существенно снизить потери путем более качественного уплотнения газового канала и, по данным фирмы, позволит увеличить тягу на 125 кгс.

Промежуточный корпус (за турбиной) — измененной формы, будет изготавливаться не из титанового, а из алюминиевого сплава с целью увеличения его сопротивления коррозии от морской воды. Площадь проходного сечения в узкой части увеличена.

Реактивные сопла. Изменены площади сечения передних и задних сопел в связи с увеличением расхода воздуха, что в сочетании с повышением эффективности других элементов двигателя обеспечило снижение температуры газа перед турбиной на 40 °К по сравнению с исходным двигателем «Пегас» 11-03. Передние поворотные сопла усовершенствованной конструкции имеют прямоугольную форму без скоса в выходном сечении, что обеспечивает снижение потерь при повороте потока. Новая конструкция сопел формирует истечение газов в зону, ограниченную с трех сторон: крылом, фюзеляжем и длинным пилоном и, по данным фирмы, должна увеличить тягу на 90 кгс. Сопла выполнены из титанового сплава, что способствует снижению их массы на ~22,5 кг.

Коробка приводов улучшенной конструкции, служит для привода генератора и гидравлических насосов большей производительности¹, а также нового комплекса агрегатов.

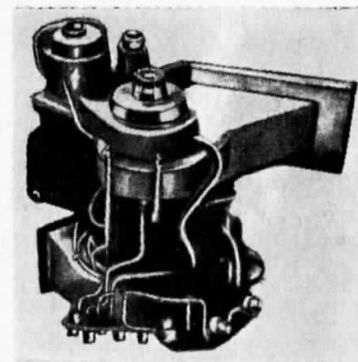
Система управления. Применена цифровая электронная система регулирования двигателя, разработанная объединением фирм Даути-Смит (DSIC) на базе микропроцессоров с увеличенным быстродействием. Применение этой системы обеспечивает: снижение массы на 40 кг; более высокую надежность; меньшую стоимость; лучшую чувствительность к перемещению РУД на всех этапах полета и более плавное регулирование при приёме-стопе двигателя.



Упрощенная схема возможного варианта цифровой системы регулирования ТРДД «Пегас» на самолете «Хэриер».

¹ Изменение введено на ТРДД «Пегас» Mk.104 с $R_{вз} = 9750$ кгс.

ТКСЭ фирмы Лукас.



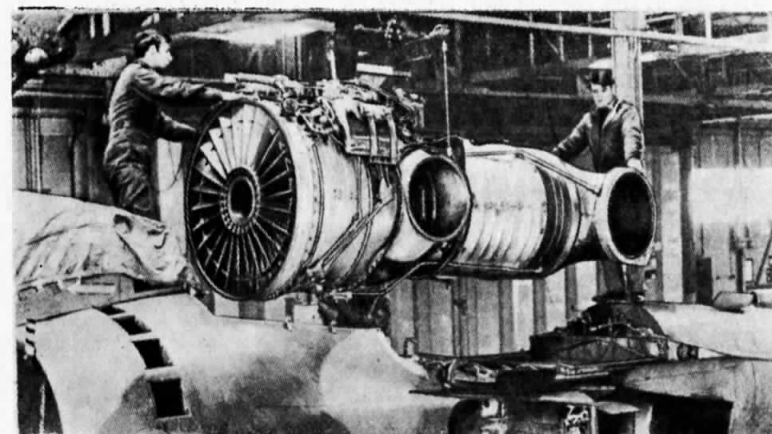
Пусковая система. Представляет собой объединенный агрегат — турбокомпрессорный стартер-энергоузел (ТКСЭ), в котором быстрое автоматическое переключение с режима работы стартера на режим ВСУ происходит без выключения двигателя.

Надежность двигателя «Пегас» 11-35 повысится в результате некоторого снижения рабочей температуры газа перед турбиной.

Ресурс. Расчетный межремонтный ресурс 1000 ч при промежуточном осмотре элементов горячей части через 500 ч.

Состояние развития. В доводке.

Первые испытания вентилятора новой конструкции проведены в июне 1979 г.



Установка ТРДД «Пегас» на стенд для испытания.

Применение. Предполагается установить на новый самолет «Хэрриер» Mk.5, который планируется создать на базе существующего самолета «Хэрриер». Предназначен также для американских боевых самолетов.

Модификации

«Пегас» 11-21A. $R^{в.ж} = 9750$ кгс, $M_{дв} = 1473$ кг. Предложен для американского самолета AV-8B. В США имеет обозначение F402-RR-405.

«Пегас» 11-21E. В статических условиях тяга двигателя будет на ~320 кгс больше, чем у базового двигателя. Конструктивно будет отличаться от ТРДД «Пегас» Mk.104 применением менее нагреваемых поворотных прямоугольных сопел новой конструкции, промежуточного корпуса измененной формы и рабочих лопаток турбины вентилятора с полочным банджом. Будет поставляться для самолетов «Хэрриер», соответствующих требованиям ВВС Англии ASR 409.

«Пегас» 11-21D — дальнейшее развитие семейства двигателей «Пегас» путем усовершенствования конструкции двигателя. В частности, применен впрыск воды в ступенчатый диффузор камеры сгорания, что будет способствовать улучшению условий охлаждения турбины. Сделан кольцевой канал для подвода охлаждающего воздуха в турбину в.д., что позволит увеличить эффективность охлаждения и срок службы данного узла без существенного изменения конструкции.

«Пегас» 11F-35. $R^{в.ж} = 10\,430 - 10\,760$ кгс, $M_{дв} = 1530$ кг для последующих вариантов самолетов «Хэрриер» и AV-8B. Двигатель снабжен вентилятором новой конструкции, что будет способствовать увеличению расхода воздуха на 4,25% и соответственно тяги на 910 кгс по сравнению с ТРДД «Пегас» 11-21. Межремонтный ресурс, заявленный фирмой, составит 1000 ч.

«Пегас» тягой 12 250 кгс. Фирмой предлагается новая модификация ТРДД «Пегас» 11-35, разработанная на основе прогрессивных технических решений при тех же габаритных размерах. Тяга этого ТРДД при том же расходе воздуха, но со степенью повышения давления в вентиляторе $\pi_v = 3$, будет равна 12 250 кгс.

Этапы развития двигателя «Пегас» 11-35

1977 г. В связи с созданием усовершенствованного палубного СВВП AV-8B фирма сообщила о работах по созданию более совершенной модификации ТРДД «Пегас» 11-35.

1978 г. Первый двигатель с поворотными соплами, обеспечивающими увеличение подъемной силы, в начале года установлен на стенд для испытаний. В сентябре фирме Макдоннелл Дуглас был поставлен третий двигатель для начала летных испытаний на самолете.

1979 г. Фирма приступила к работам по созданию демонстрационного двигателя, на базе которого будет создаваться ТРДДФ «Пегас» 11-33. В июне начаты испытания вентилятора новой конструкции.

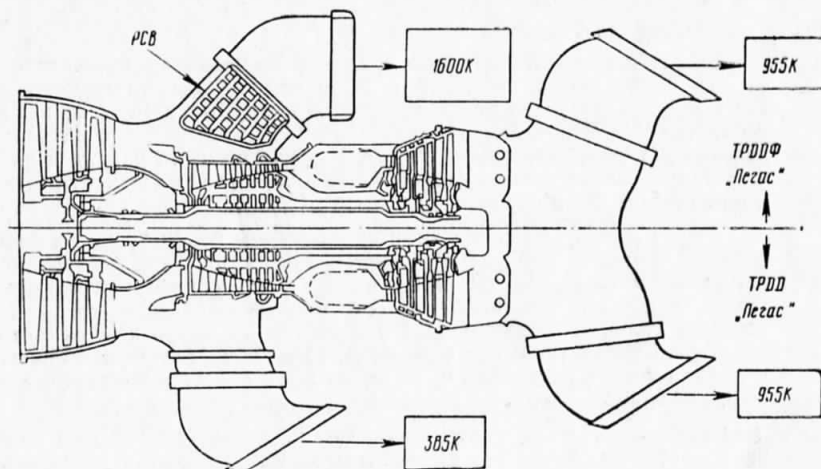
1980 г. Продолжалась доводка двигателя.

РОЛЛС-РОЙС

ТРДДФ
АНГЛИЯ

„ПЕГАС“ 11-33¹

Двухвальный подъемно-маршевый
ТРДДФ с форсированием тяги
в наружном контуре



Сравнительные схемы ТРДДФ «Пегас» 11-33 (вверху) и ТРДД «Пегас» 11-35.

PCB — Plenum Chamber Burning — система форсирования тяги в наружном контуре.

$$R^{\Phi} = 15\,425^2 \text{ кгс}$$

$$R = 11\,340 \text{ кгс}$$

$$\pi_v = 2,9$$

$$D_v = 1220 \text{ мм}$$

¹ Рассматривался также вопрос о создании промежуточного варианта этого двигателя — ТРДД «Пегас» 11-03 с системой форсирования в наружном контуре ($R = 9750$ кгс, $R^{\Phi} = 12\,250$ кгс).

² По расчетам фирмы Роллс-Ройс, в высотном полете при $M_n = 2$ форсирование в наружном контуре позволит увеличить тягу ТРДДФ «Пегас» вдвое.

Вентилятор и газогенераторная часть двигателя будут такие же, как у существующего ТРДД «Пегас».

По утверждению фирмы Роллс-Ройс, в случае применения в ТРДД «Пегас» форсирования тяги в наружном контуре увеличение массы силовой установки составляет менее 2%.

Вентилятор — 3-ступенчатый.

Компрессор — 8-ступенчатый.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая.

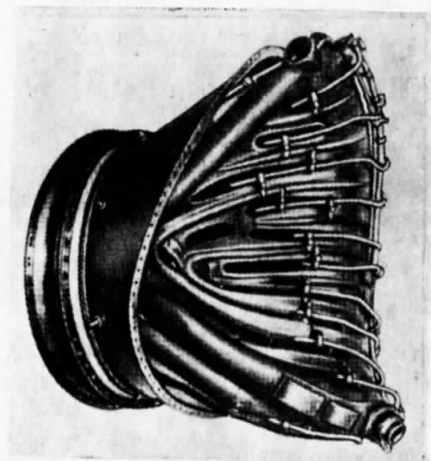
Турбина вентилятора — 2-ступенчатая.

Реактивные сопла — поворотные. В начале полета (при взлете) поток газов в соплах направляется вниз, затем (в горизонтальном полете) — назад, что позволяет получить более плавные характеристики горения, нежели в случае сопел, изогнутых под углом 90°. Выходное сечение передних сопел должно быть регулируемым, т. е. рассчитанным на работу с включенной и с выключенной системой форсирования тяги. Предпочтительно, чтобы сечение было круглым.

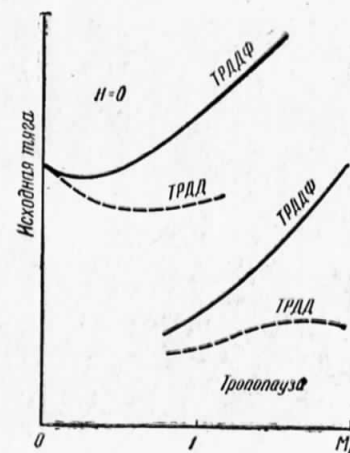
Фирма занималась в основном определением конфигурации и расположения передних сопел с целью исключения возможности рециркуляции истекающего из этих сопел горячего газа в воздухозаборник двигателя. После неудачных испытаний разного типа экранов-дефлекторов было найдено, что если геометрические оси реактивных струй передних сопел сходятся в одной точке под самолетом, то существенно уменьшается попадание горячего газа снова в двигатель и это является более эффективным, чем применение дефлекторов.

Система форсирования состоит из топливных форсунок и стабилизаторов пламени, образующих устройство щелевого типа. Расположена в двух разветвлениях канала наружного контура перед передними поворотными соплами и приспособлена к существующему ТРДД «Пегас» 11-03.

Включение форсажной камеры осуществляется плавно. Регулирование форсированной тяги, по данным фирмы, не представляет проблемы. Перегрева камеры при испытаниях не наблюдалось, поэтому время



Одна из форсажных камер щелевого типа (с системой форсунок и стабилизаторов пламени).

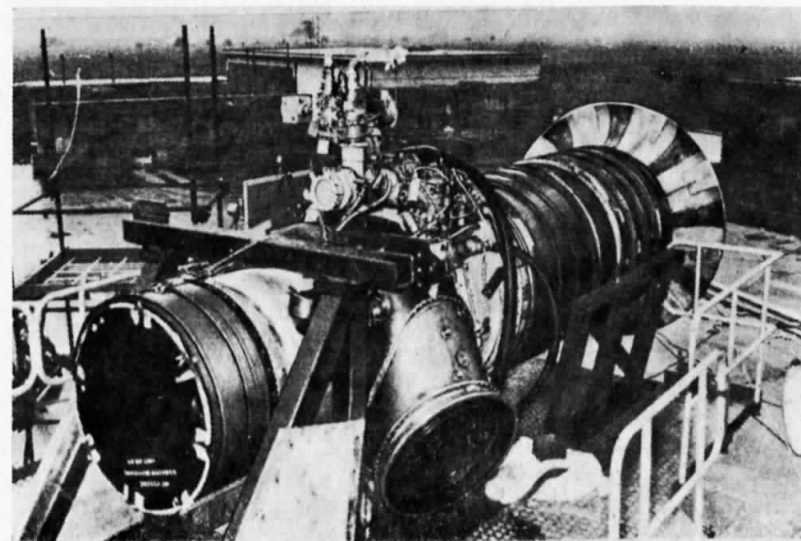


Влияние применения системы форсирования тяги в разных условиях полета. Сравниваются ТРДД и ТРДДФ с одинаковой взлетной тягой.

ее работы не ограничено. Из передних сопел газ истекает на нефорсированных режимах при $T=385^\circ\text{K}$, а на форсированном — при 1600°K .

Состояние развития. В разработке. Проводятся интенсивные испытания системы форсирования тяги на экспериментальном двигателе. Двигатель предположительно будет готов к 1989 г.

Применение. Предлагается для сверхзвукового самолета типа СВ/УВН.



ТРДД «Пегас» 2, установленный на испытательном стенде. Передние сопла расположены с некоторым наклоном вниз и назад.



Испытания ТРДД «Пегас» 2 с системой форсирования тяги на открытом стенде.

Этапы развития

1978 г. Фирма возобновила работы по созданию модификации двигателя «Пегас» с форсированием тяги в наружном контуре. Работы по этой системе велись в конце 1960-х — начале 1970-х гг. Нарботка ее в стендовых испытаниях достигла ~350 ч при температуре до ~1450 °K; получено 35%-ное увеличение тяги при форсировании.

1979 г. Начаты стендовые испытания ТРДД «Пегас» 11 с системой форсирования в каналах наружного контура по ограниченной программе.

1980 г. Проводились испытания на открытом стенде модифицированного двигателя «Пегас» 2 с системой форсирования, оставшейся после испытаний в 1960-х гг. Двигатель наработал на стенде 36 ч, из которых 15 ч с включенной системой форсирования. Достигнута $T_{ф} = 1423$ °K; увеличение тяги передних сопел при форсировании составило 100% и к. п. д. ф. к. — 90%. Была получена устойчивая работа системы форсирования при неравномерности потока на входе. Проверялась возможность быстрого повторного включения в случае заглохания в крейсерском полете одной из форсажных камер от работающей второй камеры («перекрестное включение»). Проводились испытания по проверке устойчивости работы системы форсирования в наружном контуре при впрыске в него большого количества дождевой воды, а также испытания с целью исследования проблемы шума и боевой живучести двигателя. Намечено начать испытания этого двигателя на высотной установке.

РОЛЛС-РОЙС

„ПЕГАС“ С ТРЕМЯ СОПЛАМИ

ТРДДФ
АНГЛИЯ

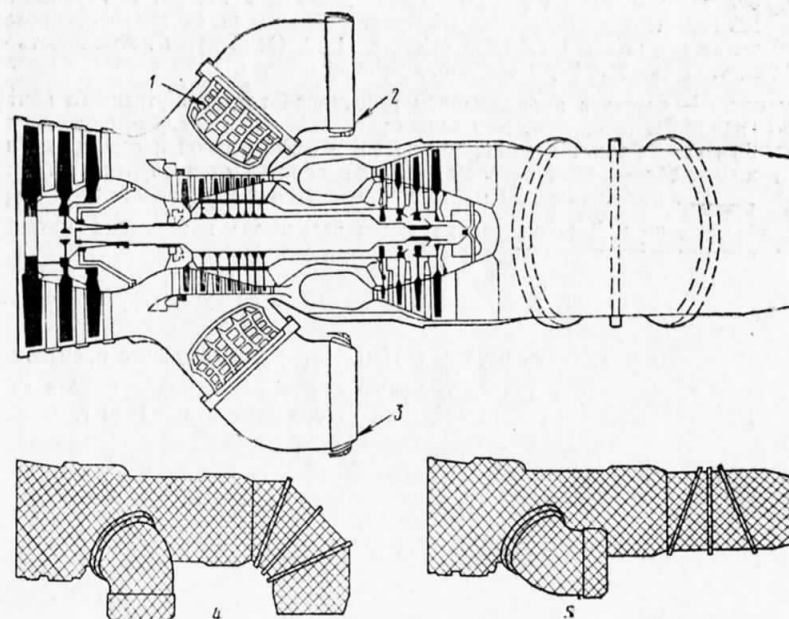


Схема ТРДДФ «Пегас» с тремя поворотными соплами.

1—система форсирования в разветвлениях канала наружного контура; 2—при работающей системе форсирования сопла открыты; 3—при выключенной системе форсирования сопла прикрыты; 4—положение сопел при взлете; 5—положение сопел в горизонтальном полете.

$$\left. \begin{aligned} R &= 12\,250 \text{ кгс} \\ R^{\Phi} &= 18\,145\text{—}18\,200 \text{ кгс} \\ \pi_{\text{в}} &= 3,0 \\ D_{\text{в}} &= 1220 \text{ мм} \end{aligned} \right\} \text{взлетный режим}$$

Вариант двигателя «Пегас», намечаемый к разработке на базе ТРДДФ «Пегас» 11-33 и отличающийся от него наличием трех поворотных сопел: двух передних и одного заднего сопла увеличенного диаметра.

Конструкция такого двигателя, как утверждает фирма, легче согласуется с планером современного боевого самолета и позволяет лучше использовать тягу с отклоняемым вектором для управления маневрированием самолета.

Передние сопла. Два поворотных сопла наружного контура, выполненных по типу реактивного регулируемого сопла двигателя Роллс-Ройс/Турбо-Унион RB.199. Перед этими соплами будет установлена система форсирования такая же, как и в ТРДДФ «Пегас» 11-33. Отмечается возможность осуществления дифференциального поворота сопел.

Заднее сопло — является продолжением реактивной трубы внутреннего контура. Перед ним предполагается также установить систему форсирования тяги. При взлете сопло отклоняется на 90° в вертикальной плоскости во избежание образования боковой тяги и поворачивается обратно в горизонтальное положение при маршевом и сверхзвуковом полетах.

Система управления. Дополнительная масса вследствие применения механизма отклонения вектора тяги и обеспечения устойчивости самолета при вертикальном полете для двигателя, выполненного по трехсопловой схеме, составит ~ 150 кг, т. е. столько же, сколько на существующем самолете «Хэрниер».

Состояние развития. В стадии изучения. Намечается для серийного производства.

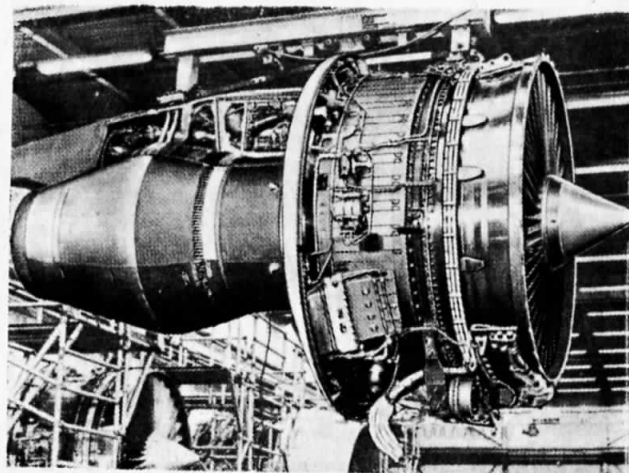
Применение. Предназначен для сверхзвуковых военных самолетов типа СВВП. Предположительная дата создания такого самолета — 1990 г.

РОЛЛС-РОЙС

ТРДД
АНГЛИЯ

RB.211-524B

Трехвальный ТРДД



Общий вид ТРДД RB.211-524B3.

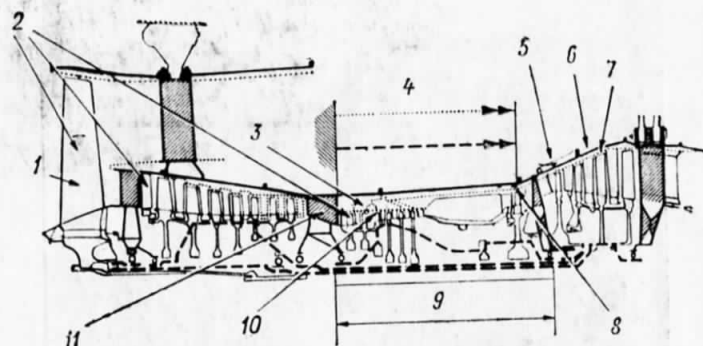
Данные ТРДД RB.211-524B

$R = 22\,680^1$ кгс $C_{уд} = 0,36$ кг/кгс·ч $\dot{G}_n = 625$ кг/с $m = 4,4$ $\pi_y = 29$ $T_{г. макс} = 1550$ °К (в жаркий день)	$\left. \begin{array}{l} \\ \\ \\ \\ \\ \end{array} \right\}$	взлетный режим при $H=0, M_n=0$
$R = 5370$ кгс, максимальный режим набора высоты при $H = 10,7$ км, $M_n = 0,85$		
$R = 4975^2$ кгс $C_{уд} = 0,657$ кг/кгс·ч $\dot{G}_n \approx 290$ кг/с $\pi_y = 29,2$ $m = 4,4$ $T_{г} = 1370$ °К	$\left. \begin{array}{l} \\ \\ \\ \\ \\ \end{array} \right\}$	максимальный крейсерский режим при $H = 10,7$ км, $M_n = 0,85$
$D_{вх} = 2170$ мм $L = 3039$ мм		$M_{дв} = 4475$ кгс $\gamma_{дв} = 0,196$ кг/кгс

¹ Для установленного двигателя $R = 22\,300$ кгс.

² Для установленного двигателя $R = 4830$ кгс, $C_{уд} = 0,68$ кг/кгс·ч.

В данном издании справочника приведены дополнительные сведения о конструкции ТРДД RB.211-524В¹, результатах его эксплуатации, новых модификациях и дальнейшем совершенствовании двигателя.



Особенности конструкции ТРДД RB.211-524.

1—малый $\bar{d}$ и малое удлинение рабочих лопаток вентилятора; 2—оптимальная частота вращения валов компрессоров; 3—усиленный корпус; 4—согласованное перемещение в осевом направлении при тепловой деформации; 5—охлаждаемый воздухом корпус; 6—тепловая изоляция; 7—уплотнение у концов рабочих лопаток турбины; 8—кольцо, регулирующее радиальные зазоры; 9—короткий жесткий ротор каскада в.д.; 10—согласование радиального перемещения; 11—переходный канал между каскадами с.д. и в.д., рассчитанный на малое число М потока.

Вентилятор — одноступенчатый, усовершенствованной конструкции с улучшенными аэродинамическими характеристиками. Рабочие лопатки сплошные, кованные из титанового сплава.

Положение рабочего колеса вентилятора по отношению к оси вала выбрано таким, чтобы попавшие на вход в двигатель посторонние предметы отбрасывались под действием центробежных сил в нижнюю часть канала наружного контура и не попадали в канал внутреннего контура, что существенно снижает повреждения рабочих лопаток компрессора даже в неблагоприятных условиях работы.

Удерживающее кольцо, выполненное из кевлара, расположено в стенке корпуса над рабочим колесом. Особенность его конструкции такова, что оно предотвращает выброс вперед обломков рабочих лопаток. Для уменьшения радиального зазора между концами лопаток и удерживающим кольцом применено уплотнение из истираемого материала. При минимальном дисбалансе ротор может безопасно вращаться, не вызывая значительных нагрузок на опоры. Передний обтекатель остроконечной формы изготавливается из композиционного материала. Он выполнен из двух слоев углеволокна, между которыми помещена сотовая конструк-

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 102—107.

Удерживающее кольцо с поврежденным кевларовым покрытием.

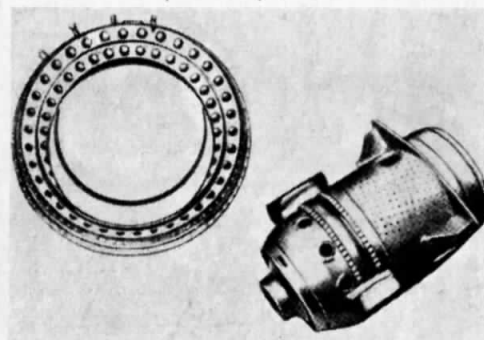


ция из алюминиевого сплава. Свойства такого обтекателя сбрасывать лед позволили отказаться от противобледенительной системы.

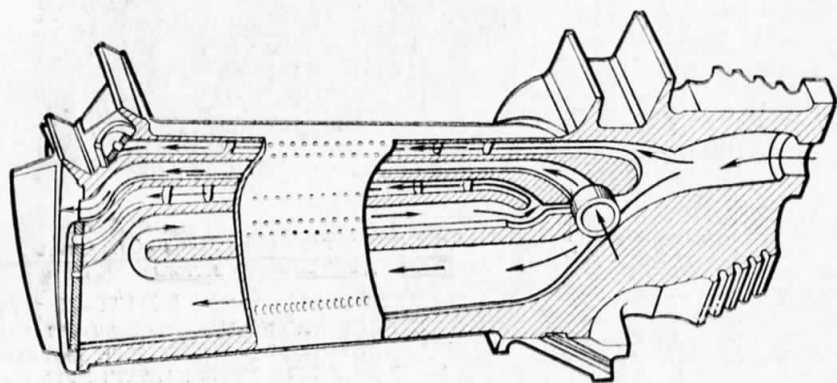
Компрессор с.д. — 7-ступенчатый. В двигателе модификации RB.211-524B3 регулирование лопаток НА первой ступени осуществляется по величине давления не во внешнем, а во внутреннем контуре. Теперь датчик давления находится в более безопасном месте в смысле повреждаемости посторонними предметами.

Компрессор в.д. — 6-ступенчатый с улучшенной аэродинамической характеристикой, что достигнуто снижением потерь на рабочих лопатках, улучшением согласования тепловой деформации лопаток в радиальном и осевом направлении с деформацией корпусов, а также управлением радиальными зазорами. Ожидается, что политронический к.п.д. повысится на 1,5—2%, что может привести к снижению $C_{уд}$ на 0,5—0,7%. От компрессора в.д. отбирается воздух в пневмотор системы привода реверсивного устройства.

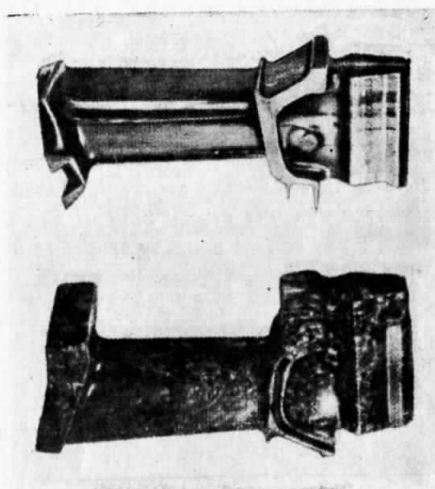
Камера сгорания — кольцевая. Ведутся работы по дальнейшему снижению уровня дымления и увеличению срока службы. Создана опытная камера сгорания с жаровыми трубами многостеночной конструкции, в которой охлаждающий воздух протекает по каналам между стенками. Такая конструкция позволяет регулировать температуру стенок камеры при минимальном расходе воздуха, повышая тем самым полноту сгорания и равномерность поля температур.



Опытная камера сгорания с многостеночными жаровыми трубами. Подача охлаждающего воздуха осуществляется по каналам между стенками.

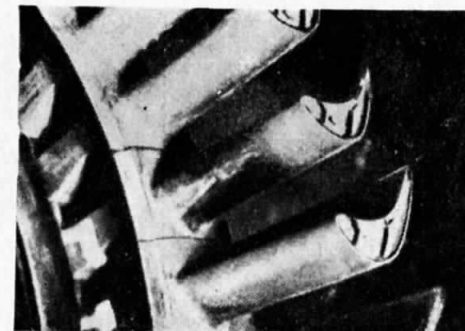


Продольный разрез рабочей лопатки турбины новой конструкции.

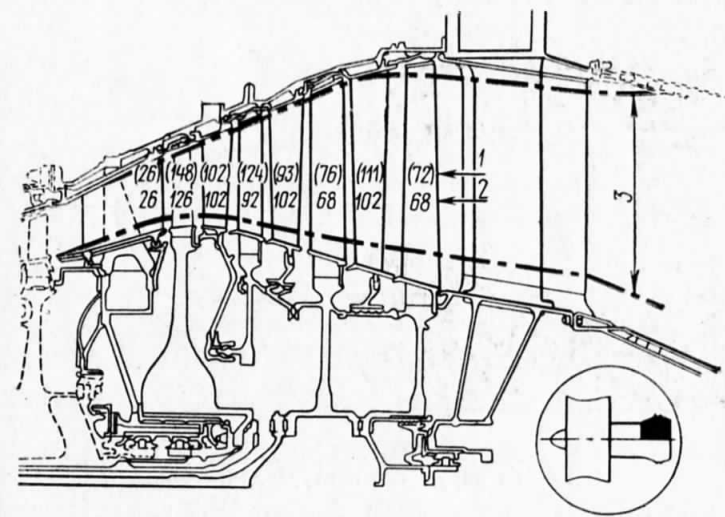


Сравнение рабочей лопатки существующего образца (слева) и нового (справа).

Турбина компрессора в. д — одноступенчатая. Рабочие лопатки бандажированные, они изготавливаются из никелевого сплава литьем с направленной кристаллизацией. Применена улучшенная система охлаждения рабочих лопаток (с. 98) путем изменения расположения внутренних каналов и отверстий для выхода воздуха на поверхность пера, что обеспечивает более равномерное распределение температуры в лопатке. Конструкция бандажированных лопаток постепенно совершенствуется в целях улучшения аэродинамических форм пера и снижения стоимости производства литьих лопаток с направленной кристаллизацией. Фирма намерена применить в этой турбине безбандажные рабочие лопатки перспективной конструкции. Такие лопатки позволят повысить окружающую скорость и снизить потребность в охлаждающем воздухе; они более приспособлены к технике управления радиальными зазорами.



Опытные небандажированные рабочие лопатки турбины компрессора в. д.



Число лопаток старого и усовершенствованного блоков.

1—число лопаток существующего блока «05»; 2—число лопаток нового блока «05»; 3—контур существующего проходного кольцевого канала.

Турбина компрессора с. д. — одноступенчатая. Создан и находится в доводке новый блок «05», в котором турбина с. д. выполнена в одном узле с турбиной вентилятора (с. 99). Этот блок будет устанавливаться на двигателях модификаций RB.211-524B4 и RB.211-524D4. Его применение позволит снизить $C_{уд}$ на 2% благодаря снижению скорости газа в осевом направлении и улучшению аэродинамики профилированной части лопаток. В последующем работы будут сконцентрированы на снижении массы и стоимости производства этого блока.

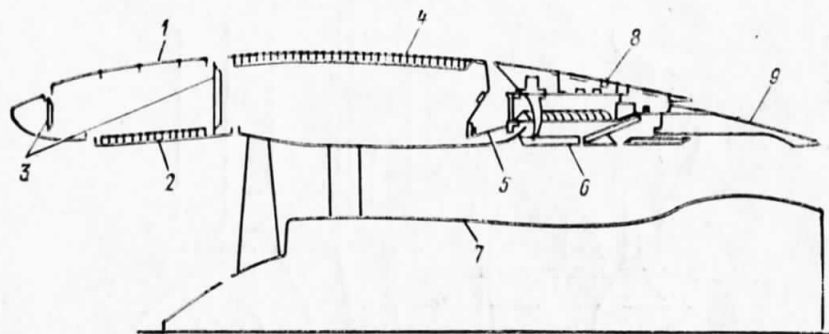
Турбина вентилятора — 3-ступенчатая.

Силовая конструкция. Короткий и жесткий корпус двигателя состоит из нескольких секций, выполненных из стали или титанового сплава. Упрочняющие кольца большой средней секции способствуют равномерному распределению нагрузок, воспринимаемых в точках крепления. Передний узел крепления воспринимает нагрузки от массы двигателя, силы тяги, а также боковые и вертикальные нагрузки; задний узел крепления несет нагрузки от массы двигателя и крутящего момента. А-образные силовые конструкции несут дополнительные продольные нагрузки, возникающие при кабрировании и рыскании самолета.

Выброс обломков разрушившихся дисков турбины предотвращается удерживающими кольцами из мягких материалов, истирание которых ограничивается до критической их толщины в случае поломки подшипника. Силовые и внутренние корпуса компрессоров среднего и высокого давления способны поглощать энергию удара и задерживать обломки в случае разрушения пера рабочих лопаток.

Корпуса компрессора и турбины не несут силовых нагрузок, поэтому они сохраняют свою форму (без овализации) и, следовательно, остаются почти неизменными заданные радиальные зазоры и зазоры в уплотнениях при разных нагрузках, возникающих в полете.

Каждый из трех валов опирается на два подшипника без консольных элементов, что обеспечивает компактность конструкции и позволяет поддерживать соосность между неподвижными и вращающимися деталями.

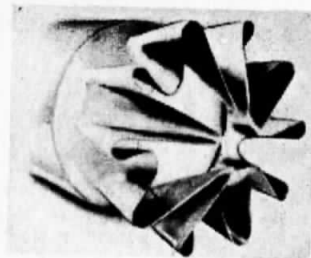


Элементы наружного контура двигателя.

1—внешний корпус воздухозаборника; 2—внутренний корпус воздухозаборника с ЗПК; 3—перегородки воздухозаборника; 4—большие створки корпуса; 5—неподвижная часть корпуса реверсивного устройства; 6—подвижные створки прикрытия реверсивного устройства; 7—противопожарные перегородки; 8—сдвигаемая панель; 9—реактивное сопло наружного контура.

Изменение диаметра корпусов двигателя согласуется с радиальным удлинением концов рабочих лопаток компрессора и турбины. Эта тепловая подгонка узлов достигается без использования отбираемого от компрессора воздуха. Расширение в осевом направлении рассчитано на сохранение необходимых зазоров.

Реактивное сопло. Два отдельных сопла внутреннего и наружного контуров без смесителя. При изготовлении узла реактивного сопла наружного контура применяются композиционные материалы. На взлетном режиме скорость истечения из сопла наружного контура равна 295 м/с, а из сопла внутреннего контура — 425 м/с, а на крейсерском режиме 360 и 560 м/с, соответственно. В дальнейшем фирма считает целесообразным применение смесителя потоков наружного и внутреннего контуров. Согласно результатам исследований, подогрев холодного воздуха горячими газами может дать улучшение характеристик двигателя на 0,5%.



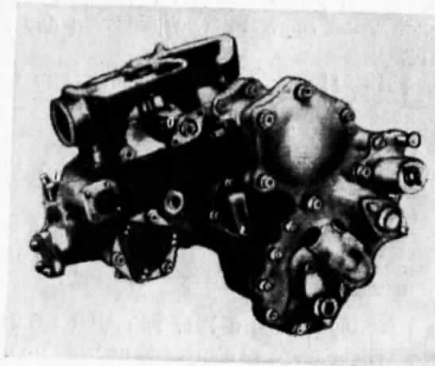
Многолепестковый смеситель.

Система управления. В системе управления двигателями RB.211 всех существующих модификаций применяется регулятор фирмы Лукас, который обеспечивает точное соответствие величины тяги режиму полета во всех полетных условиях.

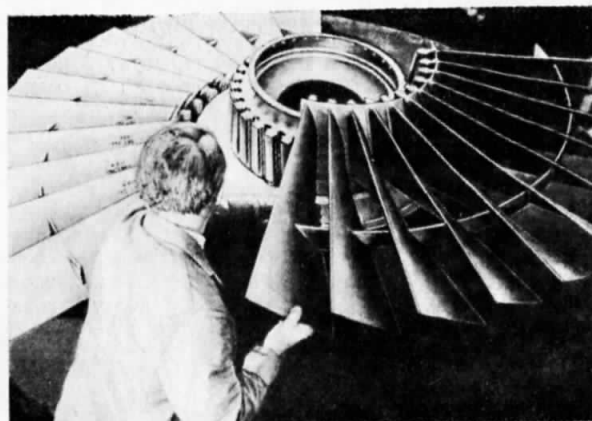
Масляная система — усовершенствована.

Эксплуатационные данные. Уровни шума четырехдвигательного самолета Боинг 747 с ТРДД RB.211-524B: взлет — 105,5 EPN дБ, заход на посадку — 107,8 EPN дБ; сбоку от ВПП — 96 EPN дБ.

Метод подбора вентиляторных лопаток с помощью ЭВМ наряду с применяемой на фирме технологией балансировки роторов позволил



Топливный регулятор ТРДД RB.211.



Установка в диск лопаток вентилятора, подобранных с помощью ЭВМ.

значительно понизить уровень «воюющего» шума в пассажирском салоне самолета L-1011. Этот метод применяется для тщательного подбора и определения положения вентиляторных лопаток при их установке в диск. Подбор осуществляется путем сравнения входного угла, кривизны и толщины профиля всех 33 лопаток, составляющих комплект для одного рабочего колеса. Поскольку ТРДД RB.211-524 по сравнению с более ранними двигателями этого семейства разработан без изменения внешних размеров, то он устанавливается в мотогондолу, построенную для ТРДД RB.211-22В.

Надежность. Частота досрочных съёмов двигателей составляет 17% числа запланированных. За период с января 1977 г. по апрель 1979 г. коэффициент выключений двигателя в полете $K_{ВДП_{1000}} = 0,162$.

Ресурс и наработка. Ежегодная наработка двигателей в эксплуатации на самолетах В.747 на весну 1980 г. составляла 4000 ч.

Обслуживание. Предусмотрена возможность осмотра всех рабочих лопаток и камеры сгорания с помощью бороскопов. Осмотр магнитных уловителей металлических частиц производится через каждые 25 ч летной наработки.

Состояние развития. Серийный.

Применение. Устанавливается на пассажирские самолеты Локхид L-1011-500 и Боинг В.747 разных авиакомпаний мира. Рассматривается для установки на самолеты А.300 и А.310.

Применение двигателей RB.211 многими авиакомпаниями мира обусловлено следующими его положительными особенностями:

- сравнительно низкий расход топлива;
- малая степень ухудшения характеристик двигателя по мере наработки в эксплуатации;
- малая повреждаемость при попадании посторонних предметов;
- возможность усовершенствования с целью снижения удельного расхода топлива и увеличения тяги.

Модификации. Со времени ввода в эксплуатацию в 1977 г. ТРДД RB.211-524 постоянно совершенствуется посредством выпуска новых модификаций.

Развитие семейства двигателей RB.211 на базе ТРДД RB.211-22В.

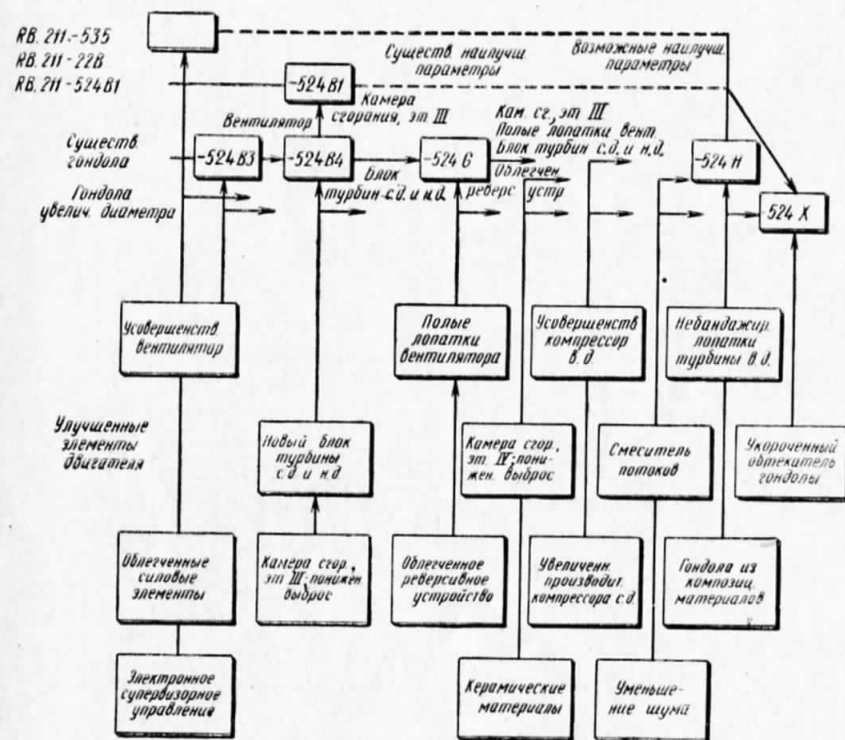
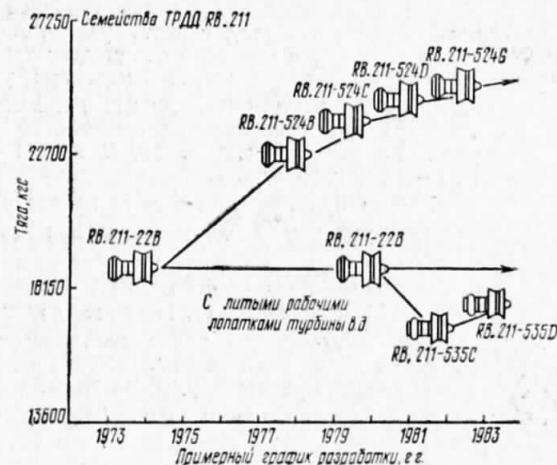


Схема усовершенствования двигателей семейства RB.211.

Умеренное повышение $T_{г*}$ перед турбиной и к.п.д. его элементов позволило увеличить тягу, снизить удельный расход топлива, уменьшить удельную массу и удельный объем двигателя. С целью дальнейшего снижения $C_{уд}$ и увеличения R намечается: увеличить мощность турбины с.д. и турбины в.д., объединенных в едином блоке; повысить к.п.д. вентилятора при числе лопаток не более 25. Поставлена цель — снижение удельного расхода топлива ТРДД RB.211 существующих модификаций на 7–8% к 1985–1987 гг.

Работа будет вестись в двух направлениях.

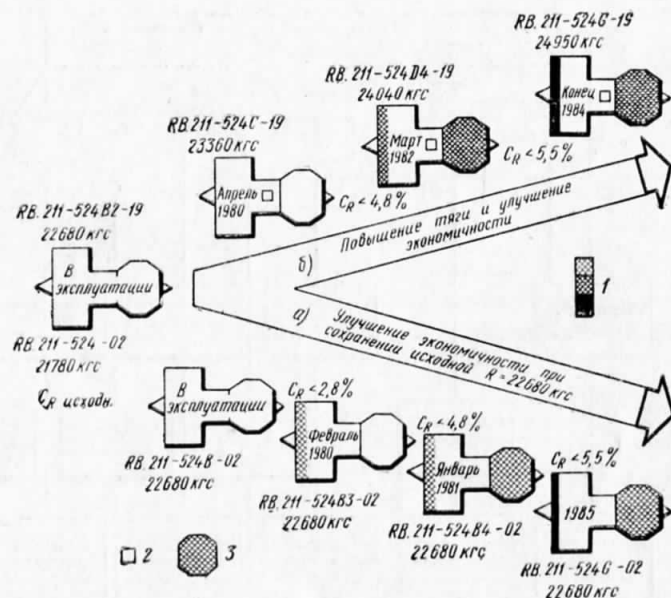
а) улучшение экономичности при сохранении тяги на уровне 22 680 кгс;

б) повышение тяги и улучшение экономичности.

RB.211-524B2. $R_{вз} = 22\,680$ кгс до $t_n = 29^\circ\text{C}$. Является базовым двигателем программы работ по повышению тяги и улучшению экономичности (верхняя ветвь). Устанавливается на самолете B.747 авиакомпании Бритиш Эрэйз, Эр Нью Зиленд и Квантас. $C_{уд}$ остается на уровне экономичности ТРДД RB.211-524 ранних модификаций. Летные испытания проводились на первом самолете Локхид L-1011-500.

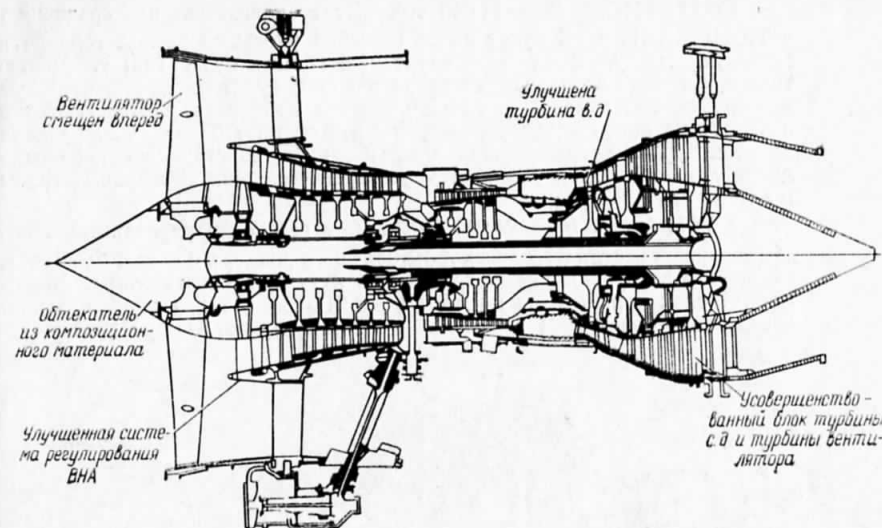
RB.211-524B3. $R_{вз} = 22\,680$ кгс, $C_{уд}$ на 2,8% ниже, чем у ТРДД

RB.211-524B2. Двигатель имеет более заостренный обтекатель. Предназначен для самолетов L-1011-500.



Программа усовершенствований ТРДД RB.211-524 (указанные даты определяют сроки ввода в эксплуатацию двигателя данной модификации).

1—новый вентилятор; 2—усовершенствованная система отбора воздуха на охлаждение (применяется также в ТРДД RB.211-524B4-02 и -524G-02); 3—новый блок «05».



Изменения, внесенные в ТРДД RB.211-524B3 и -524B4.

RB.211-524B3-02. $R_{вз} = 22\,680$ кгс. Двигатель имеет перекомструированные и облегченные спрямляющие лопатки в канале вентилятора; рабочее колесо вентилятора увеличенного диаметра выдвинуто вперед на ~73 мм; улучшены характеристики компрессора с.д.; улучшена система регулирования лопаток ВНА; усовершенствован блок турбины с.д. и турбины вентилятора, частота вращения вентилятора ниже, чем у базового двигателя. Ввод в эксплуатацию намечался на февраль 1980 г. Предлагается для самолетов L-1011-500 авиакомпании Америкен Уорлд Эрлайнз. Впоследствии двигатели RB.211-524B3 будут доработаны и переданы в двигатели RB.211-524B4.

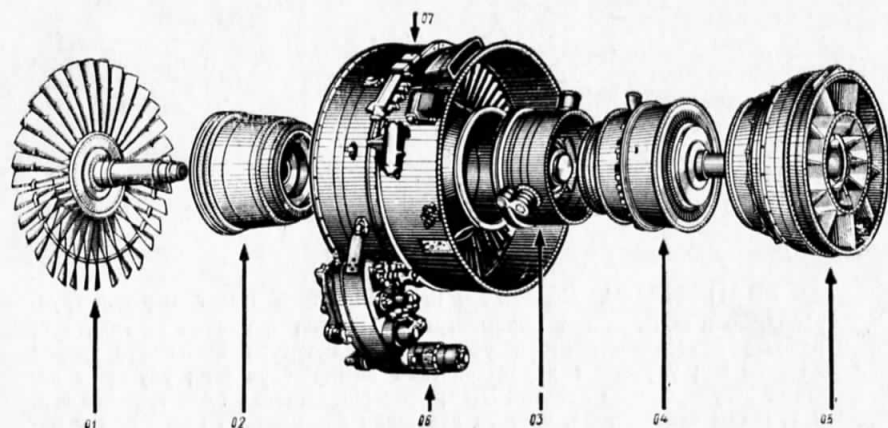
RB.211-524B4. $R_{вз} = 22\,680$ кгс. Является последней модификацией семейства ТРДД RB.211-524В. Двигатель имеет $C_{уд}$ на 4,8% ниже, чем ТРДД RB.211-524В благодаря применению нового вентилятора, улучшенного блока турбины с.д. и турбины вентилятора и усовершенствованной системы охлаждения турбины в.д. Обе турбины имеют увеличенный диаметр, что позволило снизить скорость потока газа. Увеличение массы этих турбин компенсируется снижением массы других узлов. Наибольшее снижение массы достигнуто применением створок мотогондолы из углепластика.

Предназначен для самолета Локхид L-1011-500 авиакомпании Пан Америкен, который должен был быть сертифицирован в январе 1981 г.

RB.211-524C2. $R_{вз} = 23\,360$ кгс ($H=0$, $M_n=0$), $C_{уд} = 0,37$ кг/кгс·ч, $G_b = 695$ кг/с, $R_{кр} = 5200$ кгс ($H = 10\,650$ м, $M_n = 0,8$), $C_{уд.кр} = 0,63$ кг/кгс·ч, $G_{в.кр} = 291$ кг/с, $D=2180$ мм, $L=3030$ мм, $M_{дв}=4480$ кг. Повышение тяги на 3% по сравнению с тягой ТРДД RB.211-524В достигается увеличением расхода воздуха в сочетании с улучшением системы охлаждения рабочих лопаток турбины в.д. В основном сходен с ТРДД RB.211-524В. Поставки для самолетов Боинг 747 Саудовской авиакомпании планируются на 1981 г.

RB.211-524D. $R_{вз} = 24\,040$ кгс. Этот двигатель по сравнению с ТРДД RB.211-524C будет иметь меньший удельный расход топлива и меньшую массу. Ввод в эксплуатацию намечен на 1981 г. Двигатель при тех же величинах диаметра и длины будет иметь значительные конструктивные изменения. Предполагается применить рабочие лопатки вентилятора новой конструкции, улучшить систему охлаждения рабочих лопаток турбины компрессора в.д., изменить конструкцию крепления диска турбины в.д. и установить усовершенствованные жаровые трубы в камеру сгорания.

RB.211-524D4. $R_{вз} = 24\,040$ кгс. Имеет перекомструированный более эффективный вентилятор диаметром большего размера и новый блок «05», состоящий из турбины компрессора с.д. и турбины вентилятора. Аналогичный блок применяется на ТРДД RB.211-535. Начало серийного производства — конец 1981 г. Передача в эксплуатацию — март 1982 г. За-



Блоки ТРДД RB.211-524B4 и -524D4.

01—вентилятор; 02—компрессор с.д.; 03—промежуточный корпус; 04—каскад в.д.; 05—единый блок, объединяющий турбины с.д. и турбину вентилятора; 06—коробка приводов агрегатов; 07—корпус канала наружного контура.

мена ТРДД RB.211-524B2 этими двигателями позволит на самолетах В.747 улучшить топливную экономичность на 4%.

RB.211-524D4-19. $R_{вз} = 24\,040$ кгс постоянная до $t_{н} = 29^\circ\text{C}$. Планируется снижение $C_{уд}$ на 4,8%, т.е. довести его до уровня $C_{уд}$ двигателя RB.211-524-B4-02. Увеличение тяги обусловлено применением нового вентилятора (как и в ТРДД RB.211-524D4), обеспечивающего большую степень повышения давления. В марте 1982 г. фирма рассчитывает передать двигатель в эксплуатацию на самолетах Боинг 747 авиакомпании Квантас.

RB.211-524G¹. $R_{вз} = 24\,950$ кгс. Предполагается снизить $C_{уд}$ и $M_{дв}$ по сравнению с ТРДД модификации RB.211-524C. Будет установлен новый вентилятор с полыми рабочими лопатками из титанового сплава и

¹ Частично описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 105.

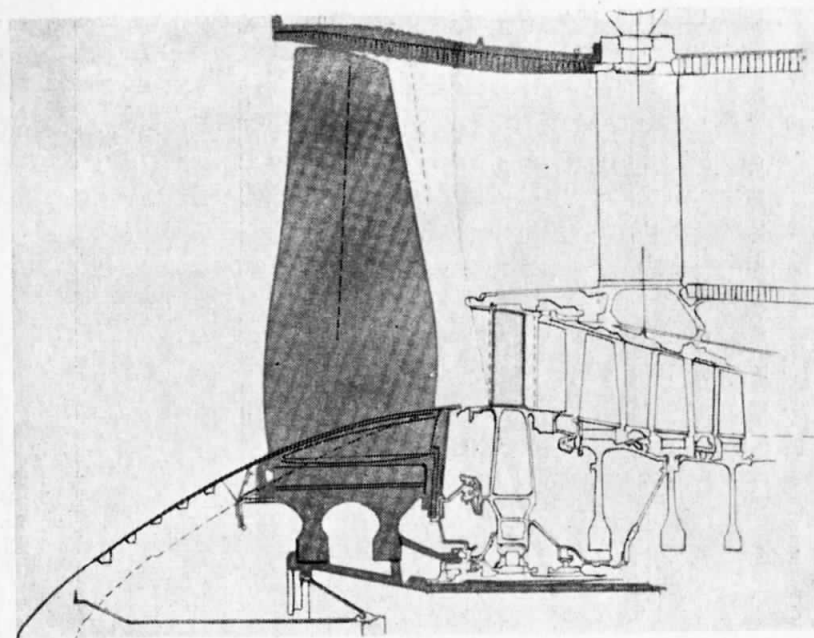
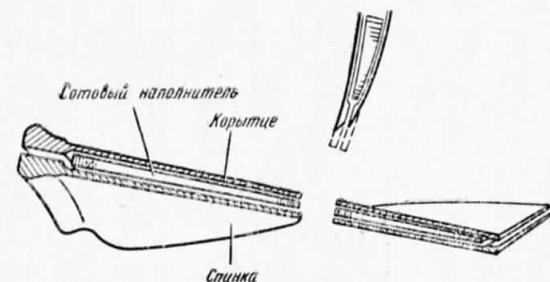


Схема вентилятора с полыми лопатками из титанового сплава.

усовершенствованная турбина в.д. Получение сертификата и поставки двигателя планируются на 1984 и 1985 гг. Двигатель будет сертифицирован на $R = 24\,950$ или $R = 25\,425$ кгс.

В новом вентиляторе будут применены полые лопатки паяной конструкции. Лопатка представляет собой оболочку (две половины) из титанового сплава, во внутренней полости которой содержится титановый сотовый наполнитель. Такая лопатка имеет большую жесткость, чем ранее применяемая сплошная кованая титановая лопатка, поэтому исключается необходимость в противовибрационных полках. Предварительные испытания на двигателе показали, что применение таких лопаток позволит снизить $C_{уд}$ на ~1,25%.

Схема полый рабочей лопатки вентилятора, выполненной из титанового сплава.



RB.211-524G4. $R_{вз} = 24\,950$ кгс. Вероятно, будет иметь вентилятор новой конструкции при неизменном диаметре корпуса. Предлагается для самолета B.747 увеличенного варианта.

RB.211-524G-02. $R = 22\,680$ кгс, $C_{уд}$ будет снижен не менее чем на 5,5% по сравнению с базовым двигателем RB.211-524B. Особенность этого двигателя — применение широкохордных полых рабочих лопаток вентилятора, которые проходят эксплуатационные испытания, и новой более эффективной системы охлаждения рабочих лопаток турбины. Создание его планируется к 1985 г.

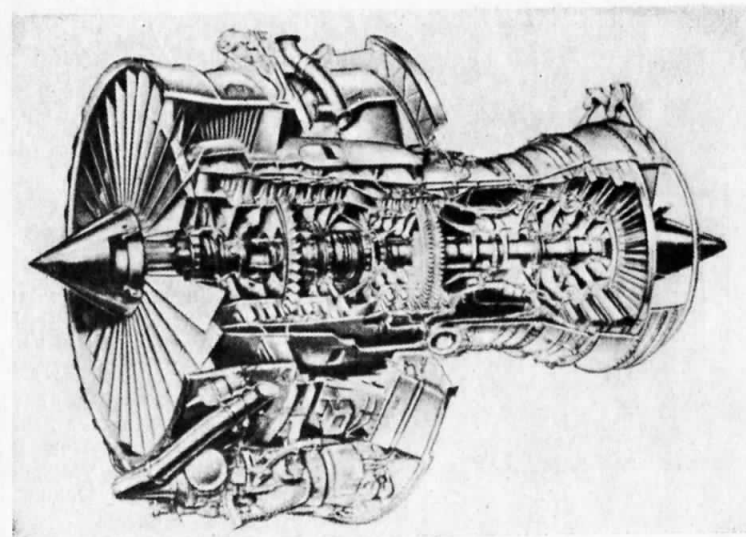
RB.211-524G-19. $R = 24\,950$ кгс. Намечен к вводу в эксплуатацию в конце 1984 г. Будет иметь вентилятор новой конструкции, улучшенную систему охлаждения рабочих лопаток турбины и новый блок турбин с. д. и в. д., что должно способствовать снижению $C_{уд}$ на ~5,5% по сравнению с базовым двигателем.

РОЛС-РОЙС

ТРДД
АНГЛИЯ

RB.211-535C¹

Трехвальный ТРДД



Общий вид ТРДД RB.211-535C с частично вырезанным корпусом.

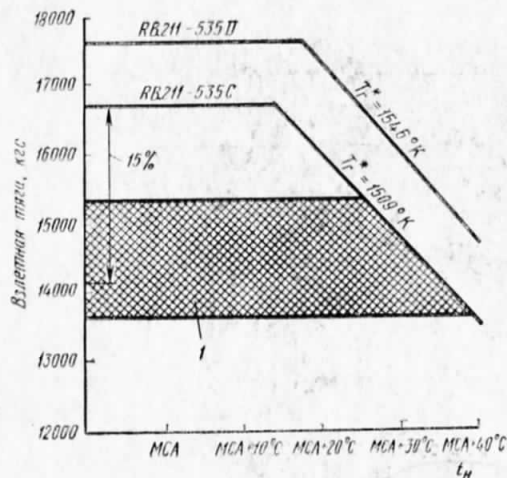
$R_{вз} = 16\,960^2$ кгс при $H = 0$, МСА+14 °С	$R = 4245$ кгс (набор высоты при $H = 9100$ м, $M_n = 0,8$, МСА+10 °С)
$n_{в.д} = 10\,000$ об/мин	$R = 3875$ кгс
$n_{с.д} = 7200$ об/мин	$C_{уд} = 0,652$ кг/кгс·ч
$n_{н.д} = 4900$ об/мин	$D_{в} = 1880$ мм
$G_{в} = 500$ кг/с	$L_{дв} = 2940$ мм (между фланцами)
$m = 4,47$	$M_{дв} = 3215$ кг
$\pi_{\Sigma} = 22,7$	$\gamma_{дв} = 0,191$ кг/кгс.
$T_r = 1510$ °К ³	

¹ Создан на основе ТРДД RB.211-22B и RB.211-524.

² Для самолета Боинг B.757-200 будет сертифицирован с тягой 16 600 кгс до $t_n = 29$ °С.

³ В условиях жаркого дня при эксплуатации с высотных аэродромов $T_r = 1550$ °К, а ее максимально гарантированное значение 1650 °К.

При разработке ТРДД RB.211-535C применено большое число узлов и деталей, используемых в двигателях более ранних модификаций (RB.211-22B, RB.211-524), с одновременным совершенствованием их для улучшения характеристик и увеличения срока службы. Так, газогенераторная часть ТРДД RB.211-535C такая же, как у ТРДД RB.211-22B, а турбина с.д. и турбина вентилятора подобны соответствующим узлам ТРДД RB.211-524. Большое внимание при создании двигателя уделялось также снижению двух основных составляющих стоимости его эксплуатации: уменьшению расхода топлива и затрат на материально-техническое обслуживание.



Зависимость взлетной тяги ТРДД RB.211-535C и -535D от наружной температуры.

1 — расчетная потребная взлетная тяга двигателей для самолетов В.757 в типичных условиях эксплуатации.

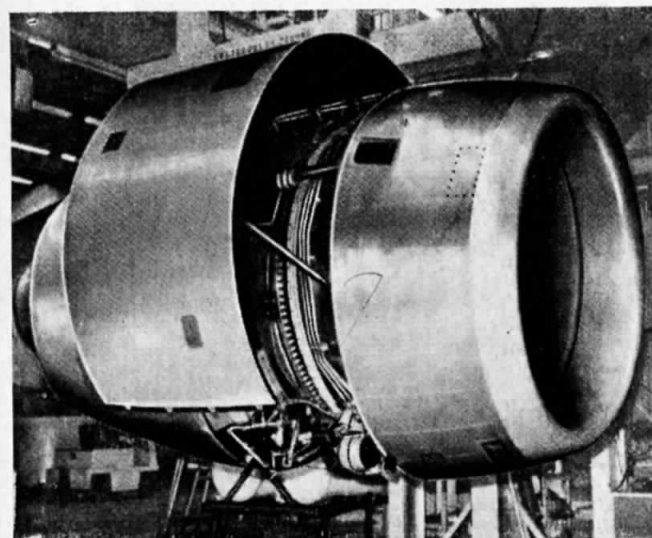
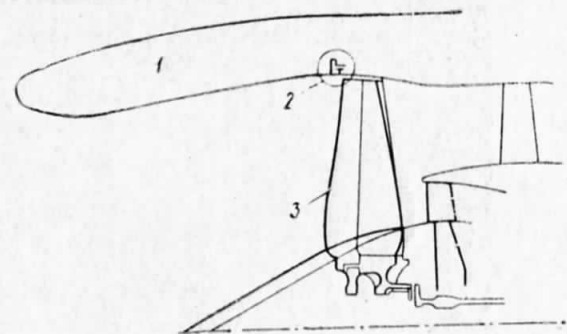
Воздухозаборник. Передний конусный обтекатель входного канала выполнен из композиционного материала, армированного стекловолокном; такой обтекатель не нуждается в применении противобледенителя. Обтекатель поставляется фирмой Шорт.

Вентилятор — одноступенчатый. Диаметр вентилятора уменьшен по сравнению с вентилятором двигателя RB.211-524 в 0,854 раза; при этом диаметр втулки и ширина хорды лопаток уменьшены пропорционально степени уменьшения диаметра вентилятора. Рабочие лопатки из титанового сплава с широкой хордой, малым удлинением и утолщенной передней кромкой. Малое удлинение лопаток обеспечивает достаточный запас устойчивости и допускает большую неравномерность потока на входе. В зоне рабочего колеса установлено защитное кольцо из титанового сплава с кевларовым покрытием, наносимым обмоткой в 18 витков широкой лентой, непосредственно на стенки кольца. Применение такого защитного кольца вместо стального позволяет снизить массу на ~45,5 кг. Створчатые панели кожуха вентилятора изготавливаются из композиционного графито-алюминиевого материала в виде сотовой конструкции.

Между рабочими лопатками и лопатками НА увеличены осевые зазоры, что снижает тональность шума.

Схема входной части ТРДД RB.211-535.

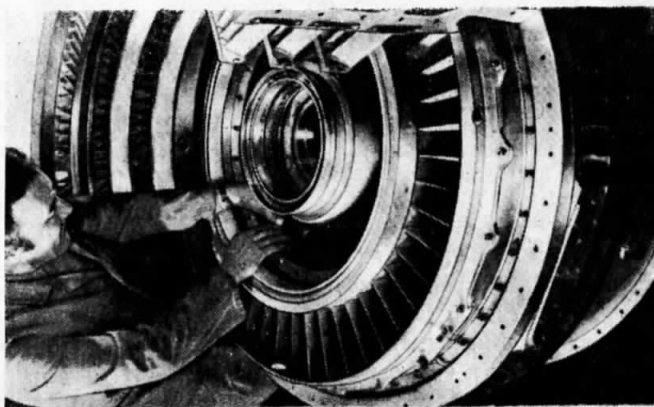
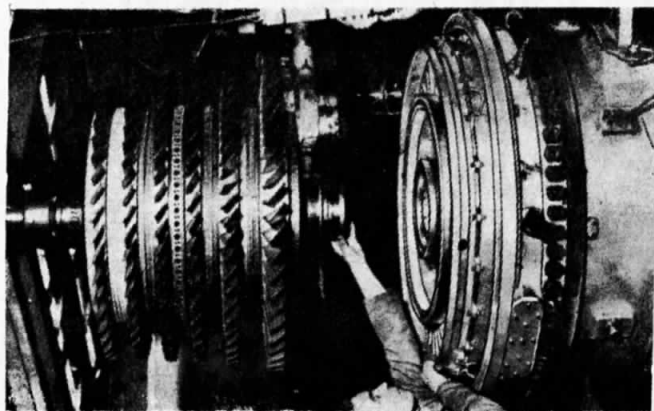
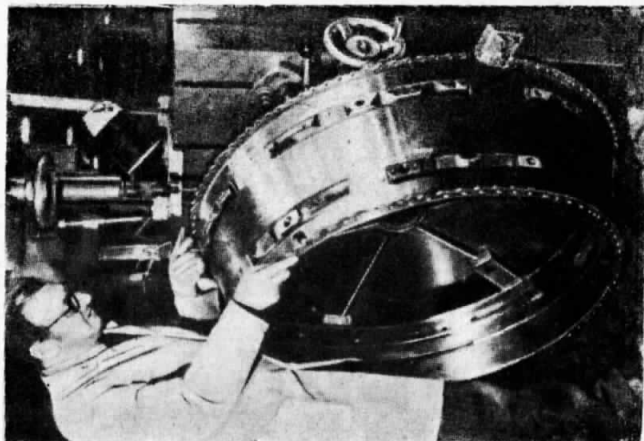
1 — передний обтекатель, общий с мотогондолой; 2 — защитное кольцо; 3 — поляя лопатка вентилятора.



Корпус вентилятора ТРДД RB.211-535 из композиционного материала.

Компрессор с.д. — 6-ступенчатый, новой конструкции, без ВНА, рассчитан на степень повышения давления $\pi_k = 3,6$. Рабочие лопатки имеют малое удлинение с целью уменьшения их выработки в условиях эксплуатации. Диск и рабочие лопатки из титанового сплава. Последние четыре ступени такие же, как в ТРДД RB.211-22B. Лопатки НА 1, 3, 4 и 5-й ступеней — из алюминиевого сплава, а лопатки НА 2-й и 6-й ступеней — из коррозионно-устойчивой стали. Потери в переходном канале между компрессором с.д. и компрессором в.д. уменьшены, что обеспечено тщательным профилированием формы канала и стоек.

Компрессор в.д. — 6-ступенчатый; имеет ряд усовершенствований для увеличения срока службы. Диск и рабочие лопатки 1-й и 2-й ступеней, диск 3-й ступени и передняя ступица (сделанные за одно целое) выполнены из титанового сплава. Рабочие лопатки 4-й ступени выполнены из коррозионно-устойчивой стали, а диски и рабочие лопатки 5-й и 6-й ступеней — из хромоникелевого сплава. Место отбора воздуха предусмотрено за 2-й ступенью.



Корпус турбины ТРДД RB.211-535C.

Установка 6-ступенчатого компрессора с д. в специальный корпус для испытаний.

Компрессор с. д. в процессе сборки.

Камера сгорания — улучшенной конструкции; понижен уровень дымления, уменьшен выброс монооксида углерода и несгоревших углеводородов, а также улучшены пусковые характеристики. Улучшен процесс сгорания путем увеличения числа воздушных каналов (желобков), модифицированы система охлаждения стенок и уплотнение жаровой трубы; в первичной зоне смесь стала более «богатой». Подвод топлива осуществляется через двухстенную трубку.

Турбина в. д. — одноступенчатая, новой конструкции; рассчитана на обеспечение высокого к. п. д. и большого срока службы. Диск турбины выполнен из никелевой стали. Бандажированные рабочие лопатки, охлаждаемые воздухом, отливаются методом направленной кристаллизации. Предполагаемый средний срок службы рабочих лопаток составит 10 000 ч.

Турбина с. д. — одноступенчатая. Рабочие и сопловые лопатки изготовлены из никелевого сплава, а диск турбины — из коррозионностойкого стального сплава. По своей конструкции подобна соответствующему узлу ТРДД RB.211-22D, но имеет меньший диаметр. Скорость потока газа за турбиной снижена путем применения рабочих лопаток с большим удлинением и усовершенствованным профилем. Снижение газодинамической нагрузки должно уменьшить широкополосный шум турбины.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая, по своей конструкции подобна соответствующему узлу ТРДД RB.211-524. Во время стендовых испытаний получен к. п. д., равный 93%. Полки на концах лопаток турбины (так же, как и в турбине с. д.) образуют Z-образную стыковочную поверхность.

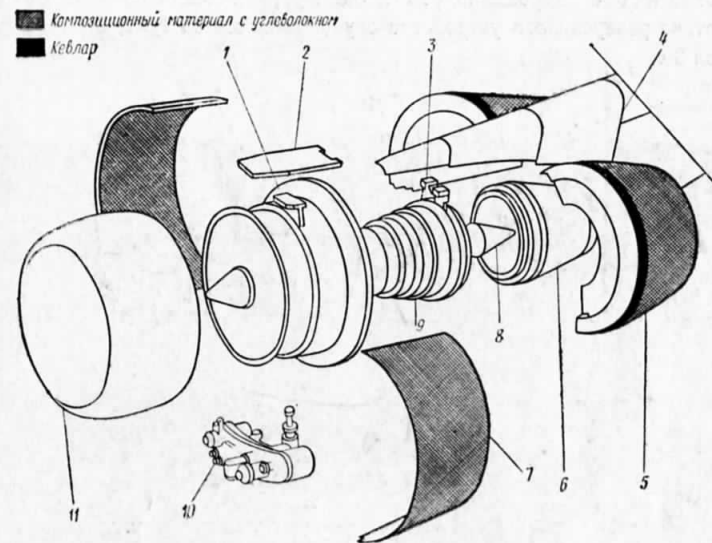


Схема мотогондолы с ТРДД RB.211-535.

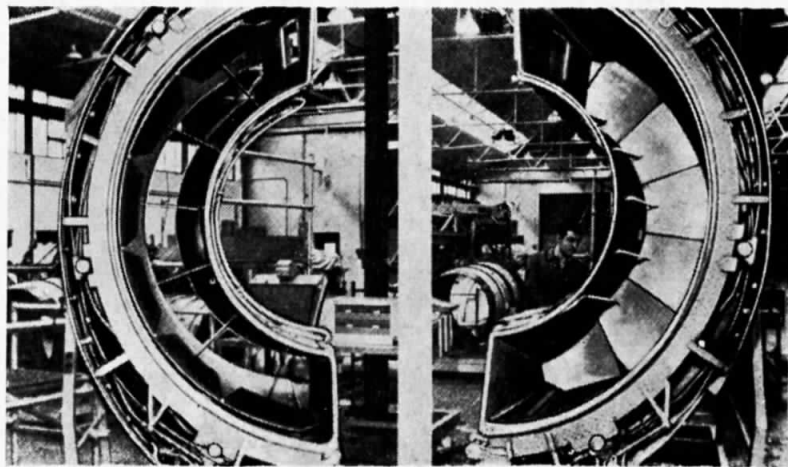
1—передняя подвеска; 2—опорная конструкция; 3—задняя подвеска; 4—пилон; 5—С-образный обтекатель канала наружного контура и реверсивное устройство; 6—обтекатель хвостовой части и реактивная труба; 7—шарнирно-укрепленная створка; 8—конусный обтекатель; 9—газогенераторная часть двигателя; 10—высокооборотная коробка приводов агрегатов; 11—носовой обтекатель.

между лопатками, что способствует снижению вибрации и скручивания лопаток. Рабочие и сопловые лопатки выполнены из никелевого сплава; диски, корпуса турбины и подшипника — из коррозионностойкой стали.

Силовая конструкция. Применение коротких, жестких конструкций узлов вращения позволяет свести к минимуму овализацию корпусов и увеличение радиальных зазоров рабочих лопаток. Изоляция основных опор двигателя от корпусов исключает влияние воспринимаемых этими опорами высоких нагрузок на радиальные зазоры в компрессоре и турбине.

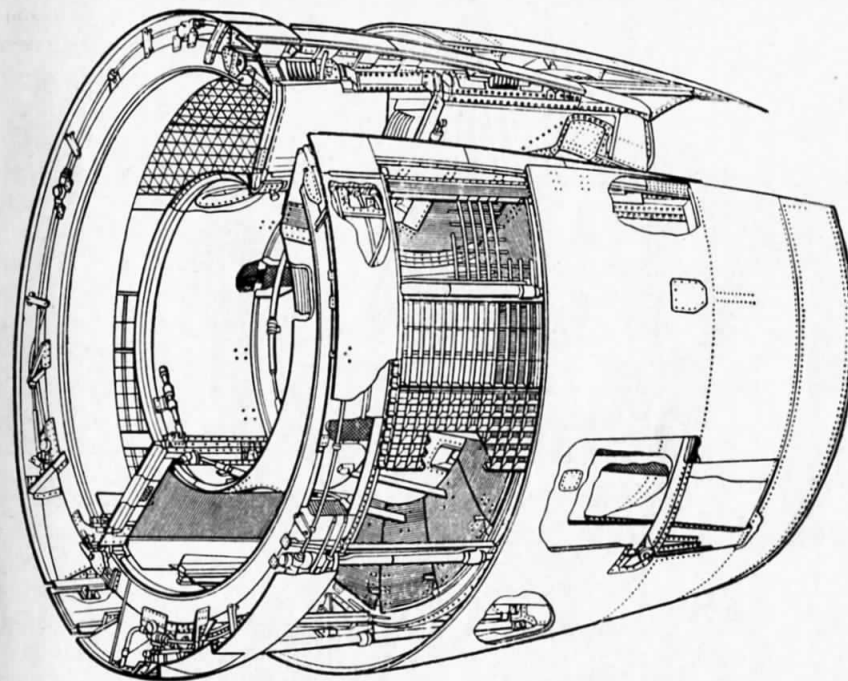
Выпускная система. Реактивная труба имеет сниженную массу. Уменьшенная скорость истечения газа внутреннего контура, обусловленная снижением уровня давления в газогенераторной части двигателя, позволила уменьшить шум реактивной струи. Дополнительное снижение шума достигается применением однослойной паяной ЗПК с сотами из сплава никонель.

Реверсивное устройство фирмы Рор. Шарнирно закрепленные обтекатели являются частью реверсивного устройства и образуют канал внешнего контура. Подвижный обтекатель изготовлен в виде сотовых конструкций из композиционного графито-алюминиевого материала. Передний неподвижный корпус имеет покрытие из кевлара. Гидравлическая система приводов реверсивного устройства разработана американской фирмой NWL, она включает 6 гидроцилиндров и один управляющий клапан. Ввод в действие реверсивного устройства осуществляется за 1,8 с, а его закрытие — за 3 с.

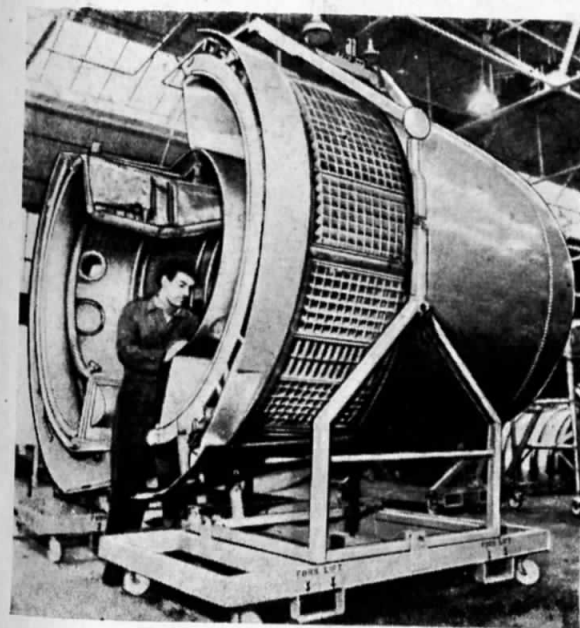


Реверсивное устройство наружного контура.

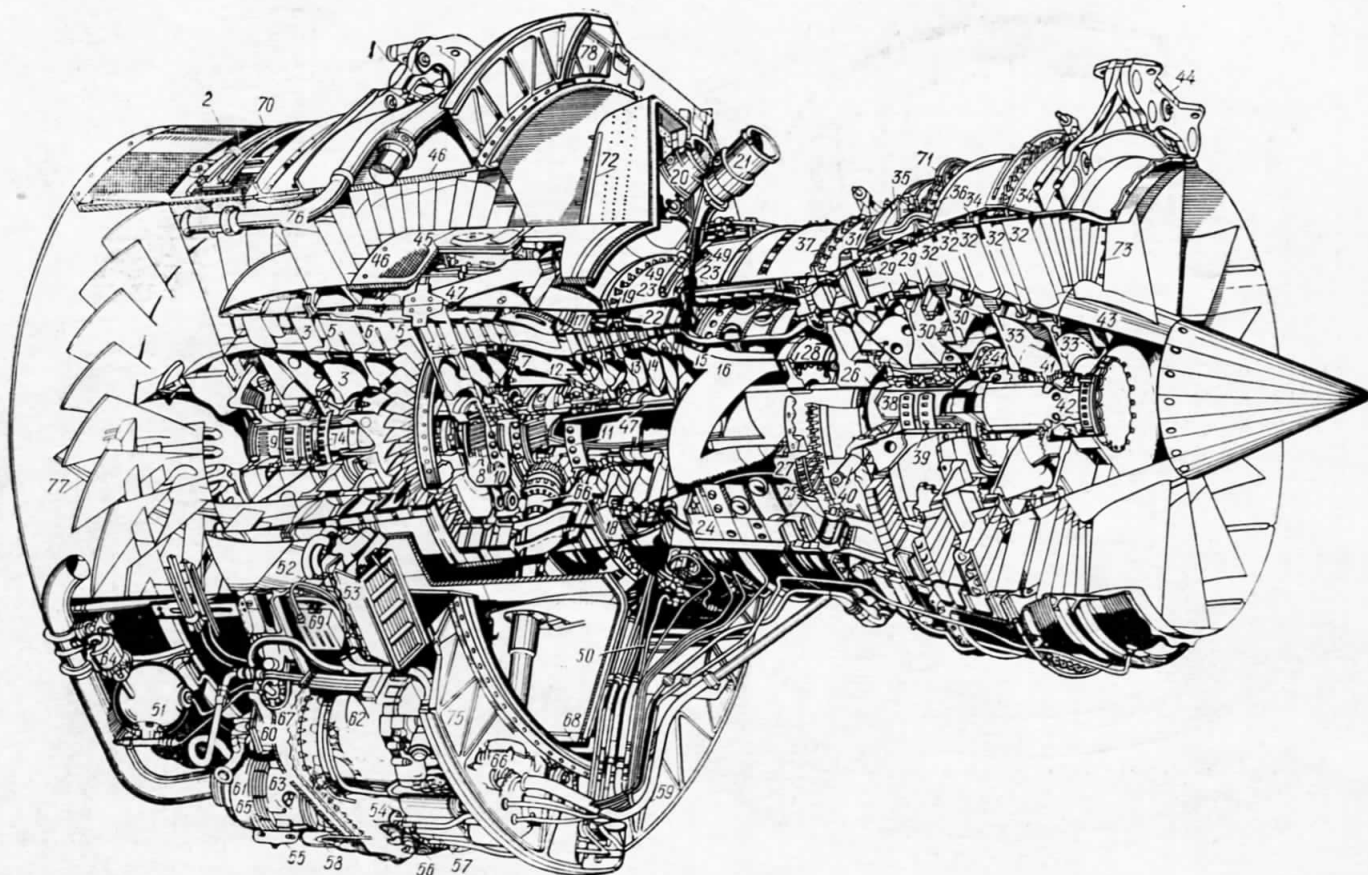
Слева — подвижный обтекатель сдвинут вперед и створки реверсивного устройства убраны заподлицо с обтекателем. Справа — створки в рабочем положении.



Реверсивное устройство с каналом С-образной формы, выполненное фирмой Рор из композиционных материалов.

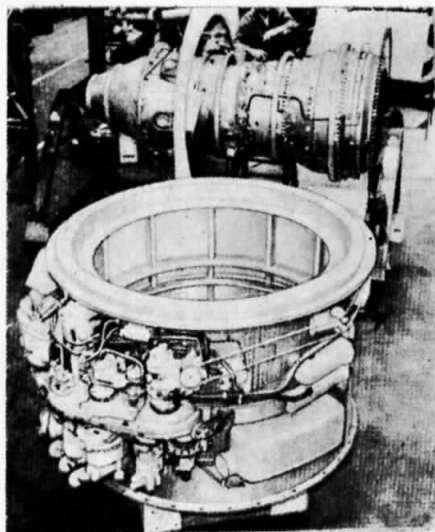


Узел канала наружного контура. Задняя секция сдвинута и видно реверсивное устройство решетчатого типа.



Схематический разрез ТРДД RB.211-535С с частично вырезанным корпусом.

1—передний узел подвески; 2—кольцо—для удержания лопаток вентилятора; 3—диск и рабочие лопатки компрессора с.д.; 4—стенка канала внутреннего контура; 5—лопатки НА 1, 3, 4 и 5-й ступеней; 6—лопатки НА 2-й и 6-й ступеней; 7—стальной корпус крепления центрального подшипника; 8—упорный подшипник ротора вентилятора; 9—роликовый подшипник ротора вентилятора; 10—упорный подшипник ротора каскада с.д.; 11—упорный подшипник ротора каскада в.д.; 12—диск и рабочие лопатки 1-й и 2-й ступеней компрессора в.д.; 13—диск 3-й ступени и передняя ступица компрессора в.д., выполненные за одно целое; 14—рабочие лопатки 4-й ступени компрессора в.д.; 15—диск и рабочие лопатки 5-й и 6-й ступеней компрессора в.д.; 16—стенка канала каскада в.д. из жаропрочного сплава; 17—канал отбора воздуха за 2-й ступенью компрессора в.д.; 18—отверстия для перепуска воздуха; 19—канал отбора воздуха за 6-й ступенью компрессора в.д.; 20—патрубок системы отбора воздуха за 2-й ступенью; 21—патрубок системы отбора воздуха за 6-й ступенью; 22—стенка канала внутреннего контура; 23—несущий стальной корпус; 24—кольцевая камера сгорания; 25—кольцо с калиброванными отверстиями для подвода воздуха; 26—диск турбины в.д.; 27—охлаждаемые воздухом бандажированные рабочие лопатки турбины в.д.; 28—форсунки подачи охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам; 29—рабочие и сопловые лопатки турбины с.д.; 30—диск турбины с.д.; 31—несущие корпуса турбины в.д. и турбины вентилятора; 32—рабочие и сопловые лопатки турбины вентилятора; 33—диски турбины вентилятора; 34—корпус турбины вентилятора; 35—кожух, охлаждаемый воздухом; 36—трубопровод подачи воздуха на охлаждение корпуса турбины; 37—кольцо в системе активного управления радиальным зазором; 38—роликовый подшипник ротора турбины с.д.; 39—роликовый подшипник ротора турбины в.д.; 40—силовые стойки корпуса подшипника; 41—торцевые шлицы; 42—роликовый подшипник ротора турбины вентилятора; 43—корпус подшипника ротора турбины вентилятора и силовые стойки; 44—задняя подвеска; 45—клапан отбора воздуха из компрессора с.д.; 46—корпус слоистой конструкции из титанового сплава; 47—опорные стойки между корпусом вентилятора и стенкой канала внутреннего контура; 48—топливные распылительные форсунки; 49—топливопровод с двойными стенками; 50—трубопровод подачи топлива с двойными стенками; 51—слив топлива из бака; 52—канал отбора воздуха из наружного контура в топливомасляный радиатор; 53—топливомасляный радиатор; 54—масляные насосы; 55—масляный фильтр; 56—магнитные стружкоуловители; 57—магистраль откачки масла; 58—дренажная трубка подшипника вспомогательной коробки приводов; 59—маслопровод к сепаратору; 60—сепаратор; 61—дренажная трубка выброса в атмосферу; 62—встроенный привод генератора; 63—воздушный стартер; 64—клапан воздушного стартера; 65—выпуск газа из стартера; 66—вал передачи мощности к вспомогательным агрегатам; 67—верхний узел крепления коробки приводов; 68—нижний узел крепления коробки приводов; 69—запальное устройство; 70—изолированный электропровод; 71—тормопары для измерения температуры газа перед турбиной; 72—датчики давления в канале наружного контура; 73—датчики давления потока реактивных газов; 74—измеритель частоты вращения ротора вентилятора; 75—противопожарная перегородка; 76—воздухопровод противообледенительной системы обтекателя; 77—обтекатель втулки; 78—уплотнение С-образного канала.



Корпус вентилятора и газогенераторная часть (сзади) ТРДД RB.211-535. Видно расположение агрегатов и коробки приводов на корпусе вентилятора.

Привод агрегатов. Модифицированные вспомогательные агрегаты расположены на наружной стороне корпуса вентилятора. Привод агрегатов от вала каскада в. д. осуществляется через вертикальный валик.

Топливная система. Топливные насосы н. д. и в. д. установлены раздельно. При таком расположении уменьшается возможность образования воздушных пузырьков в системе подачи топлива и обеспечивается более плавное управление двигателем.

Система управления. В системе управления применен гидромеханический автоматический 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 T_r . Гидромеханический регулятор в зависимости от режима работы поддерживает степень повышения давления в компрессоре (π_k). Это обеспечивает достаточно быстрое получение требуемой тяги при заданном положении РУД.

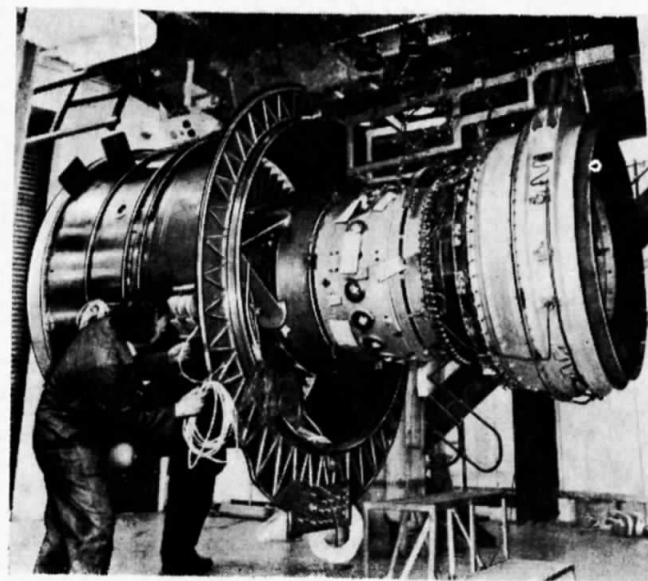
Эксплуатационные данные. Уровни шума ниже, чем у существующих ТРДД с большой степенью двухконтурности. В конструкции мотогондолы широко используются звукопоглощающие покрытия, включая панели, подобные применяемым в ТРДД RB.211-22В и -524.

Ресурс и наработка. На середину мая 1980 г. наработка семи двигателей, используемых при доводке, достигла 1000 ч; при испытаниях на стенде в имитированных условиях эксплуатации совершено 1850 полетных циклов. В одном из двигателей достигнут расход топлива, гарантированный для крейсерского режима. Один из двигателей завершил 150-часовое ресурсное испытание при $T_r = 1600^\circ\text{K}$. До получения сертификата число испытываемых двигателей увеличится до девяти: два будут проходить циклические ресурсные испытания, два — 150-часовые ресурсные испытания, три — испытания по проверке работы узлов и два — по определению характеристик. Программа типовых циклических испытаний включает следующие режимы, составляющие один цикл (см. таблицу).

Таблица 1

Режимы	Время, мин
Земной малый газ	5
Приемистость	1/6 (10 с)
Полная тяга	2
Земной малый газ	0,5
Реверсирование тяги	1/6 (10 с)
Земной малый газ	6

Состояние развития. Двигатель проходит испытания в соответствии с программой доводки. 9 опытных ТРДД RB.211-535С, используемых в программе доводочных испытаний, наработали на 7/II 1981 г. 2877 ч и 6372 цикла. До получения сертификата от УГА Англии (март 1981 г.) наработка двигателя во время стендовых испытаний должна была составить 3000 ч, а ко времени ввода в эксплуатацию (начало 1983 г.) — 7000 ч. Ко времени получения сертификата двигатель должен наработать 9500—9700 циклов.



ТРДД RB.211-535С, подготовленный для стендовых испытаний.

Стоимость работ по программе разработки двигателя оценивается в 250 млн. фнт. стерл.

Применение. Предназначен для пассажирских самолетов средней дальности полета Боинг В.757.

Этапы развития двигателя

1978 г. Начало разработки ТРДД RB.211-535C.

1979 г. Опубликованы данные по двигателю. Начато изготовление деталей для 10 опытных двигателей. В апреле начаты стендовые испытания первого двигателя и проведено демонстрационное испытание для представителей авиакомпаний Бритниш Эрэйз и Истери Эрлайнз.

Два опытных двигателя достигли расчетного уровня взлетной тяги.

1980 г. Продолжается доводка двигателя. В испытаниях участвуют восемь двигателей. Проводятся типовые циклические испытания. Опубликован график проведения испытаний. Завершено 150-часовое испытание двигателя при T_F до 1600 °К. К июню 1980 г. наработка при стендовых испытаниях достигла 1100 ч.

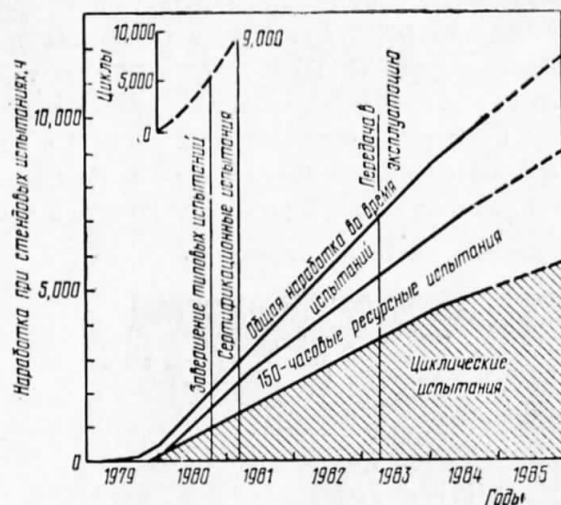


График проведения стендовых испытаний ТРДД RB.211-535.

1981 г. Март. Планировалось проведение сертификационных испытаний по программе САА.

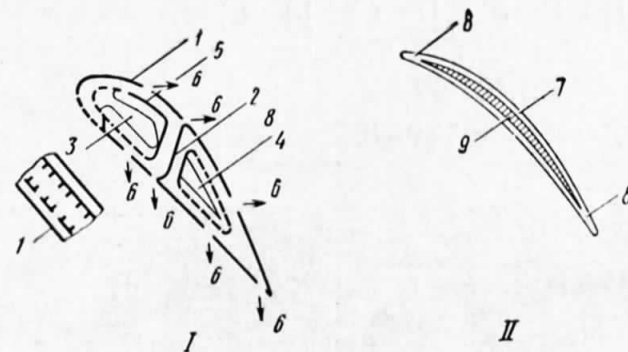
Май — намечено 1-е летное испытание серийного RB.211-535C на самолете-лаборатории В.747.

1982 г. Февраль. Намечен первый полет самолета Боинг 757 с ТРДД RB.211-535. Декабрь. Намечено получение сертификата для ТРДД RB.211-535 на самолете Боинг 757.

1983 г. Намечено начать поставки самолетов Боинг 757 с ТРДД RB.211-535.

Модификации

ТРДД RB.211-535C2A. $R=16\,960$ кгс. По сравнению с ТРДД RB.211-535C будет иметь на 4,5% меньший удельный расход топлива. Половина указанной величины снижения $C_{уд}$ будет достигнута при применении полых широкохордных лопаток вентилятора с улучшенными аэродинамическими характеристиками (с. 121). Вторая половина вели-



Схемы сечений лопаток ТРДД RB.211-535: лопатка турбины в.д., изготавливаемая литьем по выплавляемым моделям (I); лопатка вентилятора, изготавливаемая методом пайки в вакууме (II).

1 — стенка лопатки; 2 — внутренняя перегородка; 3 — передняя полость; 4 — задняя полость; 5 — дефлекторы, направляющие воздух на внутренние стенки лопатки; 6 — отверстия для выпуска воздуха в газовый канал турбины; 7 — две половины (оболочки) пера лопатки; 8 — стыковочные концы, соединенные пайкой; 9 — сотовый наполнитель из титанового сплава.

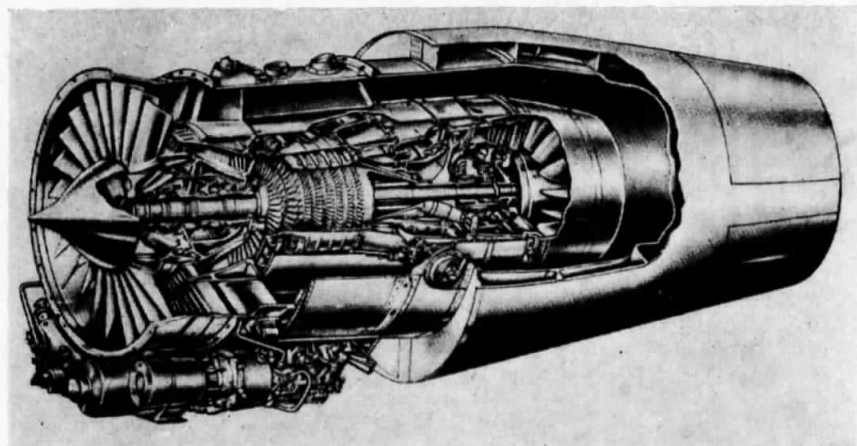
чины снижения $C_{уд}$ обеспечивается применением усовершенствованного блока в.д. Сертификация двигателя намечена на конец 1984 г., а ввод в эксплуатацию — на 1985 г.

ТРДД RB.211-535E4. $R_{вз. макс} = 17\,920—18\,140$ кгс, расход топлива на самолете В.757 с этим двигателем будет меньше на 8—10% по сравнению с ТРДД RB.211-535C, π_Σ на крейсерском режиме будет увеличена до 27 без увеличения G_v . Другие усовершенствования включают применение турбины в.д., созданной на основе турбины ТРДД RB.211-524, лопаток вентилятора с широкой хордой, что позволяет исключить противовибрационные перемычки, усовершенствование камеры сгорания и соплового аппарата турбины с.д. с лопатками, имеющими более узкую хорду, а также применение общего сопла. Начало испытаний опытного двигателя — март 1982 г. Получение сертификата — декабрь 1983 г.

ТРДД RB.211-535D. $R_{вз} = 17\,570$ кгс ($H = 0$, $M_n = 0$), до $t_n = 32$ °С, $m = 4,28$, $T_F = 1546$ °К; $R_{кр} = 3940$ кгс ($H = 9100$ м, $M_n = 0,8$, $MCA + 10$ °С), $C_{уд} = 0,647$ кг/кгс·ч; $R_{наб. выс} = 4765$ кгс (до $H = 9100$ м, $M_n = 0,8$, $MCA + 10$ °С). $D_{вх} = 1880$ мм, $L_{дв} = 3010$ мм. $M_{дв} = 3215$ кг. Двигатель RB.211-535D рассматривается для самолета В.757 и его последующих вариантов, а также для трехдвигательного самолета В.777.

RB.401-07

Двухвальный ТРДД



Общий вид ТРДД RB.401-07 с частично вырезанным корпусом.

$$\left. \begin{array}{l} R = 2515 \text{ кгс} \\ C_{уд} = 0,45 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ n_{н.д} = 9615 \text{ об/мин} \\ n_{в.д} = 18\,500 \text{ об/мин} \\ G_v = 81,7 \text{ кг/с} \\ m = 4,2 \\ \tau_k = 13,2 \\ \tau_{\Sigma} = 16,4^1 \\ \tau_k = 11^1 \\ \tau_v = 1,72^1 \end{array} \right\}$$

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

$$\left. \begin{array}{l} R = 515 \text{ кгс} \\ C_{уд} = 0,738 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ G_v = 29 \text{ кг/с} \\ m = 4,17 \\ \tau_{\Sigma} = 16,4 \end{array} \right\}$$

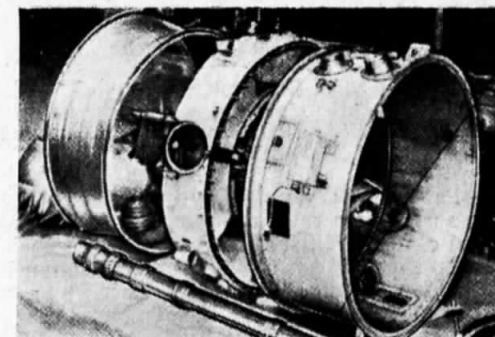
крейсерский режим
при $H=12 \text{ км}$, $M_n=0,8$

$$\begin{array}{l} D_v = 823 \text{ мм} \\ L_{дв} = 1545 \text{ мм} \\ M_{дв} = 475 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} = 0,189 \text{ кг/кгс} \end{array}$$

¹ Не указано, на каком режиме.

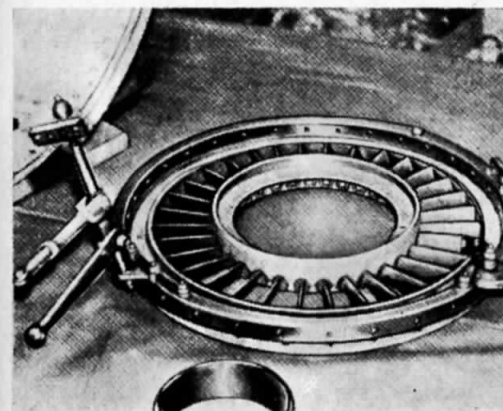
ТРДД RB.401 — компактный и простой по конструкции. Оба соосных вала двигателя вращаются в противоположном направлении. Рассчитан на обеспечение низких уровней шума и выброса загрязняющих веществ.

Вентилятор — одноступенчатый, рассчитан на пониженный уровень шума. Рабочие лопатки с малым удлинением и широкой хордой и диск — штампованные из титанового сплава. Крепление лопаток в диске — хвостовиком типа «ласточкин хвост». Рабочее колесо и отдельные поврежденные лопатки могут заменяться на двигателе. Замена лопаток производится подобранными парами для сохранения балансировки ротора. В корпусе над рабочими лопатками расположено удерживающее кольцо. Спрямолинейный аппарат вентилятора выполнен из алюминия. Носовой обтекатель имеет противообледенительные средства.

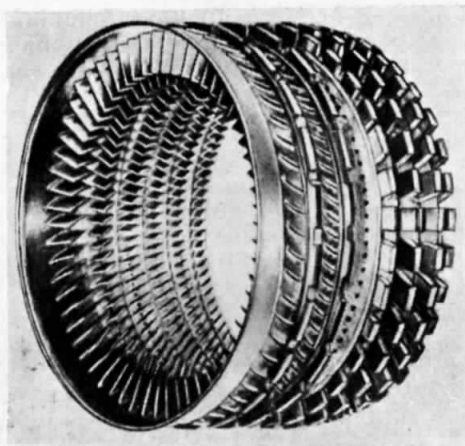


Отдельные узлы центральной части двигателя.

Компрессор — 8-ступенчатый с поворотными лопатками ВНА. Лопатки НА 1-й ступени также поворотные, выполнены из сплава нимоник 90. При входе в канал внутреннего контура имеется стальная НА. Ротор барабано-дисковой конструкции. Диски первых двух ступеней из титанового сплава присоединяются болтами к передней части барабана, который выполнен неразъемным из титанового сплава и несет с 3-й по 7-ю ступень. Рабочие лопатки этих ступеней с хвостовиком типа «ласточкин хвост» из



Узел ВНА компрессора.



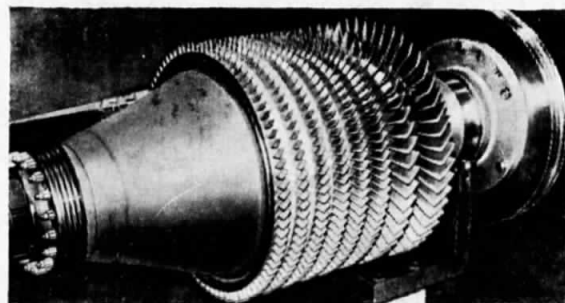
Узел статора компрессора.

готовавливаются из титанового сплава и крепятся в пазах по окружности барабана.

Рабочие лопатки 6-й ступени являются уменьшенным в определенном масштабе вариантом лопаток 5-й ступени, а лопатки 7-й и 8-й ступеней одинаковые. Диск 8-й ступени выполнен из стали, он крепится болтами к заднему фланцу барабана. Лопатки ВНА могут поворачиваться на 60° , а лопатки НА первой ступени — на 30° . Поворот направляющих лопаток осуществляется с помощью системы рычагов, приводимых в действие силовым цилиндром, в котором рабочей жидкостью служит топливо.

Лопатки направляющих аппаратов выполнены из сплава нимоник. Наружный корпус компрессора неразъемный, барабанного типа, изготавливается из жаропрочного сплава. Две соосно расположенные выточки вблизи заднего фланца корпуса предназначены для «регулирования» его теплового расширения, которое может быть согласовано с величиной удлинения лопаток, что позволяет сохранять радиальный зазор лопаток минимальным и постоянным в процессе ускорения и быстрого снижения частоты вращения ротора двигателя.

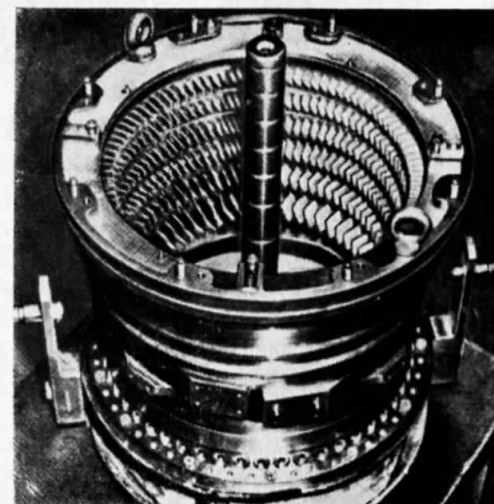
В стенке наружного корпуса за 3-й и 5-й ступенями имеются отверстия для перепуска воздуха. За последней ступенью производится отбор воздуха в противообледенительную систему и кабину самолета.



Ротор компрессора.

Камера сгорания — кольцевая с 16 Т-образными испарительными форсунками, обеспечивающими смешение топлива с воздухом до зоны горения на всех режимах работы. В ней обеспечивается высокий к. п. д. полноты сгорания не только на взлетном и крейсерском режимах, но и на переходных режимах и режиме малого газа. Размеры камеры определялись в расчете на удовлетворение норм ЕРА на выброс загрязняющих веществ (CO , CH , NO_x). Корпус камеры выполнен из стали С263.

Турбина компрессора — одноступенчатая, рассчитана на обеспечение большой долговечности и малых затрат на обслуживание. Сопловые и рабочие лопатки охлаждаются воздухом. Рабочие лопатки литые из сплава никонель 90 имеют трехзубую корневую часть и крепятся с помощью хвостовиков «сложного» типа. Воздух для охлаждения лопаток проходит по ка-



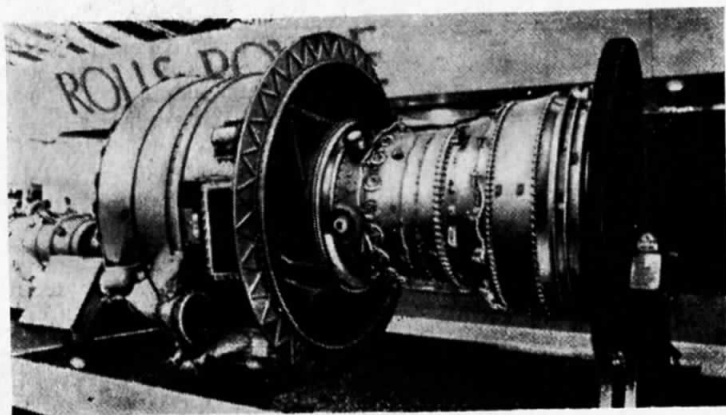
Наружный корпус компрессора.

налам вдоль передних кромок и направляется к втулочной части вблизи задних кромок, где и выбрасывается. В каналах имеются небольшие выступы-интенсификаторы для турбулизации охлаждающего воздуха.

Введено бандажирование рабочих лопаток. Соприкасающиеся кромки полок имеют Z-образную форму. Рабочее колесо из сплава уоспэллой. В сопловом аппарате скорость потока сверхзвуковая, а в рабочем колесе — околозвуковая.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки с бандажными полками на концах, несхлаждаемые, выполнены из сплава инконель 713. Лопатки имеют однозубую корневую часть и крепятся с помощью хвостовиков «сложного» типа. Диски рабочих колес из сплава FV535. Противоположное направление вращения двух основных валов позволяет упростить конструкцию соплового аппарата 1-й ступени вследствие значительно меньшего отклонения потока газа и получить лучшую аэродинамику течения. За рабочим колесом 2-й ступени следует ряд спрямляющих лопаток, установленных в выходном диффузоре с целью обеспечения прямолинейности потока в выпускной трубе для уменьшения газодинамических потерь.

Силовая конструкция. Силовой корпус выполнен из магниево-циркониевого сплава. Основные узлы крепления двигателя соединены с силовым корпусом.

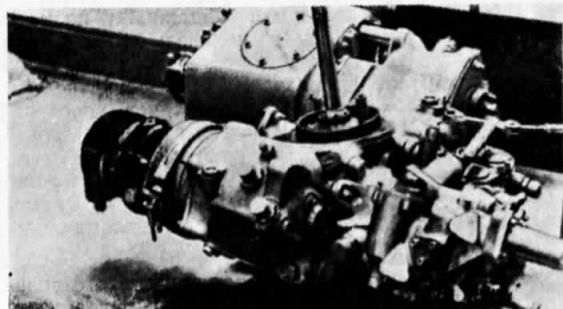


Общий вид двигателя сзади.

Корпус канала наружного контура крепится сзади к опорной раме. Ребра жесткости наружного корпуса подобраны с учетом термического расширения диск—барабан для поддержания постоянным радиального зазора. Каждый из двух соосных стальных валов вращается на двух подшипниках—шариковом и роликовом. Подшипники сгруппированы по два в узле; для снижения вибрации применено демпфирование масляной пленкой. Зоны, окружающие подшипниковые полости, вентилируются холодным воздухом.

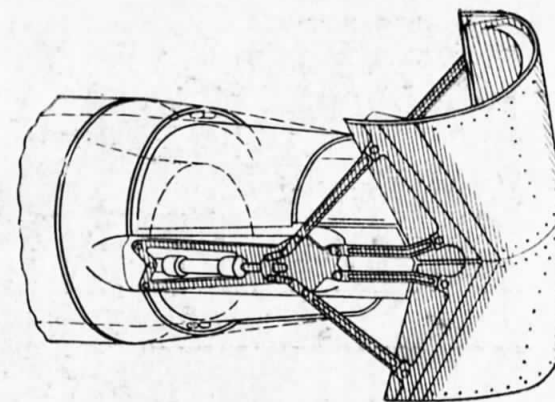
Реверсивное устройство — ковшового типа со створками (с. 127), выполненными из алюминиевого сплава, что снижает их массу на 40% по сравнению со створками из других ранее применявшихся материалов. При реверсировании тяги температура металла створок не превышает 85 °С вследствие защиты их от нагрева потоком холодного воздуха.

Система управления — гидромеханическая; регулятор подачи топлива фирмы Гэмилтон Стэндрд, выпускаемый по лицензии фирмой Даути, регулирует расход топлива, угол установки лопаток направляющих аппаратов компрессора и управляет положением перепускного клапана. Предус-



Коробка приводов вспомогательных агрегатов

Схема реверсивного устройства ТРДД RB.401-07.



мотрено применение электронного регулятора, который служит для ограничения частоты вращения ротора вентилятора и температуры газа за турбиной.

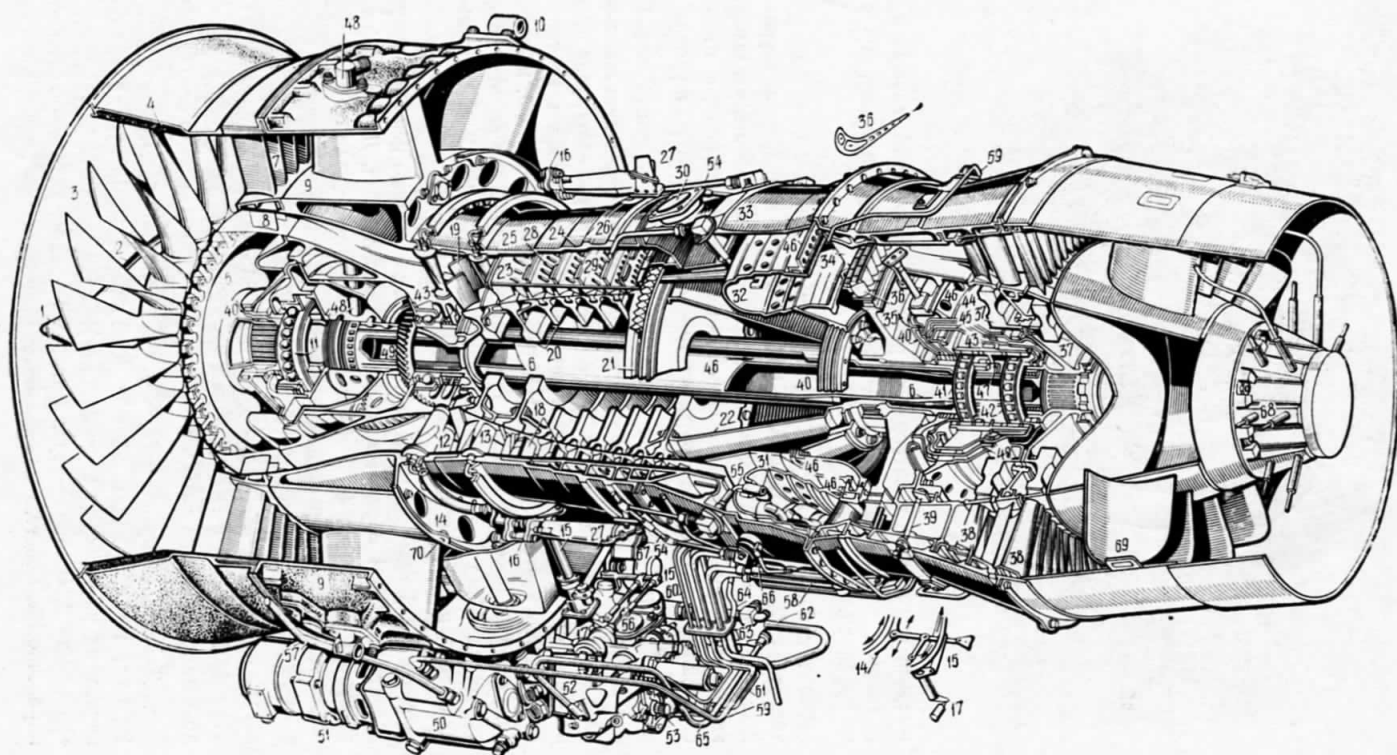
Эксплуатационные данные. Ожидаемые уровни шума двигателя должны удовлетворять существующим нормам FAR ч. 36 без применения звукопоглощающих конструкций. Двигатель будет отвечать нормам, регламентирующим допустимый уровень выделения монооксида углерода, а выброс негоревших углеводородов составит только 1/3 допустимого уровня.

Обслуживание. Блочная конструкция двигателя позволяет заменить любой узел без съема двигателя с самолета. Консольная подвеска двигателя облегчает съем вентилятора спереди и исключает влияние перегрузок на изменение зазоров в компрессоре и турбине. Для постоянного контроля состояния вентилятора, лопаток НА 1-й ступени компрессора, камеры сгорания и всех рабочих лопаток турбины имеется 8 отверстий для ввода бороскопа. Используются также датчики вибраций, установленные на двигателе, и магнитный уловитель стружки в масле.

Состояние развития. Двигатель прошел основные доводочные испытания. Четыре двигателя RB.401 поработали на стенде около 700 ч. Для сертификации требуется наработка 4000—5000 ч. Фирма считает, что для полной доводки двигателя до передачи его в эксплуатацию потребуется не менее 4—5 лет.

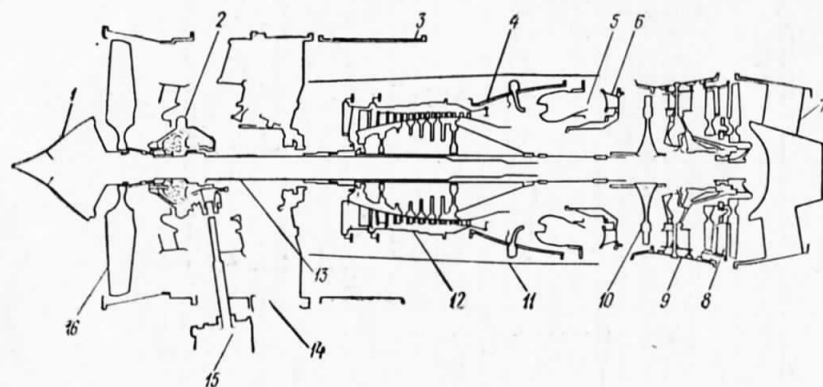
Стоимость. На начало сентября 1979 г. расходы на работы по двигателю составили 20 млн. фнт. стерл. Вся программа работ по доводке двигателя до установки его на самолет оценивалась в 90 млн. фнт. стерл.

Применение. Двигатель предназначен для небольших самолетов 1980—1990 гг., а также для замены ТРД «Вайпер». Возможно, будет применяться на пассажирских самолетах ВАе.125 серии 800, «Фалькон» 20, «Уэстунд» 2, «Сейбрлайнер», а также на новом небольшом военно-транспортном самолете.



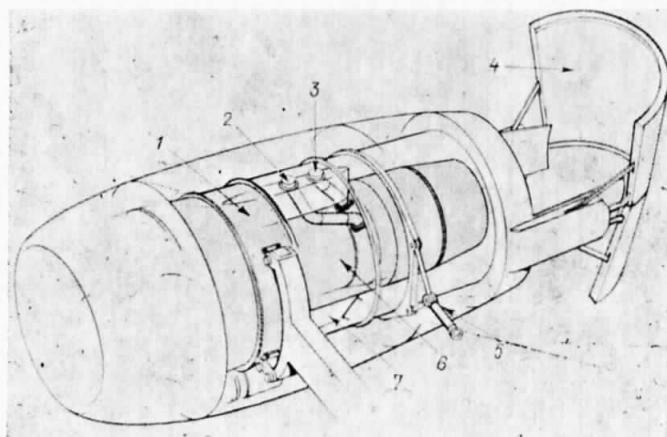
ТРДД RB.401-07 с частично вырезанным корпусом.

1—посовой обтекатель с противообледенительными средствами; 2—необогреваемая часть обтекателя; 3—лопатки вентилятора; 4—микрошарики из стекловолокна в эпоксидной смоле; 5—диск вентилятора из титанового сплава; 6—стальной вал привода вентилятора; 7—спрямляющий аппарат на выходе из вентилятора; 8—стальной спрямляющий аппарат при входе в канал; 9—основной силовой корпус; 10—узлы подвески, соединенные с основным силовым корпусом; 11—упорный подшипник вала вентилятора; 12—регулируемый ВНА (угол поворота лопаток до 60°); 13—регулируемый НА первой ступени компрессора (угол поворота лопаток до 30°); 14—кольцо силового привода поворотных лопаток ВНА и НА 1-й ступени компрессора; 15—рычажный механизм поворотных лопаток ВНА и НА; 16—рычажный механизм перепускного клапана, работающий от кольца силового привода ВНА; 17—гидромеханизм (рабочая жидкость—топливо) привода поворотных лопаток ВНА, НА 1-й ступени компрессора и перепускного клапана; 18—лопатки направляющих аппаратов; 19—рабочие лопатки компрессора; 20—диски рабочих колес компрессора; 21—стальной диск последней ступени компрессора; 22—стальной вал привода компрессора; 23—сегментированные кольца крепления внешних концов направляющих лопаток; 24—уплотнения; 25—наружный корпус; 26—ребра жесткости; 27—перепускной клапан; 28—отбор воздуха за третьей ступенью компрессора для охлаждения основного корпуса; 29—перепуск воздуха за пятой ступенью; 30—отбор воздуха за последней ступенью в противообледенительную систему и кабину; 31—сдвоенные форсунки; 32—кольцевая камера сгорания; 33—корпус из стали С263; 34—сопловые лопатки первой ступени турбины, охлаждаемые воздухом; 35—диск рабочего колеса турбины компрессора; 36—охлаждаемые воздухом рабочие лопатки турбины компрессора; 37—диск рабочего колеса турбины вентилятора из сплава FV535; 38—рабочие лопатки турбины вентилятора; 39—ребра (16 шт.), несущие корпус подшипника; 40—лабиринтное уплотнение; 41—роликовый подшипник ротора компрессора; 42—роликовый подшипник ротора вентилятора; 43—масляная полость подшипника; 44—воздушное уплотнение масляной полости; 45—полость воздушно-масляного демфера; 46—подвод воздуха для охлаждения и в систему уплотнения; 47—форсунка подачи масла распыливанием; 48—стробоскопический датчик частоты вращения ротора вентилятора; 49—передача мощности к коробке приводов вспомогательных агрегатов; 50—коробка приводов вспомогательных агрегатов; 51—генератор переменного тока; 52—гидромеханический регулятор подачи топлива; 53—входные сигналы от пилота; 54—основной трубопровод подачи топлива; 55—топливная форсунка; 56—масляный насос; 57—подвод масла к упорному подшипнику и коническим шестерням; 58—подвод холодного воздуха на турбину; 59—отвод горячего воздуха от турбины; 60—пусковое топливо; 61—воздухопровод; 62—отсос масла из турбины; 63—дренаж охлаждающей системы турбины; 64—трубопровод подачи масла в турбину; 65—основной трубопровод подачи топлива; 66—запальная свеча и воспламенитель; 67—место установки гидравлического насоса; 68—датчик температуры; 69—место крепления силовых стоек; 70—место крепления обтекателя внутреннего контура.



Блочная конструкция ТРДД RB.401.

1—передний обтекатель; 2—узел переднего подшипника; 3—наружный корпус канала вентилятора; 4—наружный корпус камеры сгорания; 5—камера сгорания; 6—сопловой аппарат турбины компрессора; 7—выходной диффузор; 8—турбина вентилятора; 9—промежуточный корпус турбины; 10—турбина компрессора; 11—внутренний корпус канала вентилятора; 12—компрессор; 13—вал ротора вентилятора; 14—промежуточный корпус; 15—коробка приводов агрегатов; 16—ротор вентилятора.



Мотогондола ТРДД RB.401.

1—основная опорная рама; 2—отбор воздуха в противообледенительную систему; 3—отбор воздуха для наддува кабины; 4—реверсивное устройство; 5—узел крепления корпуса канала наружного контура; 6—консольно расположенная газогенераторная часть; 7—масло- и топливопроводы.

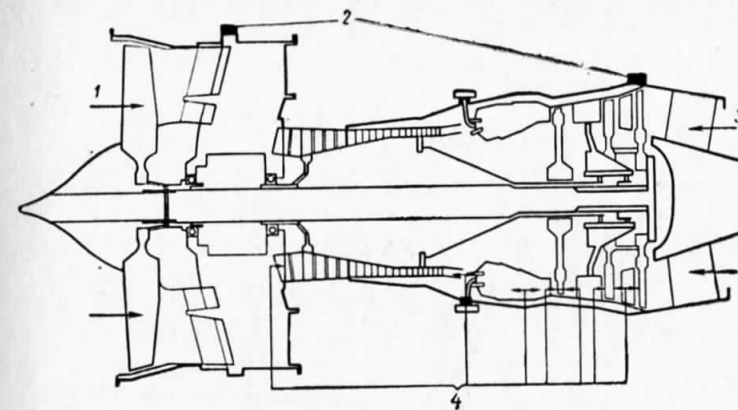


Схема осмотра ТРДД RB.401-07.

1—визуальный осмотр двигателя через входное отверстие; 2—место установки датчиков измерения вибраций; 3—визуальный осмотр через реактивную трубу; 4—места ввода бороскопов.

Этапы развития

1974 г. Начало работы по ТРДД RB.401.

1975 г. Первые сообщения о модификации двигателя RB.401-07.

1977 г. Начаты стендовые испытания ТРДД RB.401-07.

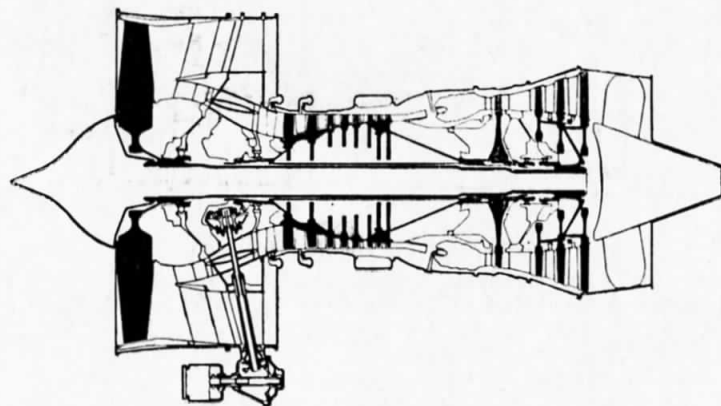
1978 г. На сентябрь наработка ТРДД RB.401-07 на стендах составила 130 ч. Двигатель показал хорошую приемистость и управляемость. Для двигателя разработано новое реверсивное устройство. Программой работ в этом году предусматривались проведение полного исследования высотных характеристик двигателя, дальнейшие испытания реверсивного устройства, а также оценка уровня шума и испытания по определению общих характеристик.

1979 г. В конце года принято решение о временной приостановке работ по двигателю.

1980 г. Фирма Роллс-Ройс представила на авиационно-космической выставке в Фарнборо макет двигателя RB.401, демонстрируя тем самым, что работы по этому двигателю не закрыты.

Варианты. Фирмой Роллс-Ройс предусматривается разработка военных вариантов двигателя тягой в диапазоне 1900—2900 кгс.

RB.432
Двухвальный ТРДД



Схематический разрез ТРДД RB.432.

$R = 8165$ кгс (взлетный режим при $H=0$, $M_n=0$, МСА)
 $R = 7095$ кгс
 $C_{уд} = 0,401$ кг/кгс·ч } взлетный режим при
 $H=0$, $M_n=0$, МСА +
 $+15^\circ\text{C}$
 $G_n = 250$ кг/с
 $m = 4,8$
 $\pi_z = 18,7$
 $R \approx 2270$ кгс } крейсерский режим
 $C_{уд} = 0,699$ кг/кгс·ч } при $H=9145$ м, $M_n=0,8$,
 $МСА + 10^\circ\text{C}$
 $D_{дв} = 1460$ мм
 $L_{дв} \approx 2260$ мм
 $M_{дв} = 1580$ кг
 $\gamma_{дв} = 0,194$ кг/кгс

Разработан на базе газогенераторной части ТРДД Роллс-Ройс RB.401-07. Двигатель рассчитан на низкий уровень шума и содержит малое число узлов с целью снижения стоимости производства.

Вентилятор — одноступенчатый без ВНА. Расположен консольно с опорой вала на упорный шарикоподшипник. Рабочие лопатки имеют широкую хорду. Лопатки спрямляющего аппарата выполнены из алюминиевого сплава.

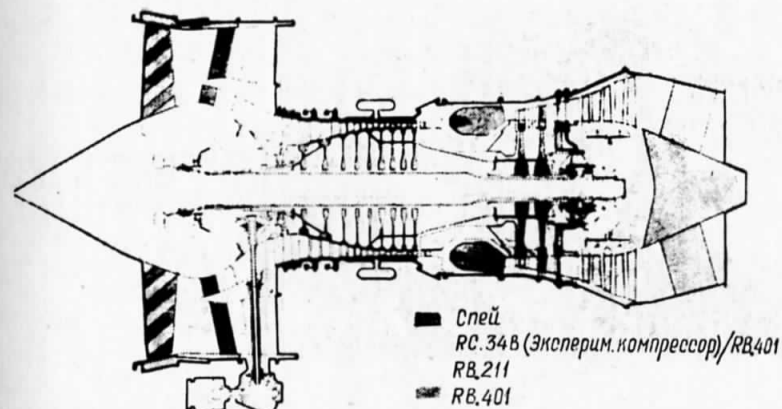


Схема использования в ТРДД RB.432-05 элементов конструкции других двигателей фирмы Роллс-Ройс.

Компрессор — 8-ступенчатый, разработан на базе компрессора двигателя RB.401.

Ротор барабанного типа выполнен с применением титанового сплава. Его конструкция приспособлена для присоединения спереди или сзади дополнительной ступени в зависимости от назначения двигателя для гражданского или военного варианта самолета. Входные направляющие лопатки и лопатки НА 2-й ступени — поворотные. Корпус (промежуточный) постоянного внутреннего диаметра представляет собой монолитное стальное литое изделие. В корпусе имеется устройство для управления углом установки регулируемых лопаток.

Камера сгорания — кольцевая, с форсунками испарительного типа, рассчитана на малое выделение загрязняющих атмосферу веществ. Корпус из листовой стали.

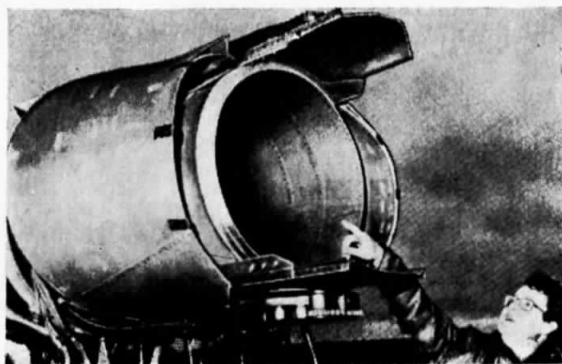
Турбина компрессора — одноступенчатая, трансзвуковая. Рабочие лопатки рассчитаны на трансзвуковую скорость, имеют профиль пера, обеспечивающий высокую степень расширения. Рабочие и сопловые лопатки с воздушным охлаждением. Вал турбины опирается на роликовый подшипник. Температура лопаток турбины (предельная) 950°C .

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая, неохлаждаемая. Валы турбины компрессора и вентилятора вращаются в противоположные стороны.

Силовая конструкция. В двигателе четыре основных подшипника.

Реактивное сопло — простой конструкции, изготовленное из стали.

Реверсивное устройство — створчатого типа, створки выполнены из алюминиевого сплава.



Реверсивное устройство
двигателя RB.432.

Эксплуатационные данные. Уровень шума будет соответствовать нормам ICAO CAN5.

Состояние развития. В продвинутой стадии разработки. На базе RB.432 создается англо-японский ТРДД RJ.500 (см. с. 163).

Применение. Предназначен для двухдвигательных пассажирских самолетов малой дальности полета, рассчитанных на 100—130 пассажирских мест.

Этапы развития

1978 г. Первое испытание опытного компрессора.

1979 г. Детальное проектирование двигателя.

1980 г. Планировалось провести испытание турбины. Предполагалось построить первый опытный двигатель.

1981 г. Намечалась постройка еще двух опытных двигателей.

Модификации

RB.432-03 предназначался для увеличенного варианта самолета BAe.111, рассчитанного на 120—130 пассажирских мест и для нового самолета Фоккер — VFW-28.

RB.432-05 — предлагается для пассажирского самолета Фоккер F.29.

П Р А Т Т - У И Т Н И ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА

ТРДД
КАНАДА

JT15D-5

Последняя более мощная
модификация ТРДД JT15D

$$\left. \begin{aligned} R &= 1360 \text{ кгс}^1 \\ C_{уд} &< 0,554 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ C_{уд}^2 &= 0,812 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч, крейсерский режим при} \\ &H = 12,2 \text{ км, } M_0 = 0,7 \end{aligned} \right\} \text{ взлетный режим}$$

$$\pi_{\Sigma} > 10,7$$

$$D_{дв} = 690 \text{ мм}$$

$$L_{дв} = 1600 \text{ мм}$$

Вентилятор — имеет повышенные значения к. п. д. и π_{Σ} по сравнению с этими данными у ТРДД JT15D-4.

Компрессор — имеет более высокие значения к. п. д. и π_{Σ} , чем у ТРДД JT15D-4.

Горячая часть — такая же, как у ТРДД JT15D-4.

Система управления. Основная — электронная фирмы Гамильтон Стэндрд. Дублирующая система — гидромеханическая.

Состояние развития. В разработке.

Применение. Предназначен для служебных самолетов с повышенными летно-техническими характеристиками. Предложен всем самолетным фирмам, участвующим в программе создания тренировочного самолета ВМС США VTX в качестве его силовой установки. Вариант ТРДД JT15D-5 тягой 1500 кгс рассматривается фирмой Джeneral Дайнемикс в качестве силовой установки нового двухдвигательного тренировочного самолета VTXTS, разрабатываемого по конкурсу ВМС США.

Этапы развития. Программа доводки ТРДД JT15D-5 рассчитана на 2 года и предусматривает наработку его в 1200 ч.

¹ Сообщается также, что $R = 1500$ кгс.

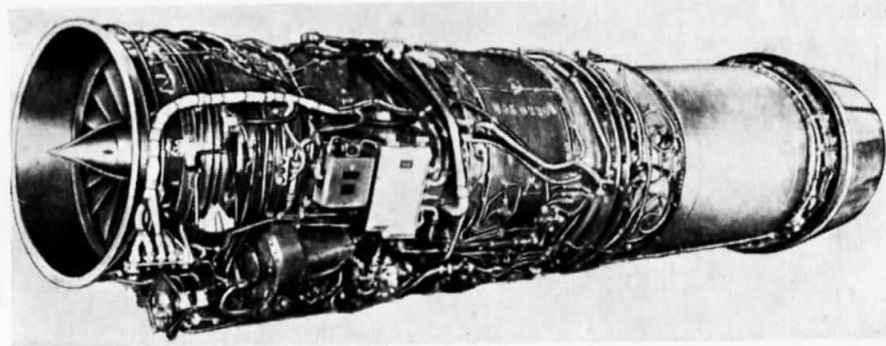
² В высотных условиях тяга JT15D-5 составляет 1,2—1,35 тяги JT15D-4, который описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 156—161.

S N E C M A

ТРДДФ
ФРАНЦИЯ

М.53-5

Одновальный ТРДДФ с общей форсажной камерой



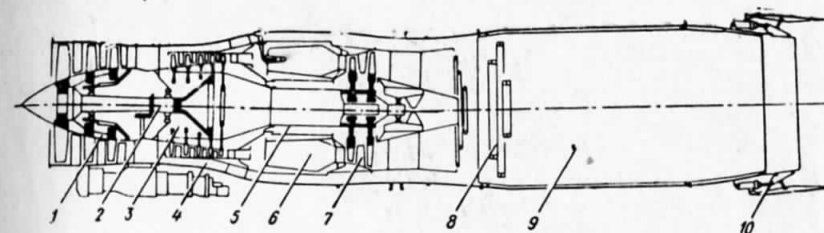
$R = 5500 \text{ кгс}$
 $R^{\Phi} = 9000 \text{ кгс}$
 $C_{уд} = 0,87 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$
 $C_{уд}^{\Phi} = 2,05 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$
 $G_v = 86 \text{ кг/с}$
 $m = 0,32$
 $\tau_k = 9,2$
 $T_r = 1470 \text{ }^{\circ}\text{K}$

взлетный режим при $H = 0$, $M_n = 0$, МСА

$R^{\Phi} = 10\,000 \text{ кгс}$ при $H = 11 \text{ км}$, $M_n = 2,2$
 $R^{\Phi} = 11\,700 \text{ кгс}$ при $H = 0$, $M_n = 1,2$
 $D_{дв} = 1053 \text{ мм}$
 $D_{вх} = 770 \text{ мм}$
 $L_{дв} = 4850 \text{ мм}$
 $M_{дв} = 1450 \text{ кг}$
 $\gamma_{дв} = 0,162 \text{ кг/кгс}$

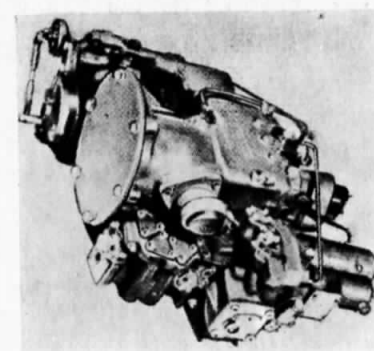
По конструкции и размерам подобен двигателю модификации М.53-2¹. Отличия заключаются в повышении степени форсирования, усилении конструкции компрессора, усовершенствовании электронно-гидромеханической системы регулирования с целью обеспе-

¹ Описание двигателя М.53-2 опубликовано в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 122—129.



Схематический разрез ТРДДФ М.53-5.

1—трехступенчатый вентилятор; 2—соединительный вал; 3—пятиступенчатый компрессор; 4—канал вентилятора; 5—вал газогенератора; 6—камера сгорания с испарительными форсунками; 7—охлаждаемая турбина; 8—топливные коллекторы с форсунками; 9—форсажная камера; 10—регулируемое сопло.



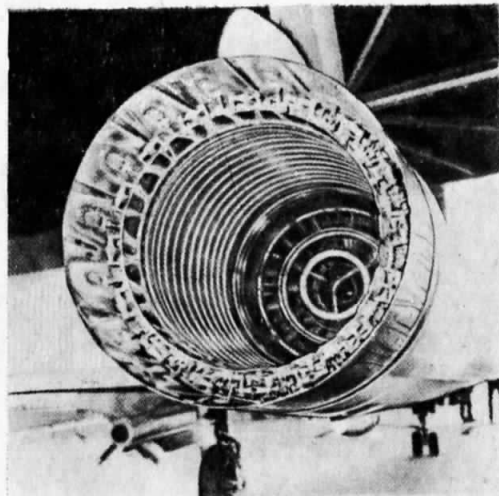
Основной гидромеханический регулятор.

чения устойчивой работы двигателя при полете с малыми скоростями на высоте, а также на переходных режимах при быстром перемещении РУД и ряде других изменений, внесенных в ходе доводки.

Состояние развития — в начале 1979 г. запущена малая серия для проведения летных испытаний на самолетах «Мираж» 2000 и «Мираж» 4000. С середины 1980 г. развернуто серийное производство двигателя. Его поставки ВВС Франции планировалось начать в 1981 г.



Аналоговое вычислительное устройство для системы регулирования.



Выпускная часть ТРДДФ М.53.

Применение — одномоторный истребитель «Мираж» 2000 (первая серийная партия), который поступит в эксплуатацию в 1983 г. Впоследствии М.53-5 будет заменен на ТРДДФ М.53-Р2.

Модификация.

ТРДДФ М.53-Р2. $R_{вз} = 6530$ кгс, $C_{уд} = 0,87—0,89$ кг/кгс·ч; $R_{вз}^{\Phi} = 9700—10\,000$ кгс, $C_{уд}^{\Phi} = 2,05$ кг/кгс·ч, $G_v = 94$ кг/с при $H=0$, $M_{п}=0$, МСА; $R^{\Phi} = 10\,300$ кгс ($H=11$ км, $M_{п}=2,2$); $R^{\Phi} = 11\,700$ кгс ($H=0$, $M_{п}=1,2$); $D_{вх} = 810$ мм, $L = 4850$ мм, $M_{дв} = 1420$ кг.

По сравнению с двигателем М.53-5 имеет модифицированный вентилятор, рассчитанный на большую производительность, более эффективную систему охлаждения новой 3-ступенчатой турбины, позволившую повысить T_r^* на 25°K , улучшенные материалы.

Стендовые испытания элементов двигателя начались зимой 1980 г., испытания всего двигателя запланированы на 1981 г., ввод в серийное производство — на 1984 г.

Предназначен для серийных одномоторных самолетов «Мираж» 2000 (с 1985 г.) и двухмоторных многоцелевых самолетов «Мираж» 4000.

Этапы создания

Декабрь 1976 г. Демонстрационные испытания.

Июль 1977 г. 50-часовое квалификационное испытание.

Май 1978 г. Начало летных испытаний на летающей лаборатории «Каравелла».

Май 1979 г. Официальное 150-часовое испытание.

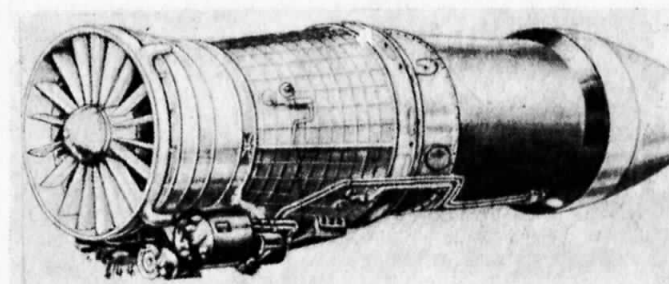
1982 г. Планируемый срок ввода в эксплуатацию

S N E C M A

ТРДДФ
ФРАНЦИЯ

М.88

Двухвальный ТРДДФ



Макет ТРДДФ М.88.

$R^{\Phi} = 7500—8500$ кгс

$C_{уд} \approx 0,78$ кг/кгс·ч

$C_{уд}^{\Phi} < 2,0$ кг/кгс·ч

$m = 0,5—0,6$

$\pi_k = 22,1$

$T_r \sim 1600^{\circ}\text{K}$

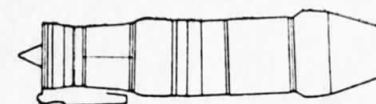
$D_{дв} = 902$ мм

$D_{вх} \approx 660$ мм

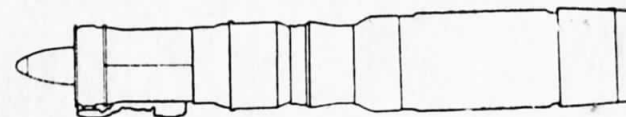
$L_{дв} \leq 3640$ мм

$M_{дв} \sim 900$ кг

$\gamma_{дв}^{\Phi} \approx 0,106—0,120$ кг/кгс



ТРДДФ М.88



ТРДФ «АТАР» 9К-50

Сравнение габаритных размеров ТРДДФ М.88 и ТРДФ «АТАР» 9К50, близких по тяге.

При создании двигателя используются результаты исследований фирмы по программе DEXTRE¹, перспективные материалы и узлы.

Вентилятор — 3-ступенчатый с ВНА, у которого задняя часть пера лопаток поворотная.

Компрессор — 6-ступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина в. д. — одноступенчатая.

Турбина н. д. — одноступенчатая.

Система регулирования — электронная, цифровая.

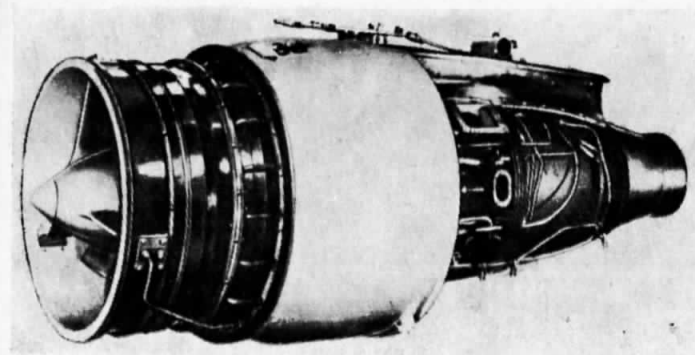
Состояние развития — стендовая отработка узлов. Стендовые испытания демонстрационного образца намечены на начало 1983 г., завершение квалификационных испытаний — на 1985—1986 гг.

Применение. Предназначается для тактических истребителей 1990-х годов, в частности, для будущего французского двухдвигательного самолета, занимающего по размерам и массе промежуточное место между истребителями «Мираж» 2000 и «Мираж» 4000, и для европейского боевого самолета ECA (European Combat Aircraft).

ТУРБОМЕКА

ТРДД
ФРАНЦИЯ

„АСТАФАН“ IVG¹



Общий вид ТРДД «Астафан» IVG.

$$\left. \begin{array}{l} R = 790 \text{ кгс} \\ C_{уд} = 0,41 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_H=0 \end{array}$$

$$\left. \begin{array}{l} R = 285 \text{ кгс} \\ C_{уд} = 0,74 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{крейсерский режим} \\ \text{при } H=6, M_H=0,5 \end{array}$$

$$m = 9$$

$$\tau_K = 8,5$$

$$D_{дв} = 660-700 \text{ мм}$$

$$D_B = 560 \text{ мм}$$

$$L_{дв} = 2220 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 200 \text{ кг (без оборудования)}$$

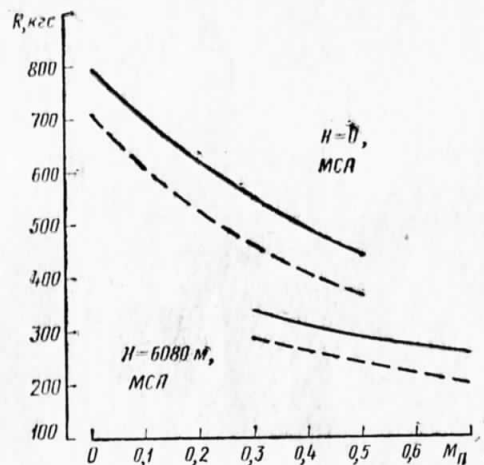
$$\gamma_{дв} = 0,253 \text{ кг/кгс}$$

Одновальный ТРДД с вентилятором, приводимым через редуктор и имеющим поворотные лопатки.

Разработан на основе газогенератора ТВД «Астазу» XX.

¹ Подробное описание двигателя «Астафан» IV приведено в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 144—155.

¹ Разработка методов и технических решений, позволяющих повысить T_T^* .



Зависимость тяги от числа M_p при $H=0$ и $H=6$ км для ТРДД «Астафан» IIG и «Астафан» IVG.

— ТРДД «Астафан» IVG;
- - - ТРДД «Астафан» IIG.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, с 11 поворотными рабочими лопатками, изготовленными из титанового сплава. Поворот лопаток осуществляется гидравлическим приводом, расположенным внутри вала вентилятора. Таким образом осуществляется регулирование тяги двигателя и ее реверсирование. За рабочим колесом вентилятора следует спрямляющий аппарат, выполненный из легкого сплава. Вентилятор и спрямляющий аппарат заключены в стальной оребренный корпус, усиленный на участке расположения рабочего колеса.

Редуктор — соосный, 2-ступенчатый, планетарный.

Компрессор — 4-ступенчатый, комбинированный; первые три ступени осевые, четвертая — центробежная. Рабочие колеса изготовлены из титанового сплава, вращающийся направляющий аппарат центробежной ступени —

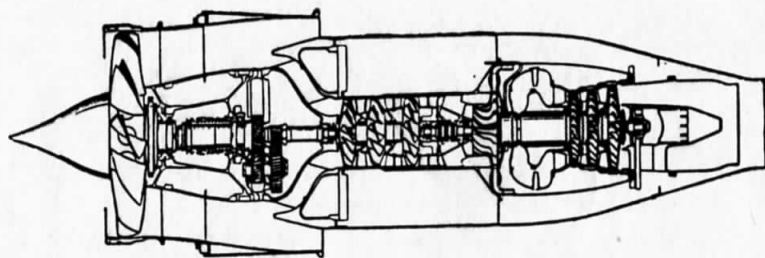


Схема ТРДД «Астафан» IVG.

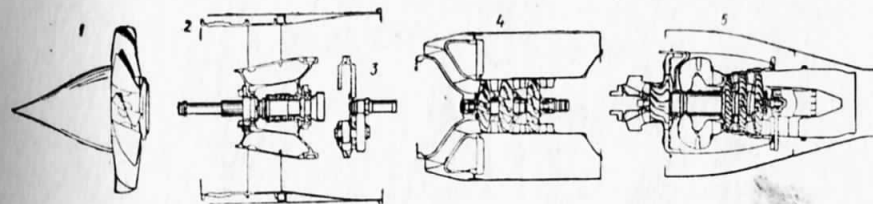
из стали, а крыльчатка — из титанового сплава. Направляющие аппараты: 1-й осевой ступени — однорядные, двух других ступеней — двухрядные. На выходе осевого компрессора имеется клапан перепуска воздуха с электроприводом.

Камера сгорания — кольцевая, с вращающимся распылителем топлива, подводящего сбоку.

Турбина — 3-ступенчатая, осевая. Первая ступень охлаждаемая. Рабочие лопатки крепятся к дискам замками «елочного» типа.

Сопла — разделенные, перегулируемые.

Система управления — гидромеханическая. Топливный регулятор с коррекцией расхода топлива по углу установки вентиляторных лопаток обеспечивает постоянство частоты вращения ротора двигателя на всех режимах. Предусмотрено ограничение $T_r^* \leq 1273^\circ\text{K}$ при повороте вентиляторных лопаток и $T_t^* \leq 773^\circ\text{K}$ при запуске. Подача топлива электронасосами низкого давления. В случае аварийной ситуации топливо может поступать в двигатель из бака самотеком. В магистрали подачи топлива в двигатель установлен отсечный кран с механическим приводом. Система топливоподачи рассчитана на обеспечение первернутого полета самолета в течение 30 с.



Основные блоки ТРДД «Астафан» IVG.

1 — вентилятор; 2 — выходной спрямляющий аппарат с корпусом; 3 — редуктор; 4 — три осевые ступени компрессора; 5 — центробежная ступень компрессора, кольцевая камера сгорания и трехступенчатая турбина.

Пусковая система. Запуск автоматический от стартера-генератора напряжением 28 В, питающегося либо от бортовой батареи, либо от аэродромного источника. Стартер отключается при достижении частоты вращения, равной 50% номинальной, на что требуется 30 с от момента нажатия на кнопку «Запуск». Время приемистости двигателя на взлете составляет 4 с.

Состояние развития. Двигатель «Астафан» IVG испытывался в полете на летающей лаборатории «Аэрокоммандер» начиная с января 1976 г. и проработал в ходе ресурсных стендовых и летных испытаний 2360 ч. Летные испытания двигателя на самолете «Фуга» 90 проводились с IX 1979 г. Начало поставок ожидается не ранее осени 1981 г. с первоначальным межремонтным ресурсом 3000 ч.

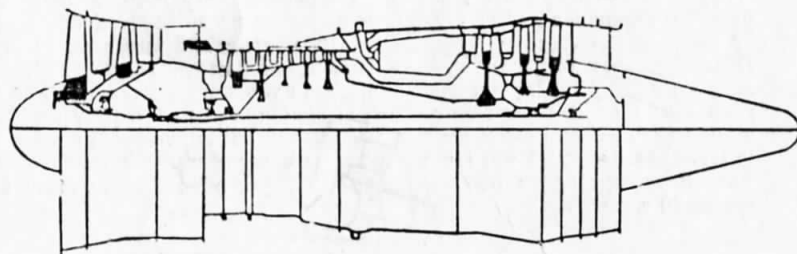
Применение — тренировочный самолет «Фуга» 90.

ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА

ТРДД
ЯПОНИЯ

CFJ801-116

Двухвальный ТРДД



Схематический разрез двигателя.

$R_{вз} = 1633$ кгс при $H = 0, M_n = 0$
 $R = 295$ кгс
 $C_{уд} = 1,0$ кг/кгс·ч } крейсерский режим при
 $m = 0,9$ $H = 13,7$ км, $M_n = 0,7$
 $\pi = 11,7$
 $D = 533$ мм
 $M_{дв} = 325$ кг
 $\gamma_{дв} = 0,2$ кг/кгс

Вентилятор — двухступенчатый, без ВНА. Оба рабочих колеса установлены консольно.

Компрессор — 5-ступенчатый, осевой.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина компрессора — одноступенчатая.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая.

Состояние развития. В разработке. Полноразмерный макет двигателя CFJ801-116 был показан на выставке национальной ассоциации по служебным самолетам.

Применение. Предназначен для будущих служебных самолетов.

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБОМЕКА

ТРДДФ
АНГЛИЯ —
ФРАНЦИЯ

„АДУР“ RT.172-58 Mk.811

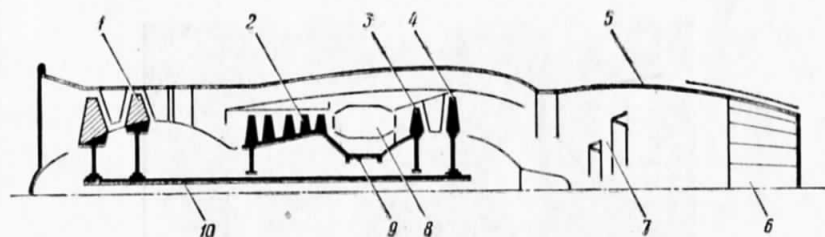
Двухвальный ТРДДФ



Общий вид ТРДДФ «Адур» 58 (Mk.811).

$R = 2505$ кгс
 $R_{\Phi} = 3810$ кгс } взлетный режим при
 $R = 2065$ кгс $H = 0, M_n = 0, MCA$
 $R_{\Phi} = 4210$ кгс } при $H = 0, M_n = 0,9, MCA$
 $m = 0,8$
 $\pi_k = 11$
 $T_{г*} = 1500$ °К
 $D_{вх} = 560$ мм
 $L = 2900$ мм
 $M_{дв} = 750-780$ кг
 $\gamma_{дв}^{\Phi} = 0,20$ кг/кгс

Создан на базе серийного ТРДДФ «Адур» Мк.804¹ и является дальнейшей модификацией двигателей семейства «Адур» с улучшенными характеристиками (его взлетная тяга на форсированном режиме превышает на 15% тягу двигателя «Адур» Мк.102). В конструкцию двигателя внесены усовершенствования, способствующие увеличению ресурса его элементов.



Принципиальная схема ТРДДФ «Адур» 58 (RT.172-58).

1 — двухступенчатый вентилятор; 2 — пятиступенчатый компрессор; 3 — одноступенчатая турбина компрессора; 4 — одноступенчатая турбина вентилятора; 5 — форсажная камера; 6 — регулируемое реактивное сопло; 7 — топливные коллекторы и желобковые стабилизаторы; 8 — камера сгорания; 9 — вал каскада в.д.; 10 — вал каскада н.д.

Вентилятор — 2-ступенчатый без ВНА с улучшенными аэродинамическими формами проточной части. Новая конструкция разработана с учетом результатов, полученных при исследовании проблемы помпажа, выявленной на ранней стадии работ по двигателю.

Компрессор — 5-ступенчатый без ВНА, улучшенной конструкции в отношении аэродинамических форм проточной части.

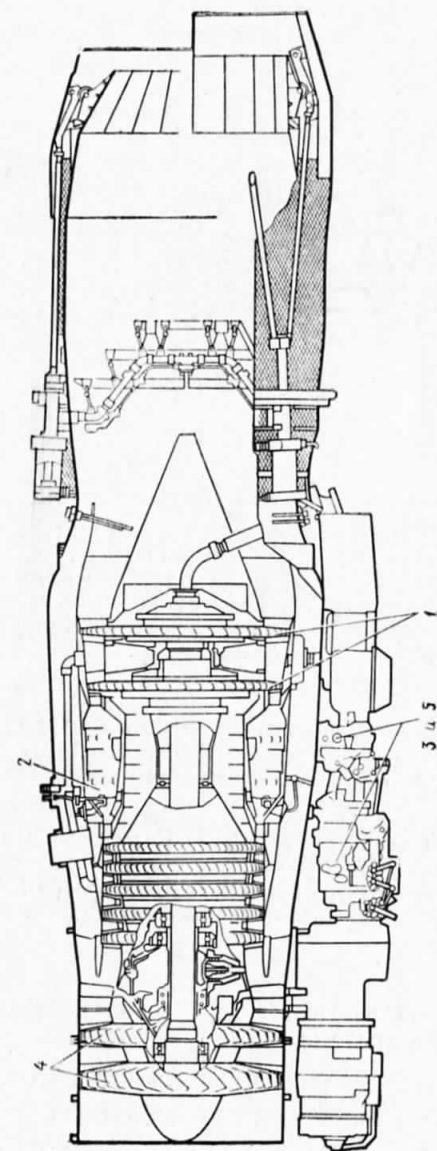
Камера сгорания — кольцевая, улучшенной конструкции. Усовершенствована конструкция жаровой трубы с целью устранения горячих и более холодных участков, что позволило снизить уровень дымления.

Турбина компрессора — одноступенчатая. В конструкции применены улучшенный диск рабочего колеса и усовершенствованная система охлаждения рабочих лопаток.

Турбина вентилятора — одноступенчатая.

Форсажная камера — выполнена в виде короткого одностенного канала, в котором установлены форсунки, четыре соосных кольцевых топливных коллектора и стабилизаторы пламени желобкового типа с испарителями. Имеется отдельный регулятор подачи топлива в форсажную камеру, позволяющий получать режим частичного форсирования.

¹ Описан в дополнении к справочнику «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1976, с. 58.



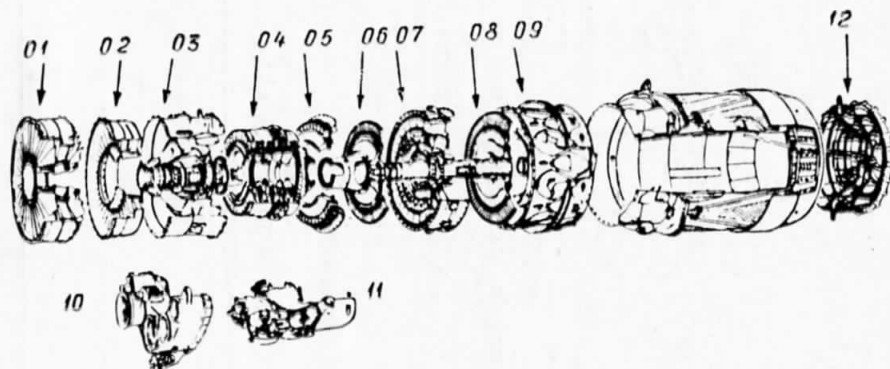
Основные изменения в процессе повышения тяги двигателей семейства ТРДДФ «Адур». 1 и 2 — улучшенная система охлаждения жаровой трубы и турбин; 3 и 5 — модифицированная система управления; 4 — новый 2-ступенчатый вентилятор улучшенных аэродинамических форм.

Реактивное сопло — регулируемое, сужающееся.

Топливная система. Топливные насосы большей производительности.

Система управления — усовершенствованная. Улучшена система подачи топлива в основную и форсажную камеры.

Обслуживание. Двигатель имеет блочную конструкцию.



Блоки двигателя «Адуир».

01—вентилятор; 02—направляющий аппарат 2-й ступени вентилятора; 03—промежуточный корпус; 04—компрессор; 05—сопловой аппарат турбины компрессора; 06—турбина компрессора; 07—сопловой аппарат турбины вентилятора; 08—турбина вентилятора; 09—смеситель; 10—внешняя коробка приводов; 11—масляный бак и фильтр; 12—форсажная камера с реактивной трубой (в варианте ТРДДФ).

Состояние развития. Серийное производство ТРДДФ RT.172-58 планировалось начать в 1980 г. Ранее выпущенные двигатели «Адуир» будут переделываться в двигатели этой модификации, при этом расход топлива новых двигателей останется на прежнем уровне.

Применение. Предназначен для самолета «Ягуар Интернэшнл» английских ВВС. При установке на экспортный вариант самолета «Ягуар» этот двигатель получил обозначение «Адуир» Mk.811. ТРДДФ «Адуир» Mk.811 предназначены для истребителей-бомбардировщиков «Ягуар», заказанных ВВС Индии и Омана.

Этапы развития

1976 г. Начата разработка двух новых модификаций двигателя «Адуир» RT.172-58 и RT.172-56.

1977 г. В декабре состоялось первое испытание двигателя на стенде.

1978 г. В феврале проведены первые испытания двигателя на форсированном режиме. В июне — августе проводились первые летные испытания двигателя на опытном самолете «Ягуар» на базе в Уортоне.

1979 г. В начале года предполагалось поставить окончательный вариант двигателя RT.178-58 для проведения дальнейших испытаний на самолете «Ягуар».

1980 г. В начале года намечалось завершить квалификационные испытания ТРДДФ RT.172-58. Успешно завершены все испытания двигателя «Адуир» Mk.811, необходимые для получения разрешения на его эксплуатацию на военных самолетах. Намечено начало серийного производства и ввод в эксплуатацию этого двигателя на самолетах «Ягуар Интернэшнл» английских ВВС.

Вариант. ТРДД «Адуир» RT.172-56 Mk.861 — бесфорсажный вариант двигателя «Адуир» RT.172-58, $R_{вз} = 2585$ кгс, $m = 0,75$; $\pi_k = 11$; $D_{дв} = 760$ мм, $L = 1955$ мм, $M_{дв} = 585$ кг. По сравнению с существующими ТРДД «Адуир» Mk.151 двигатель «Адуир» 56 обеспечивает повышение уровня тяги: на режиме взлета на 10% и на крейсерском режиме с большей скоростью полета на 20%. Увеличение тяги достигнуто благодаря внесению тех же изменений, которые приняты и для ТРДДФ «Адуир» 58. Несмотря на некоторое отличие этих двигателей, их узлы крепления, по существу, одинаковые. Стендовые испытания проводятся фирмой Роллс-Ройс с конца 1977 г. В августе 1979 г. намечалось завершить квалификационные испытания двигателя. Серийное производство было намечено на 1980 г. Предназначается для самолетов «Хоук» ВВС Англии 1980-х гг. и для нового тренировочного самолета ВМФ США VTX.

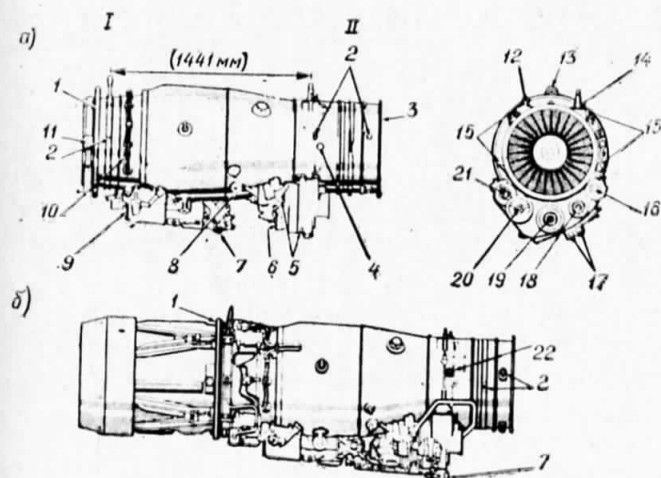


Схема двигателей «Адуир», подготовленных для установки на самолет.

а—ТРДД «Адуир»; б—ТРДДФ «Адуир».

I—задняя точка крепления; II—передняя точка крепления.

I—противопожарная перегородка; 2—отверстия для ввода бороскопа; 3—входной канал; 4—площадка для датчиков вибрации; 5—магнитные улавливатели стружки; 6—фланец установки резервных агрегатов; 7—РУД; 8—запальные свечи; 9—масляный фильтр и смотровое стекло; 10—пирометр; 11—место крепления реактивной трубы; 12—серьга; 13—задняя проушина для крепления двигателя; 14—цапфа подвески двигателя; 15—проушины для тросов; 16—ввод топлива; 17—электрические клеммы; 18—гидравлический насос; 19—генератор переменного тока; 20—стартер; 21—суфлер коробки приводов; 22—отбор воздуха для наддува топливных баков.

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБОМЕКА

„АДУР“ RT.172-63

Двухвальный ТРДДФ

$$\left. \begin{array}{l} R = 2950 \text{ кгс} \\ R\Phi = 4540 \text{ кгс} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_n=0 \end{array}$$

$$\left. \begin{array}{l} R = 2450 \text{ кгс} \\ R\Phi = 5015 \text{ кгс} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{при } H=0, M_n=0,9 \end{array}$$

$$m = 0,7$$

$$D_{вх} > 560 \text{ мм}$$

Новый более мощный вариант двигателя семейства «Адур». По сравнению с ТРДДФ «Адур» 58 имеет некоторые особенности.

Вентилятор — 3-ступенчатый, новой конструкции.

Компрессор — новой конструкции. При сочетании с новым вентилятором должен обеспечить получение увеличенной суммарной степени повышения давления.

Камера сгорания — будет такая же, как и в ТРДДФ «Адур» RT.172-58.

Турбина компрессора — новой конструкции. T_r перед турбиной будет увеличена на $\sim 40^\circ\text{K}$, что станет возможным в результате улучшения охлаждения соплового аппарата и применения новых материалов в конструкции.

Турбина вентилятора — с охлаждаемым сопловым аппаратом.

Форсажная камера — новой конструкции. Выпускная труба большего диаметра, чем на ТРДДФ «Адур» Mk.102¹.

Состояние развития. В стадии изучения конструкции.

Применение. Предназначен для самолетов SEPECAT «Ягуар» и Бритиш Аэроспейс «Хок» с улучшенными характеристиками.

Этапы развития

1979 г. Объявлено об изучении нового варианта двигателя «Адур».

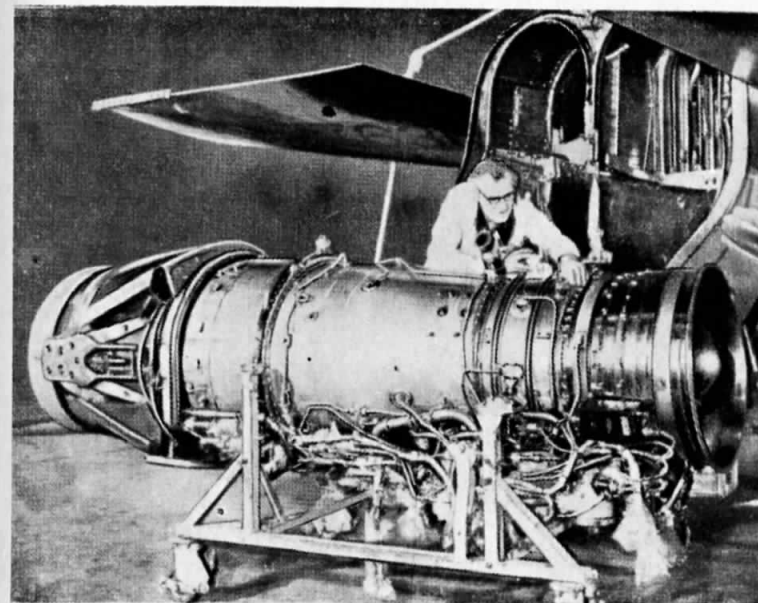
Проведены испытания нового вентилятора.

1980 г. Продолжалось изучение конструкции.

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБО-УНИОН

RB.199

Трехвальный двигатель с общей форсажной камерой¹



$$\left. \begin{array}{l} R = 4080 \text{ кгс} \\ R\Phi = 7030 \text{ кгс} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{взлетный режим} \end{array}$$

$$C_{уд}^\Phi = 2,2 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч} \quad D_{дв} = 870 \text{ мм}$$

$$G_v \geq 70 \text{ кг/с} \quad L\Phi = 3200 \text{ мм}$$

$$m \geq 1 \quad M_{дв} = 900 \text{ кг (без реверс. устройства)}$$

$$\pi_{\Sigma} = 23,4 \quad M_{дв} = 1000 \text{ кг (с реверс. устройством)}$$

$$T_r \approx 1550^\circ\text{K} \quad \gamma_{дв}^\Phi = 0,14 \text{ кг/кгс}$$

$$T\Phi \geq 1900^\circ\text{K}$$

¹ Краткие описания двигателя RB.199 опубликованы в справочниках «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975, с. 157—163 и ЦИАМ, 1978, с. 196—207.

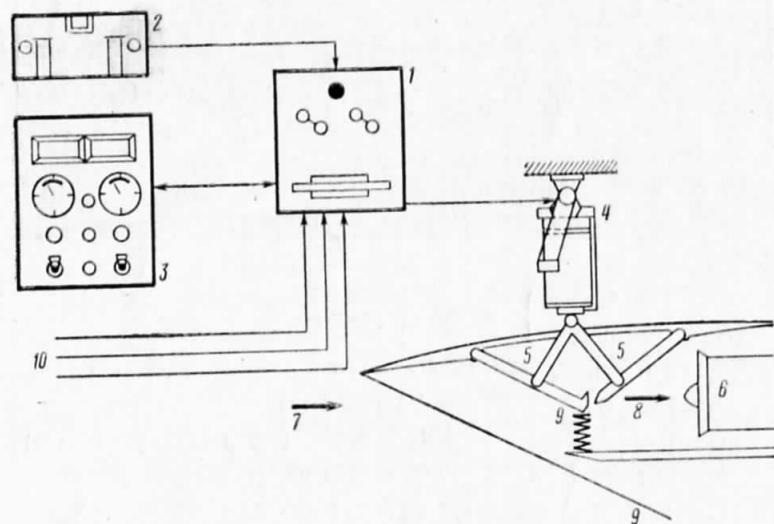
¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 190.

Двигатель запущен в крупносерийное производство и начата поставка ТРДДФ стандартного образца — RB.199 Mk.101 для многоцелевого боевого самолета (MRCA) «Торнадо».

Внесены изменения, направленные на снижение стоимости серийных двигателей, а именно применены другие материалы при изготовлении некоторых валов и дисков, большая часть механически обрабатываемых деталей заменена деталями, получаемыми точной отливкой.

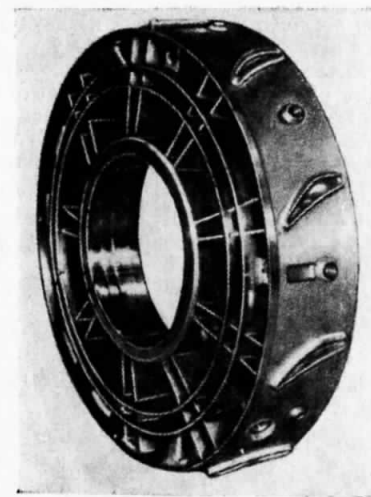
Ниже приводятся сведения о некоторых особенностях конструкции, производства и эксплуатации серийного двигателя RB.199.

Воздухозаборник. На самолете «Торнадо» применяется два разработанных фирмой Даути раздельных двумерных воздухозаборника с подвижными панелями и боковыми створками для дополнительного забора и перепуска воздуха. Система автоматического управления воздухозаборником содержит в себе замкнутый контур, соединяющий счетно-решающее устройство электронного регулятора, силовой привод панелей и датчики полной температуры. Эта система управляет положением подвижных панелей и створок соответственно режимам полета. Действие системы согласовано с системой регулирования двигателя по расходу воздуха.



Система управления воздухозаборником ТРДДФ RB.199.

1 — узел автоматического управления; 2 — вывод на панель в кабине пилота; 3 — панель ручного управления; 4 — силовой привод; 5 — регулируемые створки воздухозаборника; 6 — двигатель; 7 — поток со сверхзвуковой скоростью; 8 — поток с дозвуковой скоростью; 9 — ударная волна; 10 — входной сигнал.



Корпус подшипника вала каскада н. д.

Вентилятор — 3-ступенчатый без ВНА, выполнен полностью из титановых сплавов.

Компрессор с. д. — 3-ступенчатый, выполнен из титановых сплавов. Ротор представляет единый узел с приваренными дисками, в которых рабочие лопатки имеют пазовое крепление типа «ласточкин хвост».

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый. Рабочие колеса передних ступеней выполнены из титановых сплавов, а рабочие колеса задних ступеней и все лопатки направляющих аппаратов — из жаропрочной стали. Корпус, разработанный с учетом обеспечения температурной компенсации на основе результатов рентгенографии работающего двигателя, рассчитан на сохранение радиальных зазоров и соответственно устранение износа концов рабочих лопаток.

Камера сгорания — кольцевая с испарительными форсунками. Жаровая труба, выполненная из никелевого сплава, крепится к внешнему корпусу болтами, расположенными в хвостовой части. Корпус выполнен методом штамповки и химического фрезерования из никелевого сплава.

Турбина компрессора в. д. — одноступенчатая. Рабочие и сопловые лопатки выполнены точным литьем из жаропрочных никелевых сплавов с последующей машинной обработкой.

Турбина компрессора с. д. — одноступенчатая с охлаждаемыми сопловыми лопатками, получаемыми в результате машинной обработки точного литья из никелевых сплавов. Воздух для охлаждения отбирается за третьей ступенью компрессора в. д.

Турбина вентилятора — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки неохлаждаемые.

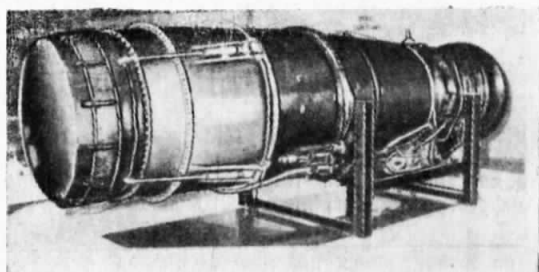
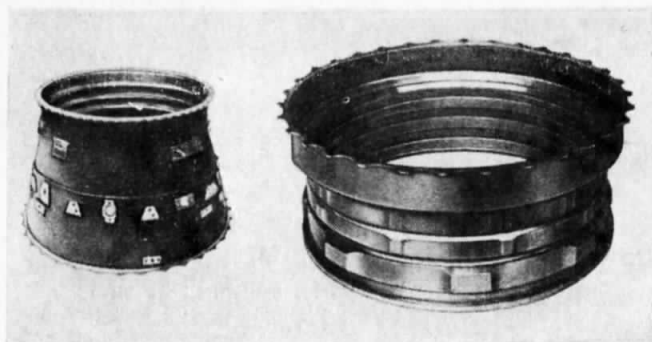
Форсажная камера — общая для обоих контуров без смесителя. Рассчитана на объемный расход газа 85 м³/с. Крепится к переднему концу реактивной трубы, выполненной из титанового сплава. Тепловой экран, защищающий реактивную трубу, охлаждается воздухом.

Реактивное сопло — регулируемое. В сужающейся части имеется 14 шарнирно укрепленных частично перекрывающихся створок, позволяющих изменять площадь сечения сопла от минимального до максимального в зависимости от условий полета.

Реверсивное устройство — каждый из двух двигателей самолета «Торнадо» оснащен встроенным реверсивным устройством с двумя внешними полукруглыми створками, которые приводятся гибкими валиками от пневмотора, работающего на воздухе, отбираемом за компрессором в. д. Поворотные створки различаются на «левом» и «правом» двигателях. Время перехода с режима максимального реверсирования на режим, соответствующий 95% тяги боевого режима, равняется 2 с.

Система управления — электронно-гидромеханическая с электронным регулятором МЕСУ фирмы Лукас. Эта система представляет собой самоконтролирующуюся аналоговую систему и имеет: два полностью идентичных

Элементы корпуса двигателя RB.199.



Двигатель RB.199 с макетом форсажной камеры новой конструкции.

Реактивное сопло.
а — створки открыты; б — створки закрыты.

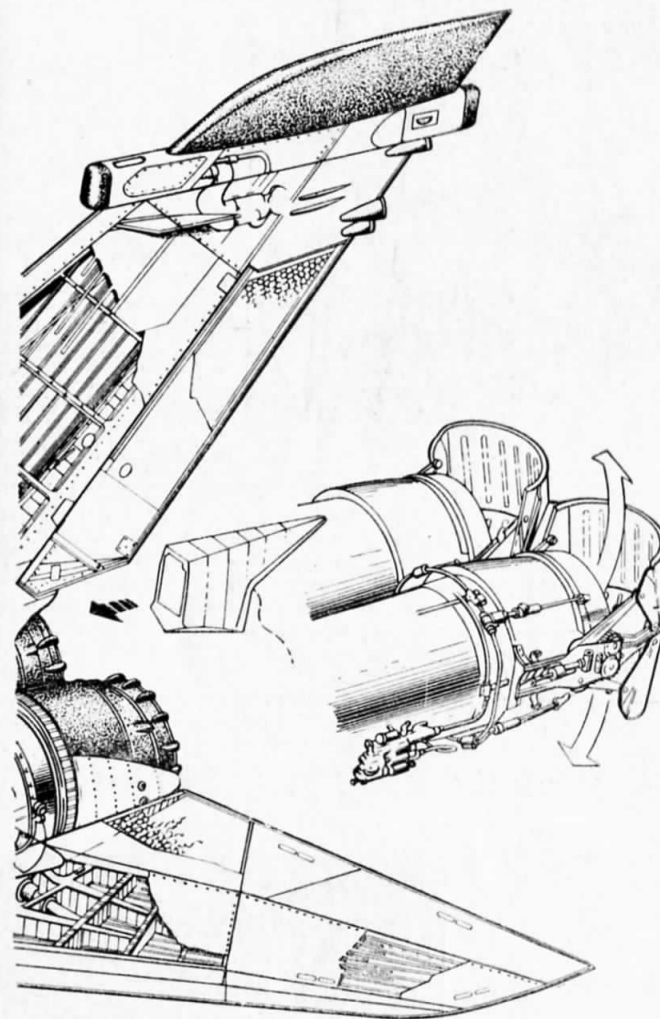
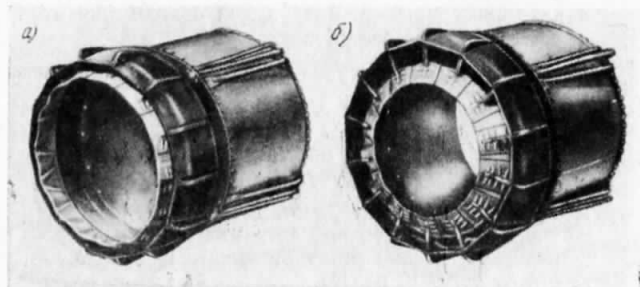
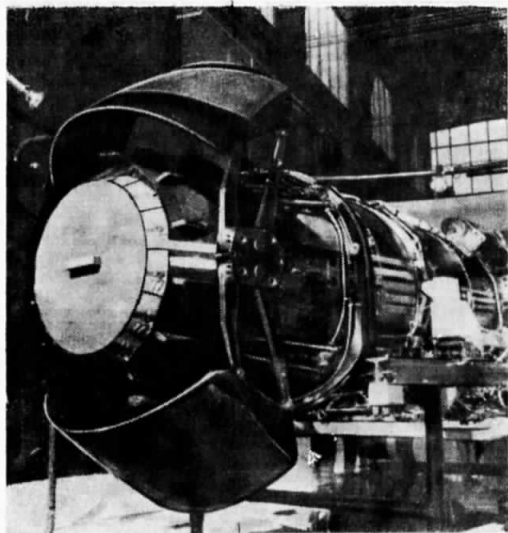
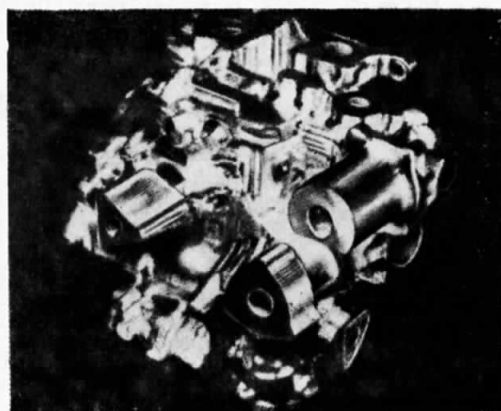


Схема расположения реверсивных устройств ТРДДФ RB.199 на самолете «Торнадо».

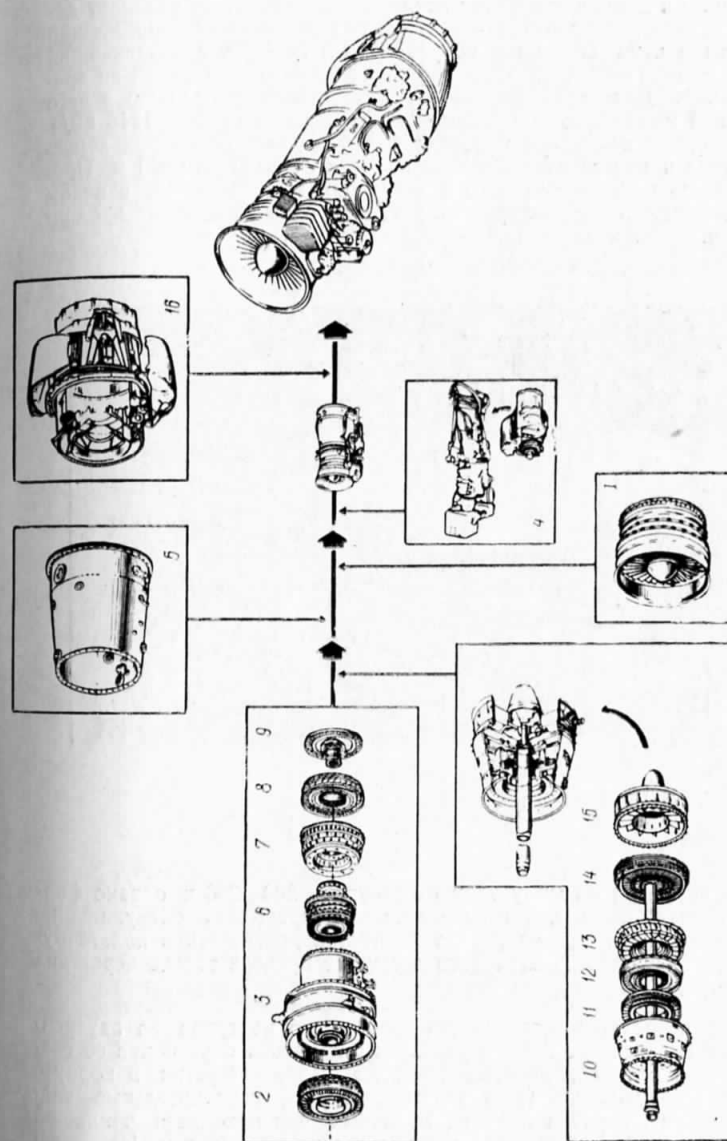


Вид сзади на реверсивное устройство ТРДДФ RB.199.

автономных контура регулирования газогенераторной части двигателя с автоматическим переключателем на второй контур в случае отказа первого и один контур регулирования форсажной камеры. Все контуры скомпонованы в едином корпусе. Электронный регулятор MECU, получая сигналы, характеризующие условия полета и работу двигателя, регулирует подачу топлива на переходных и установившихся режимах, согласуясь с действием системы регулирования воздухозаборника. Этот же регулятор MECU управляет положением створок реактивного сопла. Система управления обладает высокой гибкостью и быстродействием. Перепрограммирование может осуществляться с высокой точностью. В соответствии с требованиями фирмы Ролле-Ройс эта система должна сохранять работоспособность при температуре окружающей среды до 120 °С, 20-кратных перегрузках и вибрациях до 400 кГц.



Регулятор для ф.к. ТРДДФ RB.199.

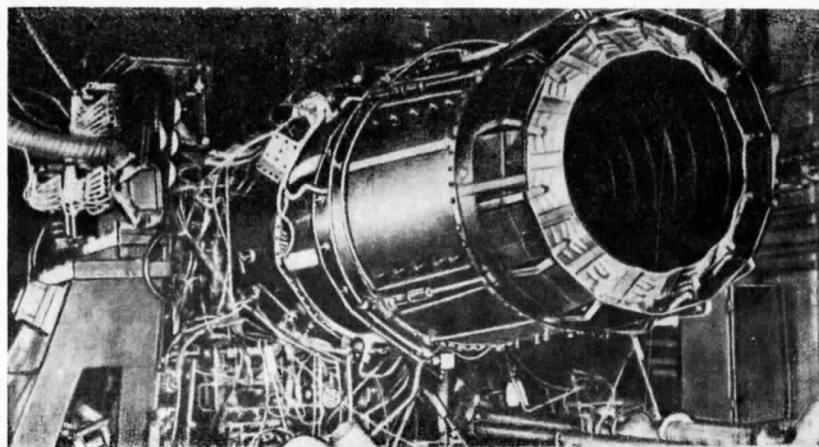


Последовательность сборки блоков ТРДДФ RB.199.

1—вентилятор; 2—компрессор с.д.; 3—промежуточный корпус; 4—коробка приводов; 5—корпус наружного контура; 6—компрессор в.д.; 7—камера сгорания; 8—сопловой аппарат турбины в.д.; 9—розор турбины в.д.; 10—корпус турбины; 11—сопловой аппарат турбины компрессора с.д.; 12—розор турбины компрессора с.д.; 13—сопловой аппарат турбины вентилятора; 14—розор турбины вентилятора; 15—выходной диффузор; 16—форсажная камера, сопло и реверсивное устройство.

Эксплуатационные данные. Время полной приемистости (с режима малого газа до максимальной нефорсированной тяги): 4 с на высотах до 3 км и 12 с на высотах свыше 3 км. Время полной приемистости на малой высоте (с режима полетного малого газа до чрезвычайного боевого режима) — 6 с.

Надежность. Наземные и летные испытания показали, что двигатель обладает достаточной прочностью: обломки в результате механических повреждений при попадании птиц полностью сохранялись в корпусе, а возникавший помпаж не вызывал поломок даже при многократном повторении во время испытаний. Двигатель способен противостоять попаданию в него птиц большой массы при полете самолета со скоростью $V_n = 1215$ км/ч. Во время летных испытаний проведен ряд успешных повторных запусков двигателя в полете на различных высотах от 3000 до 9000 м. Продолжительность работы двигателя и запас масла проверялись в целом ряде самолетовывлетов с дозаправкой в полете, один из которых продолжался 3,5 ч.



ТРДДФ RB.199 на испытательном стенде.

Ресурс. Двигатели переданы в эксплуатацию с ресурсом 200—300 ч, однако фирма Турбо-Унион считает, что целесообразно проводить обслуживание «по состоянию», так как ежегодная наработка двигателей в полете будет такой, что наработка элементов достигнет предела только через два года эксплуатации.

Обслуживание. Обеспечивается возможность зрительного контроля за внутренними частями двигателя без его разборки с помощью бороскопов со световолокнистой оптикой, которые вводятся через отверстия в корпусе двигателя. Оборудование (регуляторы, заслонки, исполнительные элементы, датчики), коробка передач, масляный бак находятся в нижней части двигателя для облегчения доступа к ним на самолете. Намечены мероприятия по увеличению жизненного цикла двигателя и повышению прочности его элементов на серийных самолетах. Возможно, будет установлен переключатель «rease/wag» (полная/неполная тяга) для ограничения уровня рабочих температур и величины тяги при тренировочных полетах в условиях мирного времени.

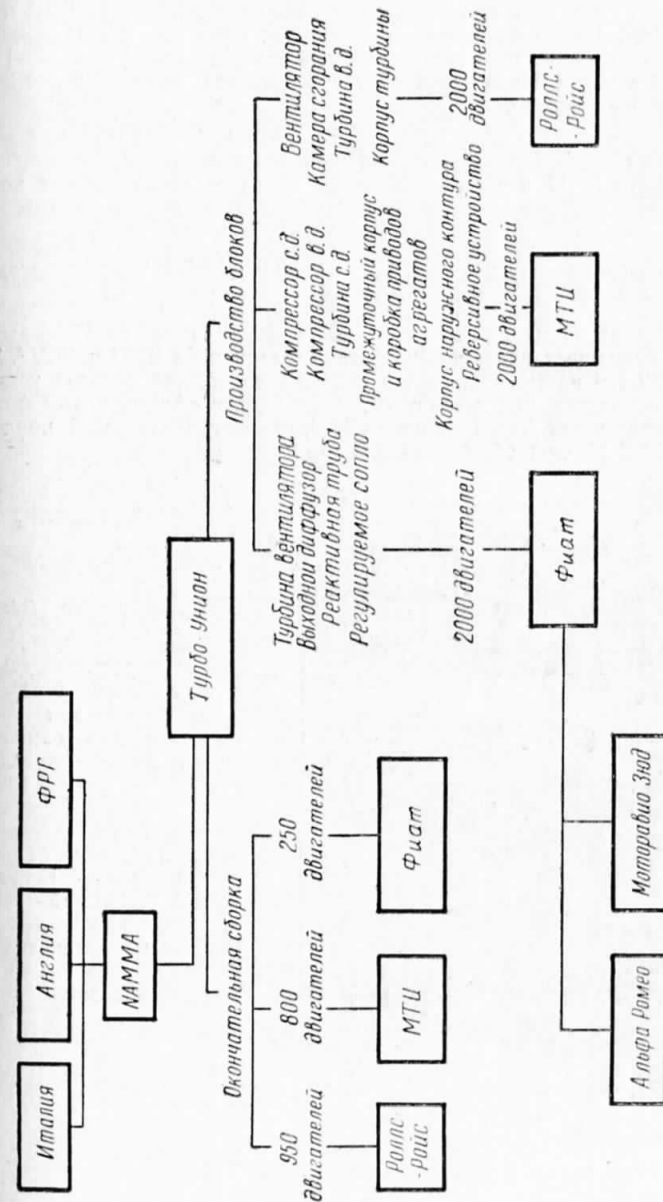


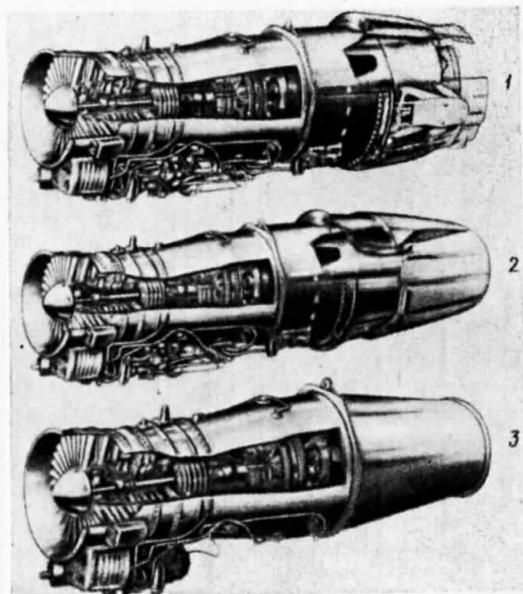
Схема организации производства ТРДДФ RB.199.

Состояние развития. Начато серийное производство, в котором участвуют все три фирмы консорциума, отвечающие за полный объем работ по производству двигателей соответственно числу самолетов, заказанных каждой из трех стран. Для заказанных 809 самолетов «Торнадо» ВВС и ВМС ФРГ, ВВС Англии и Италии запланировано выпустить >2000 двигателей. В скором времени планируется достичь темпа производства 10—12 двигателей в месяц. Наивысший темп производства составит более 20 двигателей ежемесячно.

Выпуск двигателей RB.199 займет около 15% всей производственной мощности отделения авиационных двигателей фирмы Роллс-Ройс и 40—45% фирм MTU и Фиат. Выполнена почти половина работы по трехгодичной программе эксплуатационной доводки двигателя, которая по плану должна быть закончена к концу 1981 г.

Стоимость. Стоимость эксплуатационной доводки ТРДДФ RB.199 по трехгодичной программе оценивается в 750 млн. западногерманских марок.

Применение. Предназначен для многоцелевых боевых самолетов «Торнадо», которые будут поставляться ВВС Англии в вариантах IDS¹ и ADV². Кроме того, RB.199 рассматривается в качестве возможной силовой установки таких самолетов, как израильский истребитель «Ариэ», новый французский истребитель Дассо «Мираж» 2000, самолет тактической поддержки AMX ВВС Италии (бесфорсажный вариант).



Варианты ТРДДФ
RB.199.

1—стандартный двигатель с ф.к. и реверсивным устройством предназначен для самолета «Торнадо»; 2—доведенный ТРДДФ RB.199 с ф.к., но без реверсивного устройства предназначен для самолета «Торнадо» в варианте истребителя ADV ПВО; 3—упрощенный ТРДД RB.199 без ф.к. предназначен для тренировочных самолетов.

¹ Interdiction Strike — истребитель вторжения.

² Air Defence Variant — истребитель ПВО.

Этапы развития двигателя RB.199

С 1972—1977¹ гг. Проведение летных и стендовых испытаний. Работы по устранению неполадок.

1978 г. Объявлено об отсрочке начала серийного производства на ~6 мес. На ноябрь характеристики двигателя все еще были на 5% ниже расчетных. На конец года общая наработка составила 22 000 ч. В декабре между фирмой Турбо-Унион и НАММА² заключен договор на 3-годичную программу по эксплуатационной доводке двигателя. В сентябре получено разрешение на производство еще одной партии в 600 двигателей.

1979 г. Начато серийное производство. В соответствии с программой доводки проведены следующие виды испытаний: ресурсные испытания при T_r до превышающей наибольшие значения, которые могут возникнуть при эксплуатации; испытания по оценке характеристик; по проверке управляемости двигателя и способности к повторному запуску; испытания на высотном стенде в условиях, воспроизводящих наиболее трудные режимы летной эксплуатации; испытания на стойкость при забросе льда, града, песка и птиц; проверка на устойчивость к коррозии. Завершены 150-часовые официальные квалификационные испытания (FQT). На март наработка двигателей во время летных испытаний превысила 5000 ч, а общая наработка составила более 23 000 ч. Испытания прошли: 16 двигателей, построенных для стендовых испытаний, и еще 51 двигатель — для летных испытаний. Начато изучение проекта двигателя с повышенными характеристиками. Начаты работы по переоборудованию вентилятора и его турбины. На середину года поставлено более 150 двигателей.

1980 г. Начаты крупносерийное производство и поставки двигателей стандартного образца. Заявлено, что двигатели обеспечивают гарантированную форсированную тягу, потребную при боевом маневрировании самолета и при переходе на сверхзвуковой полет, а также имеют низкий удельный расход топлива в длительном крейсерском полете на малой высоте при работе на режиме без форсирования тяги. К середине 1980 г. двигатели наработали 30 000 ч, из них 7000 ч в полете. Сообщается, что почти наполовину выполнены работы по программе эксплуатационной доводки двигателя, которая должна быть завершена к концу 1981 г.

Модификации и варианты

Усовершенствованный ТРДДФ RB.199 Mk.101 будет создан в результате работ по трехгодичной программе эксплуатационной доводки существующего двигателя к концу 1981 г. Он будет взаимозаменяем с двигателями, установленными на самолеты «Торнадо» более раннего выпуска. Цель программы доводки состоит в увеличении тяги ТРДДФ RB.199 Mk.101 на 5% и снижении удельного расхода топлива на 2—3%. Кроме того, ставится задача снизить стоимость двигателя, увеличить срок службы двигателя и его основных элементов. Этот двигатель будет иметь компрессор с.д. с повышенной пропускной способностью и несколько более высокую температуру газа перед турбиной, что должно способствовать намеченному увеличению тяги.

В конце 1980 г. были проведены начальные испытания демонстрационного двигателя.

¹ Более подробно этапы работ за перечисленные годы описаны в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 207.

² Комитет НАТО по самолету MRCA.

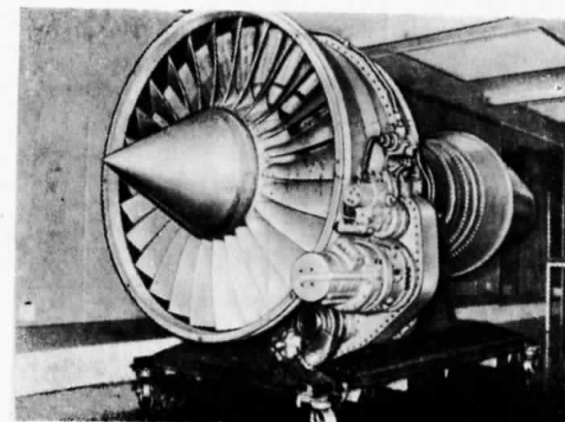
RB.199-62. Тяга двигателя возрастет на 15—20% по сравнению с серийным ТРДДФ RB.199 Mk.101. Степень двухконтурности будет снижена с 1,1 до 0,9 при увеличении расхода воздуха через внутренний контур и соответствующем согласовании мощности турбины усовершенствованного вентилятора. В числе основных особенностей: новый вентилятор усовершенствованной конструкции, новая система регулирования, измененная форсажная камера, отсутствие реверсивного устройства. На европейском истребителе ТКФ-90 не предусматривается применение реверсивного устройства, поэтому появилась возможность удлинить форсажную камеру на ~152 мм, что позволит улучшить процесс горения в ней и увеличить тягу (с. 155). Будут применены усовершенствованные турбины компрессоров в. д. и с. д. Турбина компрессора с. д. измененной конструкции уже испытана на установке; на усовершенствование турбины компрессора в. д. выделены средства. Эти работы должны быть завершены до конца 1981 г. На разработку двигателя потребуется 3—4 года. Двигатель предлагается для нового европейского истребителя ТКФ, но, возможно, он будет применяться также на самолетах «Торнадо» и будет иметь большое количество узлов, взаимозаменяемых с узлами стандартного ТРДДФ RB.199.

РОЛЛС-РОЙС/ДЖЕПЭН ЭНДЖИН

ТРДД
АНГЛИЯ—
ЯПОНИЯ

RJ-500

Двухвальный ТРДД



Общий вид макета двигателя

$R = 9100 \text{ кгс}^1$	}	взлетный режим при $H=0, M_n=0, \text{МСА} +$ $+15^\circ\text{C}$
$G_B = 280 \text{ кг/с}$		
$m = 4,77$		
$\pi_2 = 19,7$		
$R = 1800 \text{ кгс}$	}	крейсерский режим при $H \approx 10\,700 \text{ м}, M_n = 0,75,$ МСА
$C_{уд} = 0,651^2 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$		
$D_{вх} = 1500 \text{ мм}$		
$L = 2565 \text{ мм}$		
$M_{дв} = 1860 \text{ кг}$		
$\gamma_{дв} = 0,205 \text{ кг/кгс}$		

¹ Расчетная. При неизменных габаритных размерах двигателя его тяга может быть увеличена более чем на 10%.

² По-видимому, для неустановленного двигателя.

Разрабатывается английской фирмой и консорциумом японских фирм Дженн Энджин на базе ТРДД Роллс-Ройс RB.432 (с. 132) и японского ТРДД FJR.710¹; технология и выбор материалов основаны на опыте производства ТРДД RB.211 и «Спей». Рассчитан на обеспечение минимального ухудшения характеристик в период эксплуатации.

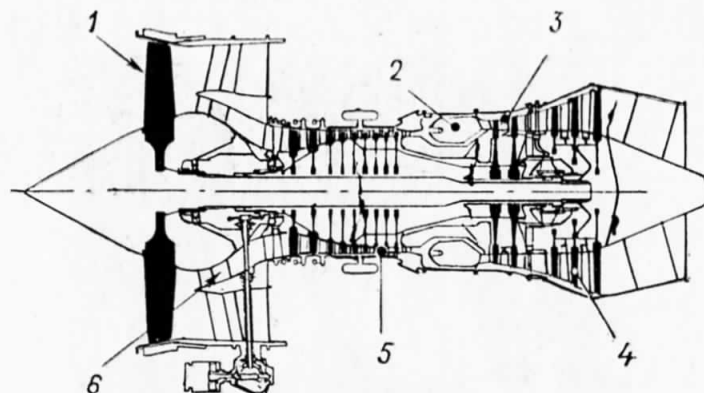


Схема ТРДД RJ.500.

1—одноступенчатый вентилятор; 2—кольцевая камера сгорания; 3—двухступенчатая турбина компрессора; 4—трехступенчатая турбина вентилятора; 5—девятиступенчатый компрессор; 6—проточная часть внутреннего контура.

Вентилятор — одноступенчатый, выполненный с применением титановых сплавов. Лопатки без противовибрационных полок, отличаются высокой стойкостью при попадании посторонних предметов и птиц. Создается на базе вентиляторов ТРДД RB.401 (с. 122) и RB.432 (с. 132), при этом втулочная и профильная части лопаток заимствованы у ТРДД RB.211 и FJR.710.

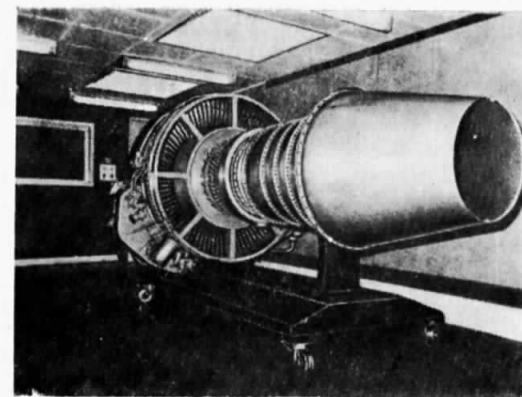
Компрессор — 9-ступенчатый. Лопатки на первых трех ступенях поворотные. Разработан на базе подобного узла ТРДД RB.401 с учетом технических решений, принятых в экспериментальном компрессоре RC34B. Имеет оригинальную систему регулирования радиальных зазоров.

Камера сгорания — кольцевая, с испарительными форсунками. Разработана на основе подобного узла ТРДД RB.401. Рассчитана на получение оптимального поля температур в выходном сечении. При разработке камеры особое внимание уделялось обеспечению требований по выбросу загрязняющих веществ.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая с охлаждаемыми лопатками первой ступени. Рабочие лопатки литые с направленной кристаллизацией, как и в ТРДД RB.211. Разработана с учетом технических решений, принятых для турбин ТРДД RB.211 и FJR.710.

¹ Описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 162—169.

Общий вид макета ТРДД RJ.500 (сзади).

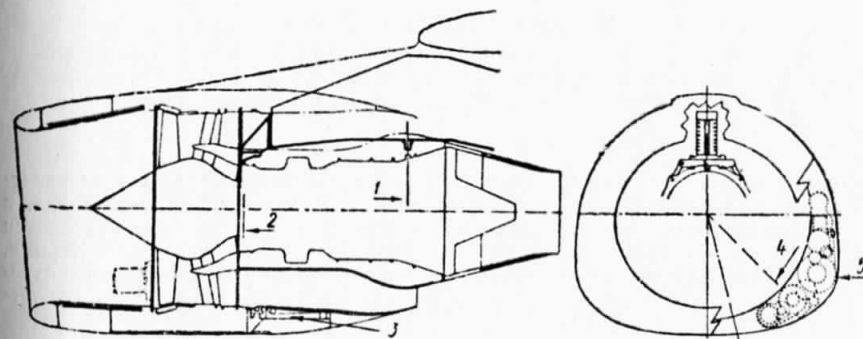


Турбина вентилятора — 3-ступенчатая, неохлаждаемая. Разработана на базе подобного узла ТРДД RB.211 и FJR.710.

Силовая конструкция. Каждый вал двигателя передней частью опирается на шариковый упорный подшипник, а задней — на роликовый. Все подшипники с демпфированием масляной пленкой. В целях обеспечения максимальной жесткости двигатель выполнен коротким.

Реверсивное устройство — решетчатого типа.

Привод агрегатов. Коробка приводов монтируется на корпусе вентилятора, как в ТРДД RB.211. В случае установки двигателей под крылом самолета возможно боковое расположение коробки.

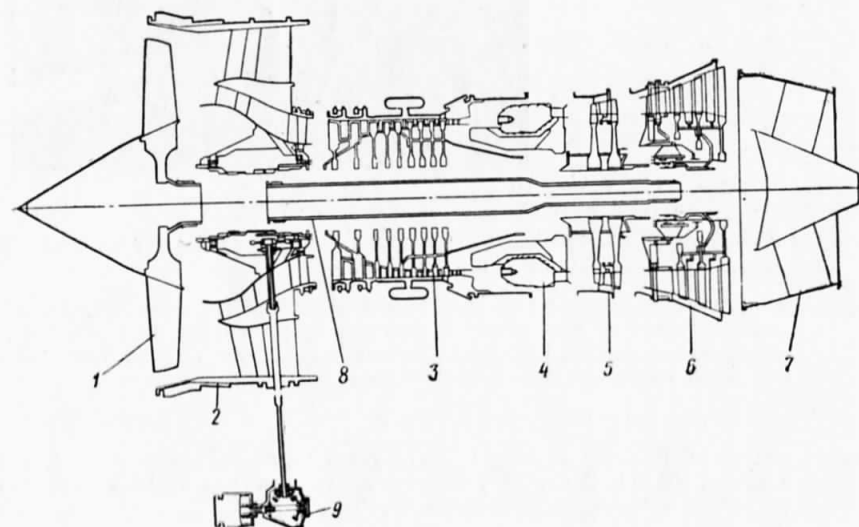


Расположение двигателя RJ.500 при его установке под крылом самолета.

1—плоскость задней подвески; 2—плоскость передней подвески; 3—струеотражательные решетки реверсивного устройства; 4—передача к коробке приводов агрегатов; 5—вспомогательные агрегаты.

Эксплуатационные данные. Расчетные уровни шума для самолета с двумя ТРДД RJ.500 взлетной массой ~60 т: сбоку от ВПП — 94 EPN дБ, при взлете и пролете — 87,5 EPN дБ, при снижении на посадку — 98 EPN дБ. Уровень дымления должен удовлетворять нормам ЕРА, установленным для новых двигателей, сертифицированных позже 1984 г.

Обслуживание. Предусмотрены отверстия для ввода бороскопа вдоль проточной части.



Основные блоки ТРДД RJ.500.

1—вентилятор; 2—промежуточный корпус; 3—компрессор; 4—камера сгорания; 5—турбина компрессора; 6—турбина вентилятора; 7—выходное устройство; 8—вал каскада и. д.; 9—коробка приводов агрегатов.

Состояние развития. В разработке. Объем работ по созданию двигателя разделен следующим образом: фирма Роллс-Ройс отвечает за каскад в. д. и коробку приводов вспомогательных агрегатов и на ее долю приходится 50% всего объема работ; три японские фирмы — Исикавадзима Харима, Мицубиси и Кавасаки, входящие в консорциум Дженэн Энджин, отвечают за каскад п. д. и на их долю приходится 30, 10 и 10% соответственно.

В течение 25 лет предполагается продать более 3000 двигателей.

Стоимость. Общая стоимость разработки определяется в 580 млн. долл., которая предположительно будет разделена поровну между сотрудничающими фирмами.

Применение. Предназначается для новых и существующих двухдвигательных самолетов местных авиалиний вместимостью 120—160 пассажиров, в частности для самолетов В.737-300, Фоккер F29 и аэробусов SA («Сингл Айл»).

Этапы развития

1979 г. В декабре подписано соглашение о начале совместной разработки двигателя, первоначально обозначенного как ТРДД ХJB.

1980 г. Двигателю присвоена марка RJ.500. Начались стендовые испытания элементов двигателя, включая вентилятор, компрессор, камеру сгорания и турбину и. д. Эти испытания намечалось завершить в конце 1980 г.

1982 г. Планируется первое стендовое испытание двигателя. В программе доводки планируется использовать ~12 двигателей.

1984 г. Намечена сертификация двигателя.

1985 г. Готовность первого серийного двигателя.

1986 г. Предположительный срок передачи в эксплуатацию.

Модификация

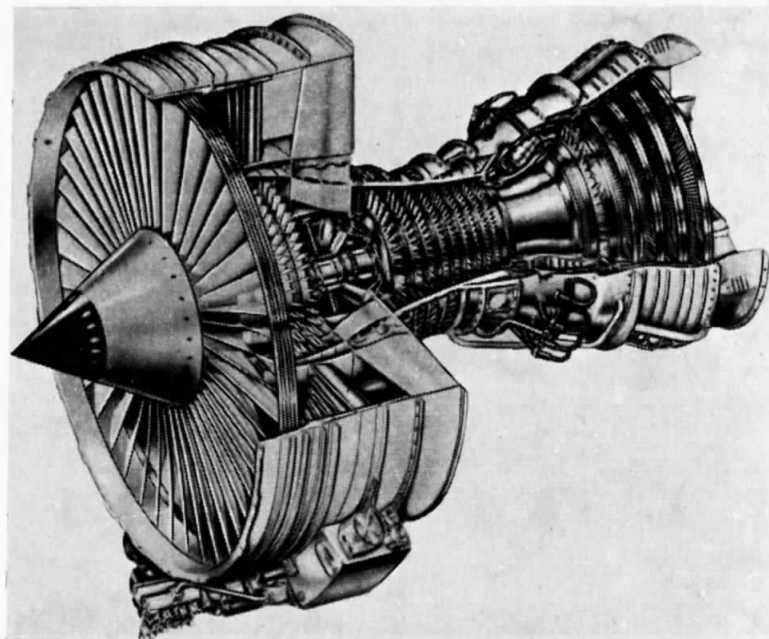
ТРДД RJ.500-10 тягой ~9900 кгс с увеличенной степенью повышения давления в вентиляторе и более высокой температурой газа перед турбиной по сравнению с основным двигателем RJ.500.

СНЕСМА/ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

ТРДД
ФРАНЦИЯ—
США

CFM.56-2¹

Маломощный двухвальный ТРДД



$R = 10\,900^2 \text{ кгс}$ до $t_n = 30^\circ \text{C}$ $C_{уд} = 0,36 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$ $G_n = 375 \text{ кг/с}$ $m = 6$ $\pi_y = 26$	взлетный режим при $H=0$, $M_n=0$	$D_n = 1730 \text{ мм}$ $D_{дв} = 1800 \text{ мм}$ $L = 2430 \text{ мм}$	$M_{дв} = 2093^3 \text{ кг}$ $\gamma_{дв} = 0,192 \text{ кг/кгс}$
$R = 3135 \text{ кгс}$ (набор высоты при эшелонировании при $H=9,1 \text{ км}$, $M_n=0,8$) $R = 2880 \text{ кгс}$ $C_{уд} = 0,66 \text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$	крейсерский режим при $H=9,1 \text{ км}$, $M_n=0,8$		

¹ ТРДД CFM.56 подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1978, с. 208—218.

² Без отбора воздуха и мощности на самолетные нужды, без учета потерь в воздухозаборнике, но с учетом потерь в сопле.

³ Со стандартным оборудованием; без стартера, сопла и реверсивного устройства.

Обладает высокой устойчивостью к повреждениям при попадании посторонних предметов и способностью работать при повышенных частоте вращения, температуре газа перед турбиной и в условиях повышенной вибрации.

Ниже приведены дополнительные сведения о двигателе, результатах его доводки и некоторых введенных изменениях.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА. Передний обтекатель конусообразной формы. При изготовлении противовибрационных полок рабочих лопаток вентилятора отказались от применения композиционного материала на основе эпоксидной смолы. Особое внимание уделено стойкости и уменьшению вторичных повреждений при попадании посторонних предметов. С этой целью увеличена толщина рабочих лопаток. Они способны выдерживать без заметного повреждения удар нескольких средних птиц (по 700 г). Была продемонстрирована локализация оборвавшейся лопатки при частоте вращения 5275 об/мин. Высота рабочей лопатки ~600 мм.

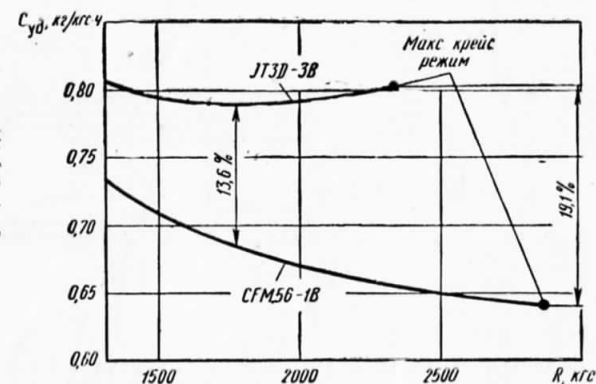
Компрессор н. д. — 3-ступенчатый на одном валу с вентилятором.

Компрессор в. д. — 9-ступенчатый с большим запасом по ГДУ. Рабочие лопатки способны выдержать удар одной крупной птицы массой ~2 кг. Диски ротора соединены между собой сваркой трением.

Камера сгорания — кольцевая. Продолжается поиск оптимального компромиссного решения для обеспечения низших уровней выброса окиси углерода и окислов азота. В настоящее время уровень выброса углеводородов ниже, а уровень выброса СО выше норм ЕРА на 1981 г. Уровень выброса NO_x выше норм ЕРА на 1984 г. Выброс СО предполагается довести до норм ЕРА (к концу 1984 г.) усовершенствованием системы регулирования подачи топлива.

Турбина компрессора — одноступенчатая. Рабочие лопатки с широкой хордой. Предполагалось ввести систему активного управления радиальными зазорами, в которой расход охлаждающего воздуха должен регулироваться цифровым электронным контуром фирмы Дженерал Электрик. При этом расход останется максимальным в случае отказа контура, что приведет к ухудшению характеристик, но устранит возможность повреждения двигателя.

Сравнение дроссельных характеристик ТРДД JT3D-3B и CFM.56-1B на крейсерском режиме ($H = 9,1 \text{ км}$, $M_n = 0,8$, МСА).



Гурбина вентилятора — 4-ступенчатая.

Реверсивное устройство — решетчатого типа фирмы SNECMA в наружном контуре.

Проведена (конец 1979 г.) первая серия испытаний, в ходе которых было осуществлено 1000 циклов его включений, причем 20 из них — при имитации прерванного взлета.

Эксплуатационные данные. По оценке фирмы SNECMA, ухудшение характеристик двигателя CFM.56 в эксплуатации составит ~1% после начальной наработки 4000 ч. Затраты на техническое обслуживание самолета Боинг 707-320 при использовании двигателя CFM.56 составят 22 долл. за 1 ч работы его в полете против 35 долл./ч при использовании двигателя JT3D-3B.

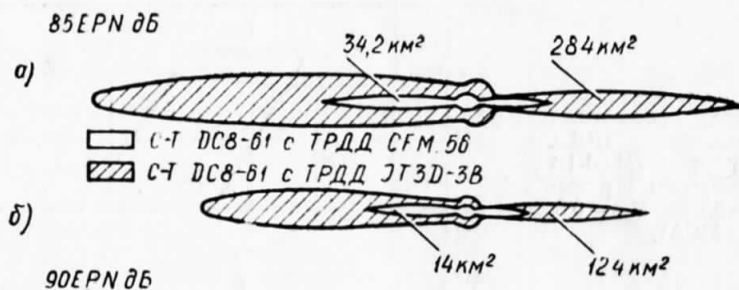
Самолеты Боинг 707-700 с двигателями CFM.56 будут удовлетворять нормам на шум 1985 г.

Ресурс и наработка. По данным циклических испытаний CFM.56 при эксплуатации его на самолетах В.707 и DC.8 с продолжительностью полета 3,5 ч и тяге двигателя 8890 кгс межремонтный ресурс его элементов составит:

- для камеры сгорания 9500 ч,
- соплового аппарата турбины компрессора 9200 ч,
- рабочих лопаток турбины компрессора 7500 ч,
- сопловых аппаратов турбины вентилятора 9200 ч,
- рабочих лопаток турбины вентилятора 8200 ч.

Суммарная наработка во время испытаний CFM.56 к XI 1980 г. превысила 8000 ч. Кроме того, двигатель уже прошел испытания по циклам «А» длительностью по 6 ч и по циклам «С» длительностью по 20 мин; испытания на превышение температуры газа в турбине, превышение частоты вращения и при расбалансировке, испытания на работоспособность двигателя в условиях бокового и попутного ветра.

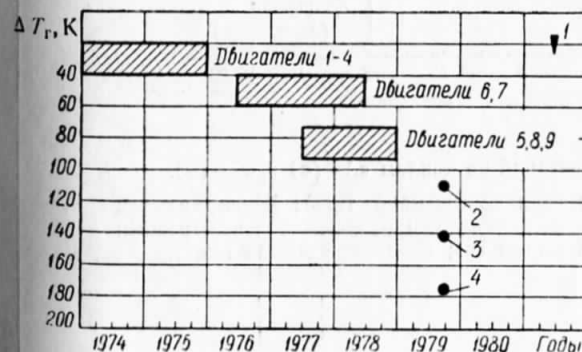
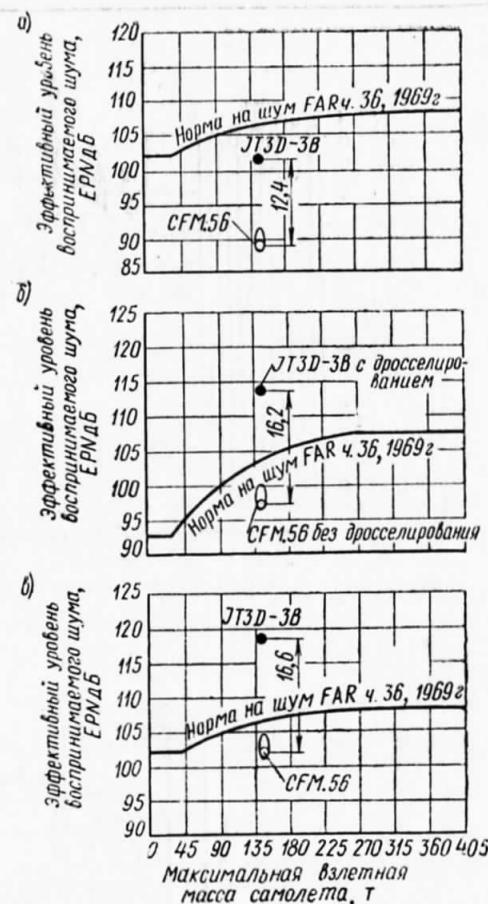
Программой доводки предусматривалась наработка 12 500 циклов «А» и «С». Два двигателя уже поработали по 1500 циклов «С». При этих



Сравнение площадей (м²) шумового следа самолета DC-8-61 с ТРДД CFM.56 и с ТРДД JT3D-3B.

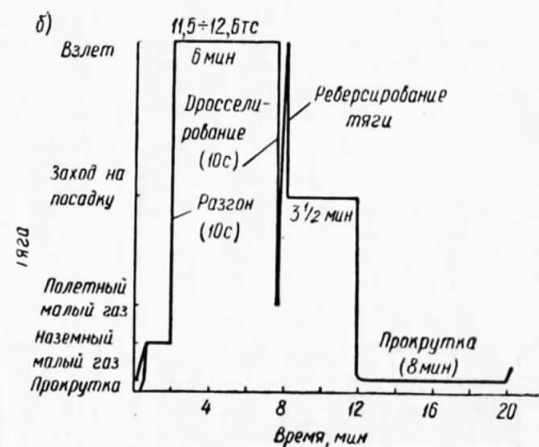
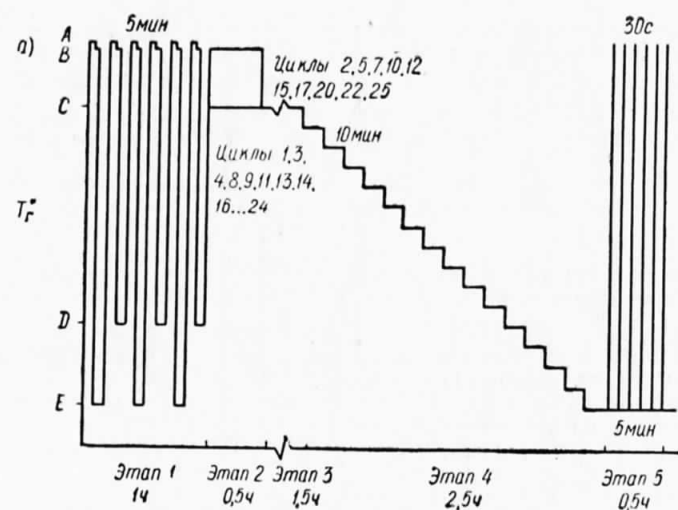
Расчетные эффективные уровни воспринимаемого шума самолета Боинг 707 с двигателями JT3D-3B и CFM.56.

а — при взлете на расстоянии 650 м сбоку от ВПП; б — при наборе высоты на расстоянии 6,5 км от начала разбега; в — при снижении на посадку на расстоянии ~2 км от посадочного торца ВПП.



Увеличение запаса по T_g в ходе доводки двигателя.

1 — срок ввода ТРДД CFM.56 в эксплуатацию; 2 — запас по T_g при сертификации двигателя тягой 10 900 кгс; 3 — запас по T_g при уменьшении тяги двигателя в эксплуатации до 10 000 кгс; 4 — запас по T_g при уменьшении тяги двигателя в эксплуатации до 8890 кгс.



Программа испытаний по циклам «А» (a) и «С» (б).

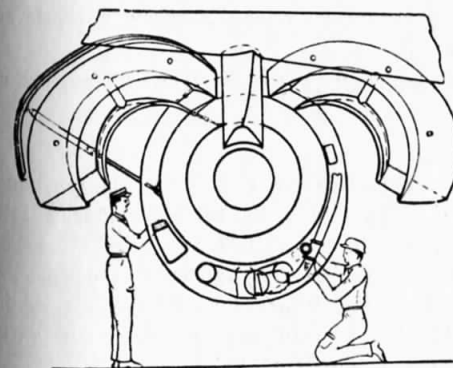
А—взлетный режим (при повышенной тяге); В—нормальный взлетный режим; С—максимальный продолжительный режим; D—полетный малый газ; E—земной малый газ.

испытаниях 1/3 циклов проводилась при предельном значении T_r , а также при дисбалансе дисков роторов в.д. и н.д. Кроме того, температура газа за турбиной была на 60 °К выше нормальной, а тяга двигателя достигала 12 065 кгс при $t_n = 30$ °С. Нарботка 1500 циклов «С» эквивалентна 4730 двухминутным взлетам, а также 7500—9500 ч работы деталей «горячей части» при нормальной эксплуатации.

Обслуживание. Система контроля вибраций ТРДД CFM.56 на самолете Боннг 707 разработана отделением ELECMA фирмы SNECMA и выполняет следующие функции:

1) постоянный контроль уровня вибраций по восьми каналам измерения в широкой полосе частот;

2) постоянную индикацию уровня вибраций в узкой полосе, центральная частота которой соответствует частотам вращения роторов двигателя $n_{н.д.}$ и $n_{в.д.}$ благодаря следящим фильтрам, настраиваемым по сигналам $n_{н.д.}$ и $n_{в.д.}$. Выбор слежения по $n_{н.д.}$ или $n_{в.д.}$ осуществляется вручную с помощью переключателя. Применение следящих фильтров значительно повышает точность определения уровня вибраций и облегчает диагностику. Система обработки информации и система индикации объединены в один блок, смонтированный на приборной доске в кабине пилота. Сигналы вибрации, посылаемые пьезоэлектрическими датчиками, усилители которых расположены на двигателе, поступают в этот блок наряду с сигналами $n_{н.д.}$ и $n_{в.д.}$. Применение пьезоэлектрических датчиков обусловлено тем, что они обеспечивают широкую полосу пропускания и более надежны в тех условиях, которые характерны для ТРДД.

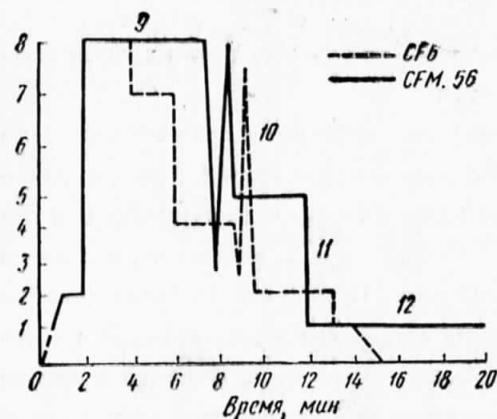


Обеспечение доступа к ТРДД CFM.56 на самолетах Jet для технического обслуживания.

Состояние развития. Сертифицирован ФАУ США и ГУГА Франции в ноябре 1979 г. Ввод двигателя в эксплуатацию запланирован на конец 1981 г. Заказано около 500 ТРДД CFM.56 для модернизации самолетов DC-8, К XI 1980 г. изготовлено 18 двигателей.

Цена двигателя. Один ТРДД CFM.56 стоит 1,2 млн. долл.

Применение. Предназначается для пассажирских самолетов DC-8-60, -80 (поставка первого самолета запланирована на конец 1981 г.) и топливозаправщиков KC-135.



Сравнение программ испытаний по циклу «С» для ТРДД CFM.56 и CF6.

1—раскрутка; 2—наземный малый газ; 3—полетный малый газ; 4—заход на посадку; 5—снижение; 6—рабочие режимы; 7—набор высоты; 8—взлет и реверсирование тяги; 9—большая продолжительность работы на взлетном режиме; 10—реверсирование тяги; 11—более жесткий переходный режим; 12—более продолжительное охлаждение.

Этапы развития. После сертификации двигателя в ноябре 1979 г. продолжались его стендовые и летные испытания с целью дальнейшего улучшения эксплуатационных характеристик. Так, в середине 1980 г. двигатель подвергался:

испытаниям на стойкость лопаток вентилятора при попадании посторонних предметов (при забросе 7 птиц массой по 750 г на повышенной частоте вращения потеря тяги не превышала 25% расчетной величины);

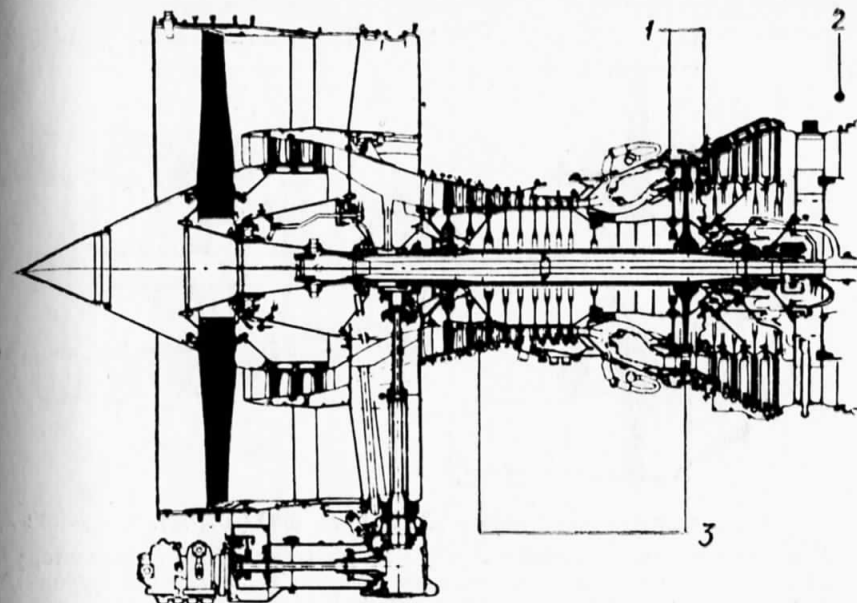
испытаниям на работу вентилятора без одной лопатки, которые завершились удовлетворительно;

150-часовым ресурсным испытаниям, состоявшим из 25 циклов по 6 ч каждый.

Модификации

CFM.56-1B1. $R_{вз}=9980$ кгс постоянная до $t_n=32^\circ\text{C}$. Предназначен для переоборудования самолета-заправщика KC-135A. Установку этих двигателей на самолет планируется начать в 1982 г.

CFM.56-2C1. $R_{вз}=9980$ кгс постоянная до $t_n=30^\circ\text{C}$. Для увеличения срока службы деталей «горячей части» температура газа перед турбиной снижена примерно на 35°K по сравнению с двигателем тягой $R=10\,900$ кгс. Предназначается для самолетов DC-8.



Схематический разрез ТРДД CFM.56 (rerated).

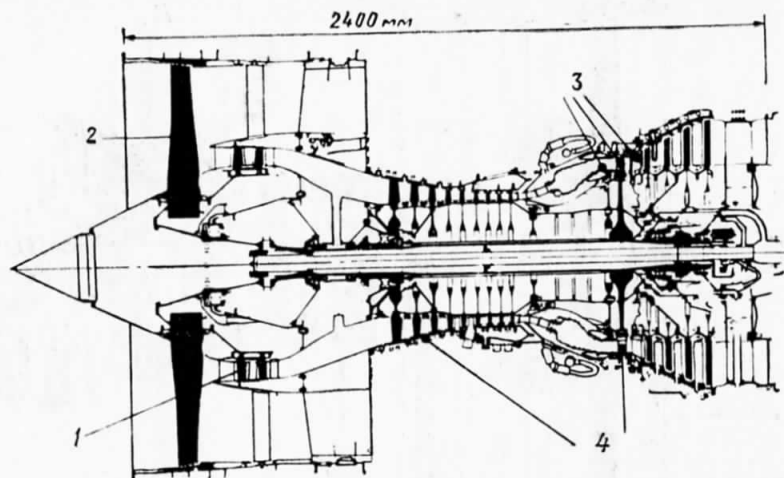
1—снижен расход воздуха на охлаждение сопловых и рабочих лопаток турбины в.д. и сопловых лопаток 1-й ступени турбины н.д.; 2—реактивное сопло оптимизировано на пониженную тягу; 3—уменьшены радиальные зазоры у концов рабочих лопаток компрессора и турбины в.д.

CFM.56-2D1. $R_{вз}=9980$ кгс постоянная до $t_n\leq 30^\circ\text{C}$, $G_v=360$ кг/с, $m=6,08$; $R_{кр}=2300$ кгс, $C_{уд.кр}=0,635$ кг/кгс·ч (при $H=10,7$ км, $M_n=0,8$, МСА); $D_v=1730$ мм, $L=2430$ мм, $M_{дв}=2119$ кг. Проходит летные испытания на самолете Боинг 707-700.

CFM.56 (rerated). $R_{вз}=8535$ кгс, $G_v=332$ кг/с, $m=6,2$, $\pi_z=21$; $D_v=1730$ мм, $D_{дв}=1800$ мм, $L=2430$ мм, $M_{дв}=2093$ кг. Температура газа перед турбиной примерно на 100°K ниже, чем в базовом двигателе. Этот ТРДД может быть испытан на стенде через 12 мес., сертифицирован через 24 мес. и поставлен через 36 мес. после начала разработки.

CFM.56-03 (CFM.56-DR-18). $R_{вз}=9120$ кгс, $G_v=296$ кг/с, $m=5,1$; $D_v=1520$ мм, $L=2430$ мм, $M_{дв}=1925$ кг. Проектирование двигателя закончено в конце 1979 г. В компрессор н.д. внесены некоторые изменения. Изменена конфигурация коробки приводов агрегатов. Предназначается для узкофюзеляжных самолетов Фоккер F-29 и аэробус.

CFM.56-4. $R=12\,245$ кгс. Может быть запущен в производство после 1985 г.



Схематический разрез ТРДД CFM.56-03 (-DR-18).

1—исключена одна подпорная ступень; 2—уменьшен диаметр вентилятора до 1520 мм; 3—снижен расход воздуха на охлаждение лопаток турбины; 4—уменьшены радиальные зазоры у концов рабочих лопаток компрессора и турбины в.д.

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ/ВОЛВО-ФЛЮГМОТОР

ТРДДФ
США —
ШВЕЦИЯ

TFE 731-1042-7

	Нефорсированный режим	Максимальный форсированный режим	
R , кгс	1880	3080	при $H=0$, $M_n=0$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	0,749	2,24	
G_B , кг/с	35,4	36,3	
m	0,7	0,72	
π_Σ	19,7	19,5	
π_B	2,5	2,5	при $H=0$, $M_n=0,7$, МСА
R , кгс	1340	2920	
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	1,075	2,76	
R , кгс	820	1735	при $H=7,5$ км, $M_n=0,8$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	1,021	2,40	
R , кгс	550	1120	при $H=10,8$ км, $M_n=0,8$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	1,01	2,37	
R , кгс	—	1920	при $H=10,8$ км, $M_n=1,6$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	—	2,54	

$D_{вх} = 531$ мм

$D_{дв} = 732$ мм

$L_{дв} = 3785$ мм

$M_{дв} = 544$ кг (макс.)

$\gamma_{дв}^Ф = 0,177$ кг/кгс.

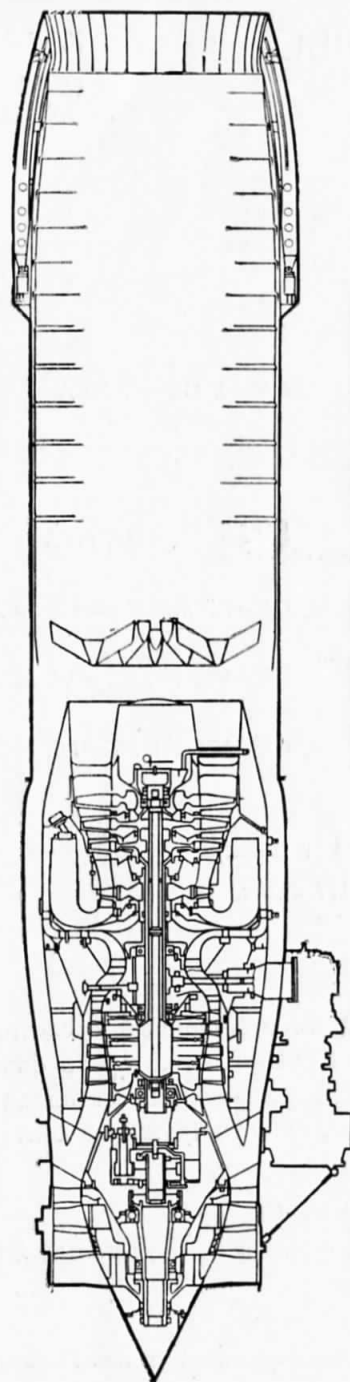
Военный двигатель, разработанный на собственные средства совместно фирмами Гэрритт-Эрисерч и Волво-Флюгмотор на базе ТРДД Гэрритт-Эрисерч TFE 731. Степень унификации составляет 75%. Новыми являются передний корпус, канал наружного контура и вентилятор.

Вентилятор — новый, 2-ступенчатый, приводится через редуктор.

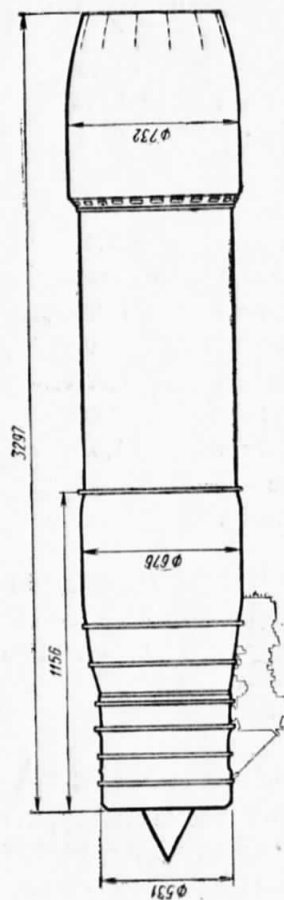
Компрессор — комбинированный: 4-ступенчатый, осевой и одноступенчатый, центробежный.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина компрессора — одноступенчатая, с модифицированной системой охлаждения.



Схематический разрез ТРДД ТFE 731-1042.



Габаритная схема двигателя ТFE 731-1042-7.

Турбина вентилятора — 3-ступенчатая с измененным сопловым аппаратом турбины.

Форсажная камера — 3-зонная, всережимная, с регулируемыми форсунками, созданная с учетом предшествующего опыта фирмы Волво-Флюгмотор. Масса ф.к. с агрегатами — 165 кг.

Сопло — регулируемое, охлаждается воздухом наружного контура. Привод гидравлический с использованием топлива в качестве рабочей жидкости. Смещение потоков оптимизировано с учетом обеспечения хорошей экономичности и удовлетворения требованиям, предъявляемым к характеристикам ТРДДФ легких истребителей-бомбардировщиков и ТРДД перспективных тренировочных самолетов при полетах на малых высотах.

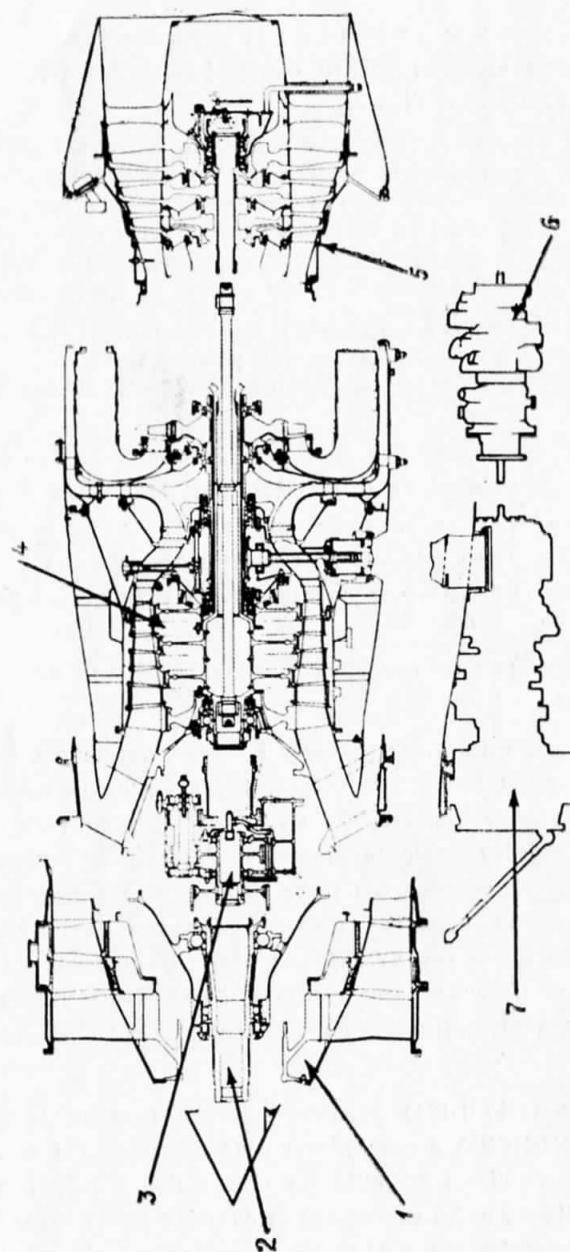
Топливная система. По сравнению с гражданским двигателем TFE 731-3 производительность основного топливного насоса увеличена. Насос форсажной камеры установлен на фланце коробки приводов вспомогательных агрегатов.

Система управления. Гидромеханическая часть топливного регулятора почти такая же, как и применяемая на двигателе TFE 731-3, а электронная часть изменена для удовлетворения требований, предъявляемых к военному двигателю с форсажной камерой. Масса электронного блока 10 кг. По желанию заказчика блок может устанавливаться как на самолете, так и на двигателе.

Масляная система. Масса системы охлаждения масла 17 кг, а масляного бака и трубопроводов — 5 кг.

Обслуживание. Конструкция двигателя включает 7 блоков: вентилятор, вал вентилятора с опорами подшипников, редуктор вентилятора, компрессор, его турбину и камеру сгорания, турбину вентилятора, агрегаты топливной системы, коробку приводов агрегатов. Расходы на эксплуатацию двигателя будут вдвое ниже, чем такие же расходы для двигателей существующих легких военных самолетов. Ожидается, что двигатель TFE 731-1042 по сравнению с серийными двигателями таких же размеров будет иметь меньший расход топлива, более низкие уровни шума, дымления, инфракрасного излучения и повышенную первоначальную надежность.

Применение. Двигатель TFE 731-1042 рассматривается для тренировочного самолета VTX ВМС США и как дублирующий двигатель для двух европейских самолетов Дассо Бреге/Дорнье «Альфа Джет» и Бритиш Аэроспейс «Хок». Может найти применение на будущих легких одно- и двухдвигательных истребителях и на новых вариантах истребителя Нортроп F-5. Обе двигателестроительные фирмы намереваются сертифицировать двигатель TFE 731-1042 и для гражданского применения.



Блоки ТРДД TFE 731-1042.

1—вентилятор; 2—вал вентилятора с опорами подшипников; 3—редуктор вентилятора; 4—компрессор, его турбина и камера сгорания; 5—турбина вентилятора; 6—агрегаты топливной системы; 7—коробка приводов агрегатов.

Этапы развития

Март 1978 г. Подписание соглашения о совместной разработке военного варианта двигателя TFE 731.

Октябрь 1978 г. Начало производства отдельных узлов.

Август 1979 г. Начало стендовых испытаний опытного образца, которые предполагалось завершить через 15 мес.

Модификации

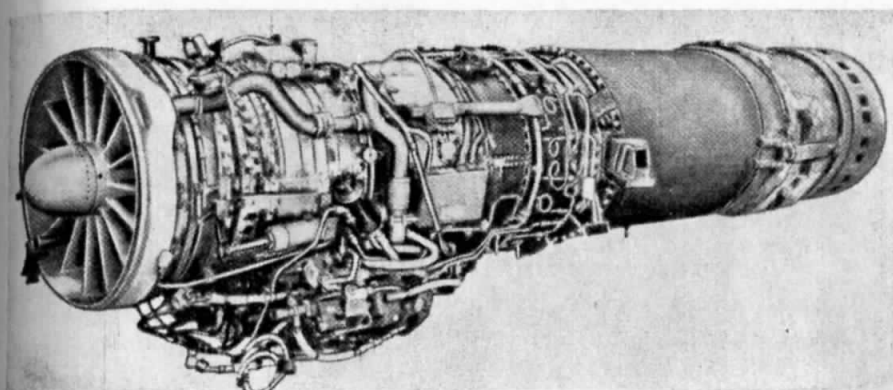
ТРДД TFE 731-1042-5 и -6.

Параметры	1042-5	1042-6	
R , кгс	1650	1930	при $H=0$, $M_n=0$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	0,69	0,73	
m	0,8	0,7	
G_v , кг/с	33,6	35,4	
π_Σ	17,3	19,7	при $H=0$, $M_n=0,7$, МСА
π_v	2,3	2,5	
R , кгс	1170	1400	
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	1,018	1,029	
R , кгс	825	850	при $H=7,5$ км, $M_n=0,8$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	0,967	0,985	
R , кгс	550	570	при $H=10,8$ км, $M_n=0,8$, МСА
$C_{уд}$, кг/кгс·ч	0,961	0,979	

В двигателе модификации 1042-5 газогенераторная часть такая же, как в двигателе TFE 731-2, а в двигателе модификации 1042-6 она изменена. В последнем также усовершенствована система охлаждения турбины и изменена площадь проходного сечения в сопловом аппарате турбины вентилятора.

ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

J85-GE-21A



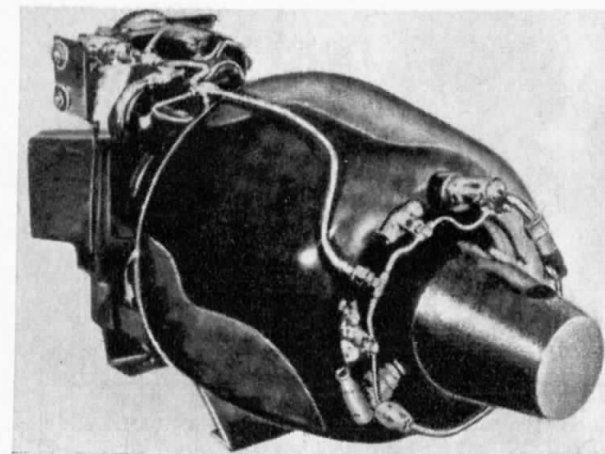
Общий вид ТРДФ J85-GE-21.

$R^{\Phi} = 2270$ кгс	}	взлетный режим при $H=0, M_{п}=0, MCA$
$C_{уд} = 2,13$ кг/кгс·ч		
$G_{в} = 24,1$ кг/с		
$\pi_{к} = 8,3$		
$T_{г} = 1255$ °К		
$T_{т} = 1000$ °К	}	боевой режим при $H=0,$ $M_{п} = 0$
$R = 1588$ кгс		
$C_{уд} = 1,0$ кг/кгс·ч		
$R = 545$ кгс	}	крейсерский режим при $H=11$ км, $M_{п}=0,9$
$C_{уд} = 1,23$ кг/кгс·ч		
$D = 534$ мм		
$L_{дв} = 2860$ мм		
$M_{дв} = 310$ кг		
$\gamma_{дв} = 0,137$ кг/кгс		

Воздухозаборник — кольцевой. Корпус имеет 15 полых радиальных стоек, несущих переднюю опору ротора компрессора. Задние поворотные части стоек образуют регулируемый ВНА. В противообледенительную систему заборника подается горячий воздух от компрессора.

СТ.3201

Одновальный ТРД



$$R = 51,7^1 \text{ кгс} \quad M_{\text{дв}} = 17,7 \text{ кг}$$

$$n = 65\,000 \text{ об/мин} \quad \gamma_{\text{дв}} = 0,342 \text{ кг/кгс}$$

Компрессор — комбинированный, состоящий из осевой и центробежной ступеней.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — одноступенчатая.

Состояние развития. Выпускался малой серией (50 шт.) до начала 1980 г.

Применение — разведывательные ДПЛА «Энервье».

Модификации и варианты

На основе газогенераторной части ТРД СТ.3201 фирма разработала серию ВСУ мощностью в классе 350—600 л.с. для применения на пассажирских самолетах аэробус А300.

На основе этих ВСУ ведется разработка: одновального ТРД с компрессором, состоящим из двух осевых и одной центробежной ступеней, кольцевой камерой сгорания противоточного типа и одноступенчатой турбиной. $R=213$ кгс, $D_{\text{дв}}=312$ мм, $L_{\text{дв}}=916$ мм, $M_{\text{дв}}=46$ кг, $\gamma_{\text{дв}}=0,216$ кг/кгс;

одновального ТРДД с двухступенчатым вентилятором и компрессором, состоящим из двух осевых ступеней и одной центробежной. $R_{\text{вз}}=330$ кгс, $D_{\text{дв}}=356$ мм, $L_{\text{дв}}=1065$ мм, $M_{\text{дв}}=56,7$ кг, $\gamma_{\text{дв}}=0,172$ кг/кгс. Планируется выпустить ~3000 двигателей.

¹ Предполагалось увеличить тягу до 75 кгс посредством усовершенствования компрессора.

Компрессор — осевой, 9-ступенчатый. Корпус с осевым разъемом. Направляющие лопатки первых трех ступеней — поворотные. Механизм поворота действует под давлением топлива. Ротор компрессора — барабанный-дискового типа.

Камера сгорания — кольцевая с 12 двухканальными топливными форсунками.

Турбина — 2-ступенчатая. Корпус разъемный, стальной. Лопатки соплового аппарата охлаждаются воздухом.

Форсажная камера — имеет 16 основных и 4 вспомогательных топливоподающих стоек.

Реактивное сопло — сверхзвуковое, всережимное.

Топливная система. Топливный насос, создающий давление 54 кгс/см², снабжен регулятором расхода основного топлива, регулятором расхода форсажного топлива и регулятором предельной частоты вращения.

Система управления — гидромеханическая с объединенной системой регулирования основного и форсажного расхода топлива и НА компрессора.

Масляная система — циркуляционная с топливно-масляным теплообменником. Давление подачи масла 2,8 кгс/см². Расход масла 0,181 кг/ч.

Пусковая система — с воздушным или пороховым стартером.

Система зажигания — с мощным разрядом.

Состояние развития — серийный.

Применение. Истребители Нортроп Т-38, J5, CF-5, NF-5, SF-5, F-5E, F-5F, Фиат 691J и беспилотные высокоманевренные самолеты «Химат».

НОЭЛЬ ПЕННИ

ТРД
АНГЛИЯ

NPT 151

Одновальный ТРД одноразового применения

$$\begin{aligned} R &= 68,5 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 1,2 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ G_B &= 1,25 \text{ кг/с} \\ T_r &= 1170 \text{ }^\circ\text{K} \\ D &= 275 \text{ мм} \\ L &= 310 \text{ мм} \\ M_{дв} &= 15 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,218 \text{ кг/кгс} \end{aligned}$$

Воздухозаборник — кольцевого типа.

Компрессор — центробежный с крыльчаткой из алюминиевого сплава.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная с испарительными форсунками.

Турбина — центростремительная, радиальная.

Силовая конструкция. Крепление двигателя — за три скобы на передней части корпуса компрессора.

Агрегаты — отсутствуют.

Топливная система — низкого давления, одноканальная; топливный насос приводится от вала компрессора.

Система управления. Регулятор механический с автоматом приемистости.

Топливо — Jet A-1, JP-5.

Система смазки — масляным туманом, на выброс.

Пусковая система — авторотацией или от внешнего источника воздуха.

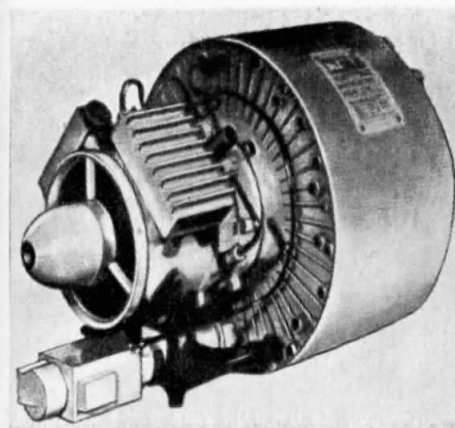
Система зажигания. Воспламенитель пиротехнический с электрическим запалом.

НОЭЛЬ ПЕННИ

ТРД
АНГЛИЯ

NPT 401A

Малоразмерный ТРД блочной конструкции



$$\begin{aligned} R &= 150 \text{ кгс} \\ C_{уд} &= 1,016 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч} \\ G_B &= 2,27 \text{ кг/с} \\ \pi_K &= 4,5 \\ T_r &= 1228 \text{ }^\circ\text{K} \\ D &= 336 \text{ мм} \\ L &= 597 \text{ мм} \\ M_{дв} &= 43 \text{ кг} \\ \gamma_{дв} &= 0,287 \text{ кг/кгс} \end{aligned}$$

Воздухозаборник — кольцевого типа.

Компрессор — комбинированный, 2-ступенчатый. Рабочее колесо осевой ступени из алюминиевого сплава. Крыльчатка центробежной ступени отлита из стали.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная с испарительными форсунками.

Турбина — одноступенчатая, осевая с лопатками, отлитыми заодно с диском из никелевого сплава.

Силовая конструкция. Крепежные консоли расположены на фланце компрессора.

Вспомогательные агрегаты. Генератор переменного тока с непосредственным приводом от вала компрессора.

Топливная система — низкого давления. Топливный насос с электрическим приводом. В качестве топлива применяется керосин A-1 или топливо JP-5.

Система управления — электронная.

Система смазки. Смазка производится распыленным маслом.

Пусковая система. Запуск производится воздухом от внешнего источника высокого давления.

Система зажигания. Один воспламенитель искрового типа, рассчитанный на напряжение 3 кВ.

Применение. ДПЛА, крылатые ракеты, малоразмерные самолеты.

Модификации и варианты

В стадии разработки находится ТРД очень малых размеров. На базе газогенераторной части ТРД могут быть созданы также и ВСУ.

NPT 251 — дешевый ТРД, упрощенной конструкции. $R=135 \text{ кгс}$, $C_{уд}=1,18 \text{ кг/кгс} \cdot \text{ч}$, $G_B=2,27 \text{ кг/с}$, $\pi_K=4,5$, $T_r=1250 \text{ }^\circ\text{K}$, $D=343 \text{ мм}$, $L=577 \text{ мм}$, $M_{дв}=34 \text{ кг}$, $\gamma_{дв}=0,252 \text{ кг/кгс}$.

МИКРОТУРБО

ТРД
ФРАНЦИЯ

TRI

Дешевые одновальные ТРД
одноразового применения

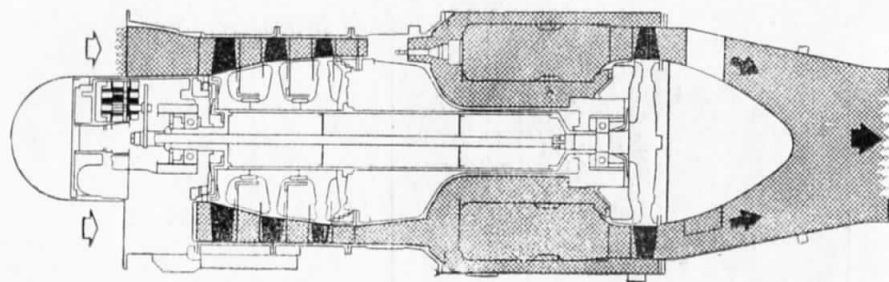
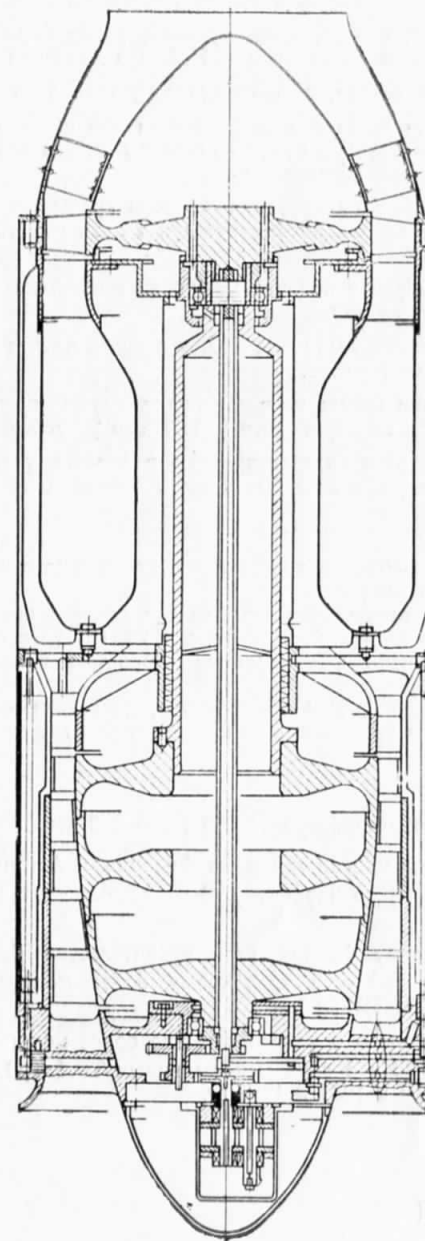


Схема ТРД TRI60.

Основные данные двигателей Микротурбо серии TRI

Показатели	TRI30	TRI40	TRI60-1	TRI60-2	TRI60-3	TRI70	TRI80
R , кгс	200	250	360	375	410	430	545
G_B , кг/с	3,5	4	5,9	6,1	6,2	6,9	8,5
π_K	3,7	4,55	3,7	3,7	3,8	3,7	4,6
z_K	3	4	3	3	3	3	4
z_T	1	1	1	1	1	1	1
$z_{K.C}$	1	1	1	1	1	1	1
$T_{Г}$, °К	1198	1198	1198	1198	1248	1198	1223
$D_{дв}$, мм	250	250	330	330	330	350	350
$M_{дв}$, кг	38	42	52	54	54	60	65
$\gamma_{дв}$, кг/кгс	0,190	0,168	0,144	0,144	0,131	0,139	0,119
Состояние в производ- стве	В разработке		Серийный		В разработке		



Конструктивная схема ТРД TRI60.

Воздухозаборник — кольцевого типа. Во входном обтекателе расположена коробка привода агрегатов, обеспечивающая привод генератора переменного тока или стартера-генератора, а также топливного насоса.

Компрессор — 3-ступенчатый, осевой, трансзвуковой; ротор барабанно-дискового типа. Предусмотрен отбор воздуха (30 г/с при давлении 3,5 кгс/см²).

Турбина — одноступенчатая, осевая, рабочее колесо установлено консольно.

Силовая конструкция. Ротор двигателя опирается на два шариковых подшипника. На серийных двигателях будут применены вместо болтовых соединений сварные и клеевые соединения.

Система управления. Система регулирования частоты вращения — механическая, электронная, струйная или пневматическая в зависимости от назначения аппарата, на котором установлен двигатель.

Масляная система — на выброс с подачи масла из маслобака под давлением, либо консистентная смазка.

Пусковая система. Для запуска двигателя может использоваться сжатый воздух, пиропатрон или электростартер.

Система зажигания. Топливо может воспламеняться двумя способами: от электрической свечи или от порохового запального устройства.

Эксплуатационные данные. При воспроизведении высотных условий двигатель показал работоспособность до $H=14$ км и возможность повторного запуска до $H=6$ км.

Применение

ТРД TRI.60-1 выбран в качестве двигателя противокорабельной ракеты Бритни Аэропейс РЗТ.

ТРД TRI.60-2 выпускается серийно для дозвуковой мишени с изменяемой скоростью полета Аэропассьяль С.22. Он установлен также на тренировочной мишени с изменяемой скоростью полета VSTT¹ Бичкрафт модель 1089.

По утверждению фирмы Микротурбо, двигатели семейства TRI.60 подходят также для применения на крылатых ракетах дальностью полета до 960 км.

Этапы развития

1972 г. Начало разработки TRI.60 тягой 272 кгс.

1974 г. Стендовые испытания во Франции и Англии 20 двигателей, которые имели большую наработку. В отдельных случаях она превышала 40 ч.

1975 г. По заказу французского правительства были разработаны двигатели повышенной тяги трех новых, более мощных модификаций TRI.60-1, TRI.60-2 и TRI.60-3.

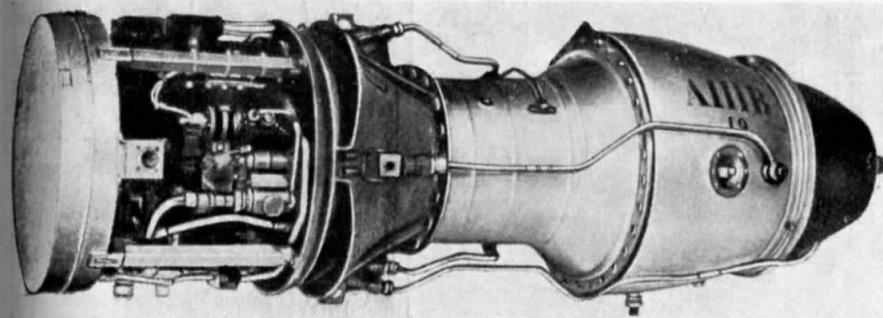
1979 г. — объявлено о разработке еще более мощных ТРД этой серии TRI.70 и TRI.80 и о двух менее мощных ТРД TRI.30 и TRI.40, которые будут готовы в 1981 и 1982 гг.

ТУРБОМЕКА

ТРД
ФРАНЦИЯ

„АРБИЗОН“ III (TR.281)

Одновальный ТРД одноразового применения



$R = 400$ кгс	}	взлетный режим
$C_{уд} = 0,99$ кг/кгс·ч		
$n = 33\,000$ об/мин		
$G_H = 6,0$ кг/с	}	максимальный продолжительный режим
$\pi_K = 5,9$		
$R = 368$ кгс		
$C_{уд} = 0,98$ кг/кгс·ч	}	максимальный продолжительный режим при $H=6$ км, $M_H=0,8$
$n = 32\,300$ об/мин		
$R = 220$ кгс		
$C_{уд} = 1,2$ кг/кгс·ч	}	
$D_{дв} = 410$ мм		
$L_{дв} = 1505$ мм		
$M_{дв} = 115$ кг	}	
$\gamma_{дв} = 0,287$ кг/кгс		

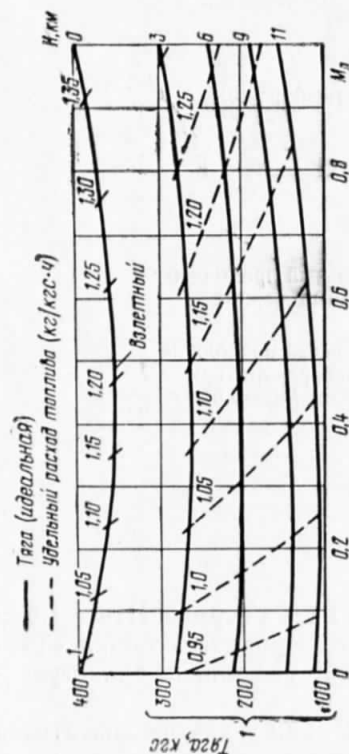
Разработан на основе вертолетного ГТД «Турмо» III-СЗ мощностью 1480 л.с. В процессе разработки свободная турбина «Турмо» была удалена, а турбина компрессора выполнена одноступенчатой.

Проточная часть двигателя такая же, как у других двигателей фирмы Турбомека.

¹ VSTT Variable Speed Training Target.

Высотн-скоростные характеристики ТРД «Арбизон» III (TR.281) (в условиях МСА при отсутствии потерь на входе).

1 — максимальный продолжительный режим.



Габаритный эскиз ТРД Турбомека «Арбизон» III (TR.281).

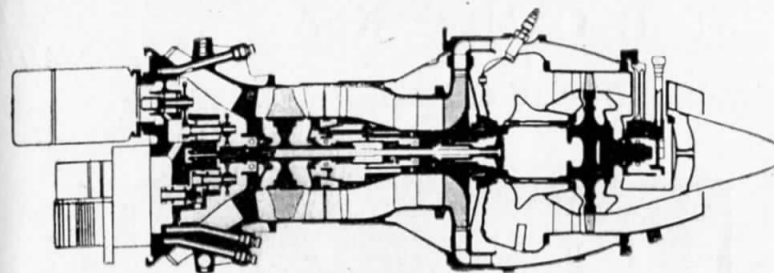
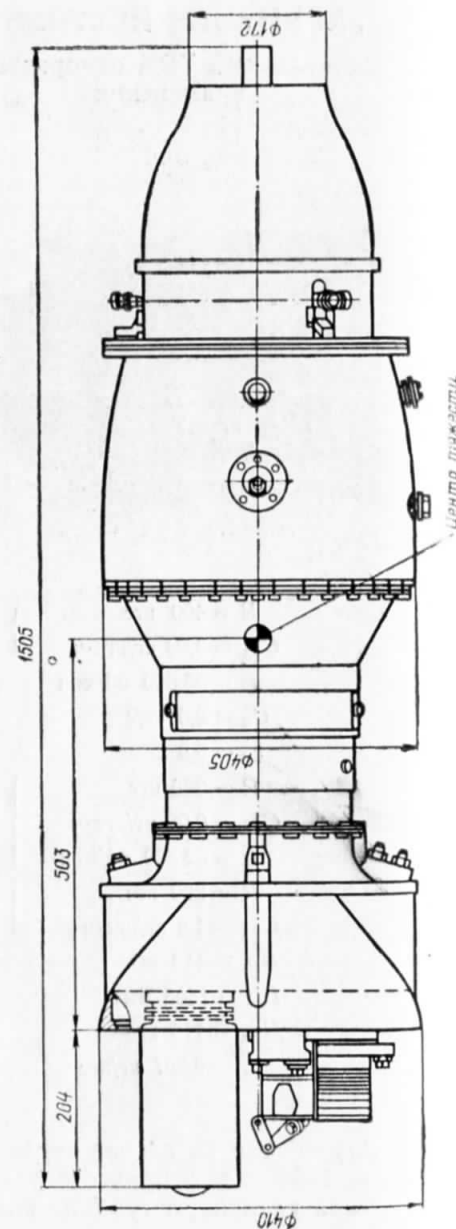


Схема ТРД Турбомека «Арбизон» III.

Воздухозаборник. Воздух подводится в компрессор через четыре наклонных канала, переходящих в кольцевой канал.

Компрессор — комбинированный двухступенчатый. Он состоит из одной осевой и одной центробежной ступеней.

Камера сгорания — кольцевая с вращающимся распылителем топлива.

Турбина — одноступенчатая.

Силовая конструкция. Ротор двигателя вращается в четырех подшипниках, причем его задний подшипник охлаждается воздухом.

Привод агрегатов. Коробка приводов располагается в передней части двигателя внутри воздухозаборника.

Масляная система — вытеснительного типа. Масло Air 3155A.

Пусковая система — с электрическим стартером-генератором.

Система зажигания — имеет два факельных воспламенителя.

Состояние развития. Серийный. В 1977 г. фирма Турбомека получила заказ на поставку 500 серийных ТРД «Арбизон» III. К началу 1979 г. было выпущено 88 двигателей.

Применение — противокорабельные ракеты «Отомат», которые разрабатываются совместно фирмами ОТО Мелара (Италия) и Матра (Франция).

Этапы развития

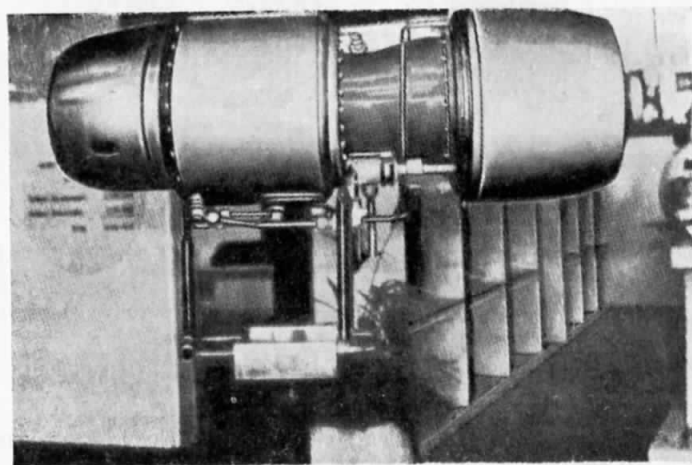
1971 г. Стендовые испытания.

1978 г. (январь). Начало малосерийного производства. На начало 1978 г. было построено 15 двигателей.

ТУРБОМЕКА

„АРБИЗОН“ IV (TR.350)

ТРД
ФРАНЦИЯ



$$D_{\text{дв}} = 330 \text{ мм}$$

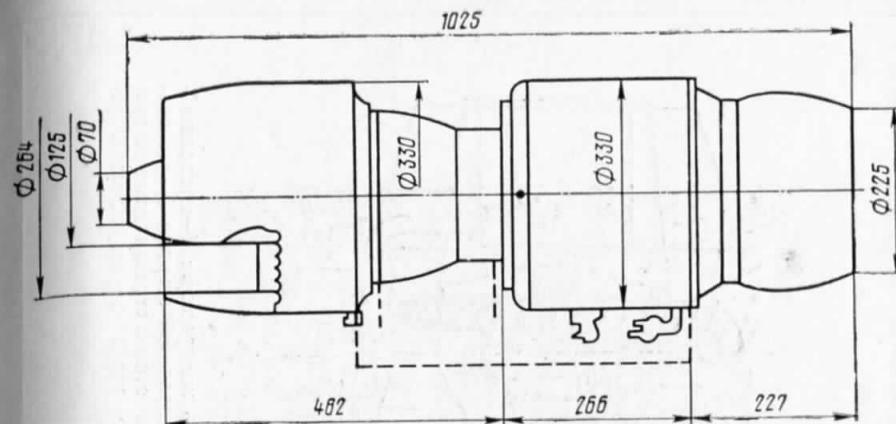
$$L_{\text{дв}} = 1025 \text{ мм}$$

$$M_{\text{дв}} = 60 \text{ кг}$$

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,163 \text{ кг/кгс}$$

Расчетный ресурс 30 ч

Параметры	М _п				Режимы
	0	0,4	1,0	1,5	
R, кгс	367	330	390	490	Взлетный режим при H=0, МСА
C _{уд} , кг/кгс·ч	1,05	—	—	—	
G _в , кг/с	5,5	—	—	—	
R, кгс	210	194	235	305	Максимальный режим при H=6000, МСА
R, кгс	320	300	346	433	Максимальный продолжительный режим при H=0, МСА
C _{уд} , кг/кгс·ч	1,02	—	1,48	1,65	
R, кгс	194	180	214	265	Максимальный продолжительный режим при H=6000 м, МСА



Габаритные размеры ТРД «Арбизон» IV (5).

Воздухозаборник — кольцевого типа. Выполнен совместно с кольцевым маслобаком. В переднем обтекателе расположены топливный и масляный насосы.

Компрессор — 2-ступенчатый, комбинированный.

Первая ступень — осевая с двухрядным спрямляющим аппаратом, рабочее колесо из алюминиевого сплава установлено консольно.

Вторая ступень центробежная, ее крыльчатка соединена с рабочим колесом осевой ступени стяжным болтом, а с валом турбины — торцевыми шлицами. На выходе из центробежной ступени имеется очень короткий криволинейный лопаточный диффузор, применение которого позволило уменьшить диаметральный габарит и массу двигателя.

Камера сгорания — кольцевая с вращающимся распылителем топлива.

Турбина — одноступенчатая, осевая. Рабочее колесо литое. Лопатки соплового аппарата полые, охлаждаются воздухом.

Силовая конструкция. Ротор двигателя двухворный. Передний подшипник шариковый, задний — роликовый.

Реактивное сопло — сварное. Его форма и длина будут определяться заказчиком. На расстоянии 1 м от сопла температура струи газов составляет 300 °C, а на расстоянии 3,6 м — 80 °C.

Система управления. Тяга двигателя регулируется электронной системой по частоте вращения ротора.

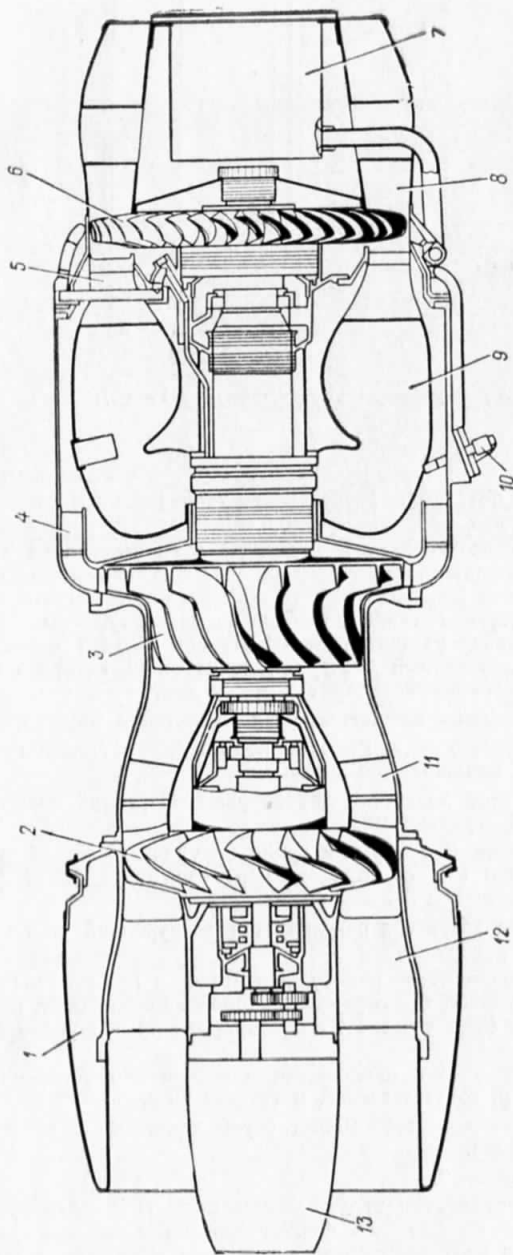
Масляная система — обеспечивает работу двигателя с продольным наклоном ±35° и боковым ±25°, без ограничения продолжительности, при пикировании под углом 45° в течение 4 с и кабрировании под углом 45° в течение 10 с.

Двигатель допускает продольные и поперечные ускорения, составляющие 10 и 7 g, соответственно, в течение 20 с.

Пусковая система. Запуск двигателя может осуществляться сжатым воздухом или от пиропатрона.

Состояние развития — опытный.

Применение. Двигатель разрабатывается с целью замены ТРД «Марборо» II и VI, устанавливаемых на мишенях фирмы Аэроспасьяль, для замены ТРД «Арбизон» III на противокорабельных ракетах «Отомат», а также в качестве газогенераторной части двигателя будущей французской крылатой ракеты.



Конструктивная схема ТРД «Арбизон» IV.

1—кольцевой маслябак; 2—осевая ступень компрессора; 3—центробежная ступень компрессора; 4—криволинейный диффузор; 5—сопловой аппарат турбины; 6—рабочее колесо турбины; 7—пороховой стартёр; 8—реактивная труба; 9—камера сгорания; 10—запальная свеча; 11—спрямляющий аппарат осевой ступени компрессора; 12—корпус воздухозаборника; 13—масляный и топливные насосы, приводимые через двухступенчатый редуктор.

КЛЕКНЕР-ГУМБОЛЬДТ-ДЕЙТЦ

ТРД
ФРГ

Т-317

Одновальный ТРД

$R = 110$ кгс	} взлётный режим
$C_{уд} = 1,15$ кг/кгс·ч	
$n = 50\ 250$ об/мин	
$G_v = 1,56$ кг/с	} максимальный продолжительный режим
$R = 99,5$ кгс	
$D_{дв} = 348$ мм	
$L_{дв} = 770$ мм	
$M_{дв} = 32$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,290$ кг/кгс	

Компрессор — одноступенчатый, центробежный.

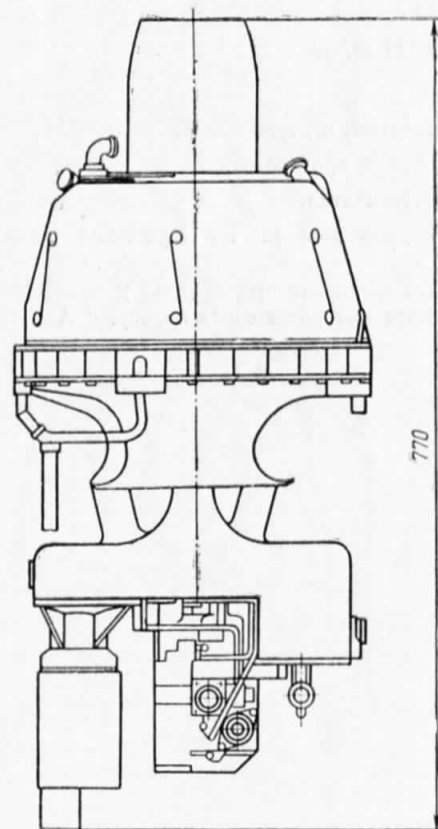
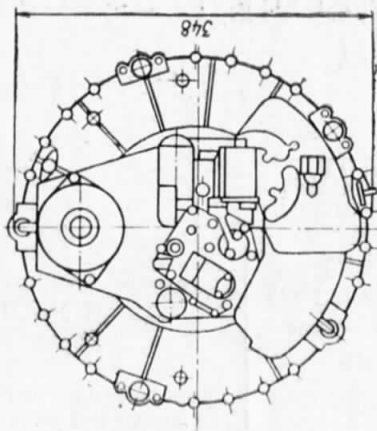
Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — осевая, одноступенчатая.

Состояние развития. Впервые показан на Парижской авиационной выставке 1979 г.

Применение. Двухместный тренировочный самолет Капрони-Визола С-22J, разработанный на основе моторизованных планеров А-21RF и А-21J.

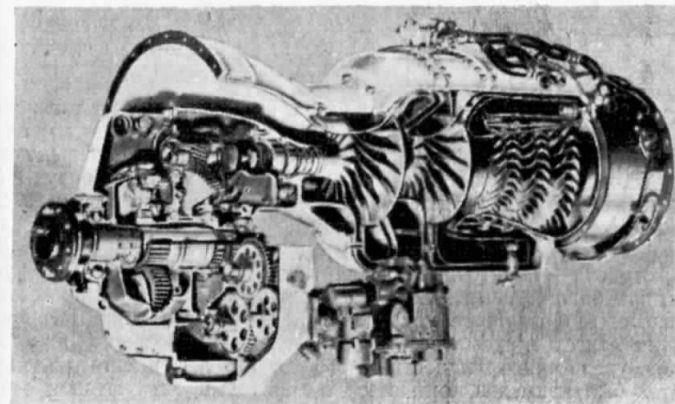
ТУРБОВИНТОВЫЕ И ТУРБОВАЛЬНЫЕ ДВИГАТЕЛИ



Габаритные размеры ТРД Т-317.

ТРЕ 331-3

Одновальный ТВД



$$N_B = 840 \text{ л. с.}$$

$$C_e = 267 \text{ г/л. с. ч}$$

$$N_9 = 904 \text{ э. л. с.}$$

$$C_3 = 250 \text{ г/э. л. с. ч}$$

$$n_{ГГ} = 41\,730 \text{ об/мин}$$

$$n_{BB} = 2000 \text{ об/мин}$$

$$G_B = 3,5 \text{ кг/с}$$

$$\pi_K = 10,7$$

$$T_F = 1277 \text{ }^\circ\text{K}$$

$$B = 533 \text{ мм}$$

$$H = 675 \text{ мм}$$

взлетный режим

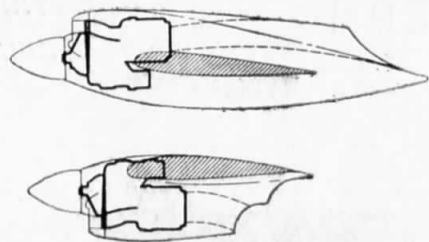
$$L_{дв} = 1087 \text{ мм}$$

$$M_{дв} = 152 \text{ кг}$$

$$\gamma_{дв} = 0,168 \text{ кг/э. л. с.}$$

Воздухозаборник — ковшевого типа с малым гидравлическим сопротивлением и небольшим искажением потока на входе при больших углах атаки. Воздухозаборник работает удовлетворительно как при расположении двигателя над крылом, когда воздухозаборник располагается над редуктором, так и при расположении двигателя под крылом, когда воздухозаборник располагается ниже редуктора.

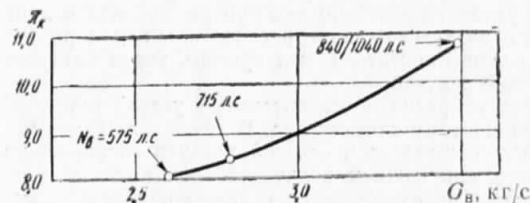
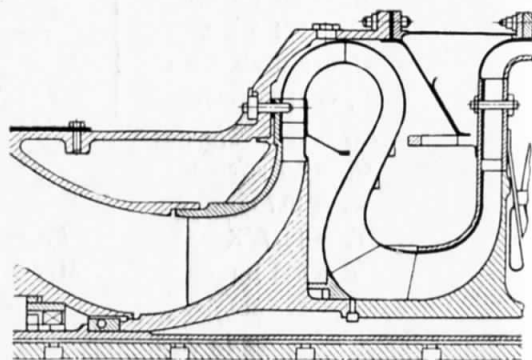
Воздухозаборник имеет противообледенительные устройства с обогревом воздухом, отбираемым от компрессора. В связи с тем что стенка редуктора одновременно является и стенкой воздухозаборника, расход воздуха, отбираемого для защиты воздухозаборника от обледенения, уменьшается. Размеры воздухозаборника допускают значительное форсирование мощности двигателя.



Типичные варианты размещения ТВД TRE 331 с верхним и нижним расположением воздухозаборника.

Компрессор — 2-ступенчатый, центробежный с крыльчатками из титанового сплава, разработан фирмой в 1959 г. Он сочетает преимущество пологих характеристик центробежного компрессора с высокой сопротивляемостью к повреждению посторонними предметами и к эрозии. Корпус 1-й ступени из магниевых сплава, диффузор — из алюминиевого сплава. У 2-й ступени корпус и диффузор из нержавеющей стали. Переходник после диффузора 1-й ступени в первоначальном варианте имел 8 труб. Диффузор 2-й ступени — лопаточный стандартного типа, крепится к корпусу болтами, проходящими через лопатки. Между ступенями компрессора имеется плавающее воздушное уплотнение лабиринтного типа. В процессе развития двигателя компрессор подвергался наибольшим изменениям. На этапе увеличения мощности с 575 до 715 л.с. вместо радиальных лопаток был применен компрессор с лопатками, загнутыми против вращения. После диффузора первой ступени был установлен переходник из 13 труб (вместо 8). Это обеспечило существенное увеличение к.п.д. На этапе увеличения мощности до 840 л.с. степень повышения давления

Узел компрессора ТВД мощностью 1040 л.с.



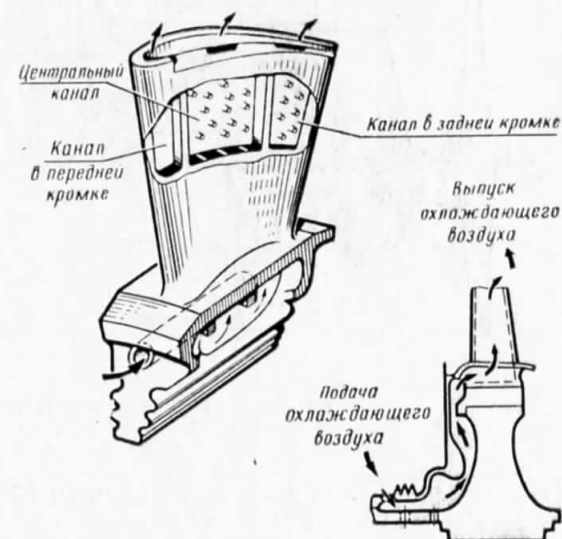
Зависимость степени повышения давления компрессора от приведенного расхода воздуха для трех модификаций двигателей

в компрессоре была увеличена с 8,3 до 10,7, а расход воздуха возрос с 2,63 до 3,5 кг/с.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная располагается в пределах габарита диффузора 2-й ступени компрессора. Она удовлетворяет требованиям легкой установки и обслуживания, допускает съем и осмотр без разборки вращающихся частей.

Десять основных топливных форсунок с воздушным распыливанием топлива располагаются на головке камеры в задней части двигателя. Малорасходные форсунки малого газа (5 шт.), расположенные на внешней стенке камеры в зоне воспламенителей, распыливают топливо в тангенциальном направлении для обеспечения надежного воспламенения, стабильного горения и полного сгорания при работе на бедных смесях. Расход топлива через основные форсунки дозируется общим клапаном.

Свечи двух воспламенителей питаются от двоясной высоковольтной высокоэнергетической индукционной катушки.



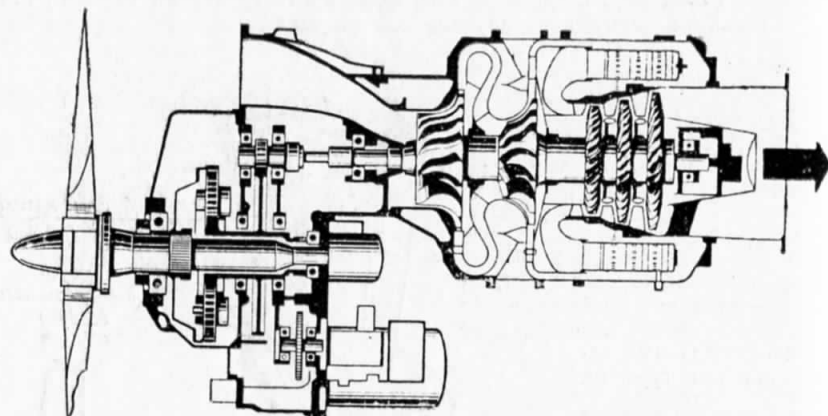
Схемы охлаждаемых рабочих лопаток турбины.

Турбина — осевая 3-ступенчатая. Для ТВД мощностью 1040 л.с., разработанного на базе двигателя мощностью 715 л.с., была спроектирована новая турбина, рассчитанная на повышенные значения давления и температуры газа на входе и на безвихревое течение после турбины. Сопловой аппарат турбины имеет воздушное охлаждение. В нем использованы сегментные лопатки с отверстиями в выходных кромках для выпуска охлаждающего воздуха.

Лопатки рабочего колеса с элочными хвостовиками имеют радиальные охлаждающие каналы, к которым воздух подводится из полости между диском и вращающимся экраном. Это устройство уменьшает утечки, так как снижает диаметр лабиринтных уплотнений. Экран используется также для осевой фиксации рабочих лопаток.

Силовая конструкция. Применение одного вала позволило использовать простую двухподшипниковую схему для вращающихся частей.

Привод воздушного винта. Редуктор — двухступенчатый с передаточным числом 21, что соответствует максимальной частоте вращения вала винта 2000 об/мин. Редуктор представляет собой комбинацию ступени «перборного» типа и ступени, выполненной по планетарной схеме. Выходная ось редуктора смещена, обеспечивая получение за ним дополнительного пространства, в котором размещаются: коробка приводов агрегатов, топливный насос, регулятор, гидравлический насос, генератор тахометра и стартер-генератор, что уменьшает лобовую площадь двигателя. Для измерения крутящего момента используется торсионный вал, передающий момент к редуктору. Гидравлический датчик преобразует закрутку вала в сигнал, пропорциональный крутящему моменту.



Схематический разрез ТВД ТРЕ 331.

Редуктор двигателей ТРЕ 331-6-252М, -252В, ТРЕ 331-8, ТРЕ 331-10-501М рассчитан на передачу мощности 715 л.с., которая поддерживается постоянной либо до определенной температуры окружающего воздуха, либо до некоторой высоты. Ограничение мощности вводится с целью увеличения ресурса двигателя.

Система управления — гидромеханическая. Она состоит из топливного регулятора, регулятора частоты вращения и регулятора шага винта.

Возможно применение двух режимов регулирования:

а) регулирование угла установки лопастей винта и частоты вращения двигателя; при этом регулятор расхода топлива автоматически его дозирует, так чтобы мощность, развиваемая двигателем, соответствовала мощности, потребляемой винтом; этот режим работы нормально используется при сниженных скоростях полета самолета, для торможения самолета на ВПП и для всех наземных режимов работы;

б) автоматическое изменение шага винта с целью сохранения заданного постоянного значения частоты вращения вала винта, что используется обычно для взлета, набора высоты и крейсерского режима работы.

Двигатель ТРЕ 331-8 оснащен полностью автоматическим электронным регулятором расхода топлива для облегчения работы летчика во

время полета и обеспечения оптимальных характеристик двигателя на всех режимах полета.

ресурс и наработка. Самая высокая месячная наработка двигателя равна 310 ч, а наибольшая общая наработка одного двигателя — 11 300 ч.

Применение. ТВД ТРЕ 331 применяются на 2800 служебных, пассажирских малой дальности, транспортных и военных самолетах 6 различных моделей. Поставлено более 6000 двигателей.

Этапы развития

1959 г. Начало разработки семейства ТВД ТРЕ 331.

1961 г. Первый запуск ТВД ТРЕ 331.

1965 г. Сертификация ФАУ США ТВД ТРЕ 331 мощностью 575 л.с.

1967 г. Поставки военного варианта ТРЕ 331 (ТВД Т76) для самолета Норт Америкен OV-10.

1969 г. Сертификация ФАУ США ТВД мощностью 840 л.с.

1970 г. Сертификация ФАУ США ТВД мощностью 840 л.с. с ограничением взлетной мощности на земле до 715 л.с.

1974 г. Подписание ВМС США контракта на разработку форсированного варианта ТВД Т76 мощностью 1040 л.с.

1975 г. Фирма Гэрритт Эрисерч объявила о создании форсированного варианта ТВД ТРЕ 331-8/-9 с максимальной расчетной мощностью 865 л.с. и ТВД ТРЕ 331-10/-11 с максимальной расчетной мощностью 1000 л.с.

1976 г. Сертификация ФАУ США ТВД ТРЕ 331-8/-9.

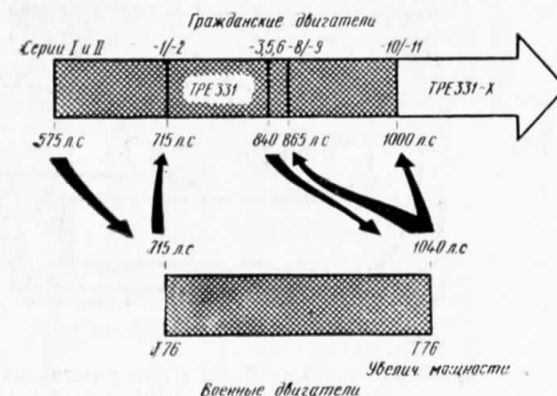
1977 г. Сертификация ФАУ США военного ТВД Т76/420 и Т76/421.

1978 г. Сертификация ФАУ США ТВД ТРЕ 331-10.

Модификации и варианты

Основные модификации двигателя: ТРЕ 331-8 и -9 — высотные (имеют ограничения мощности на земле). Хотя они и сравнимы по мощности с более ранними модификациями -3, -5 и -6, но обеспечивают существенный выигрыш в экономичности, а именно при $H=9,0$ км и $V_n=555$ км/ч имеют улучшенный на 12,5% расход топлива на крейсерском режиме. Двигатели ТРЕ 331-10 и -11 также имеют ограничение мощности на земле и являются максимально форсированными охлаждаемыми двигателями. Они обеспечивают увеличение мощности до расчетного значения 1000 л.с.

Схема развития семейства ТВД ТРЕ 331.



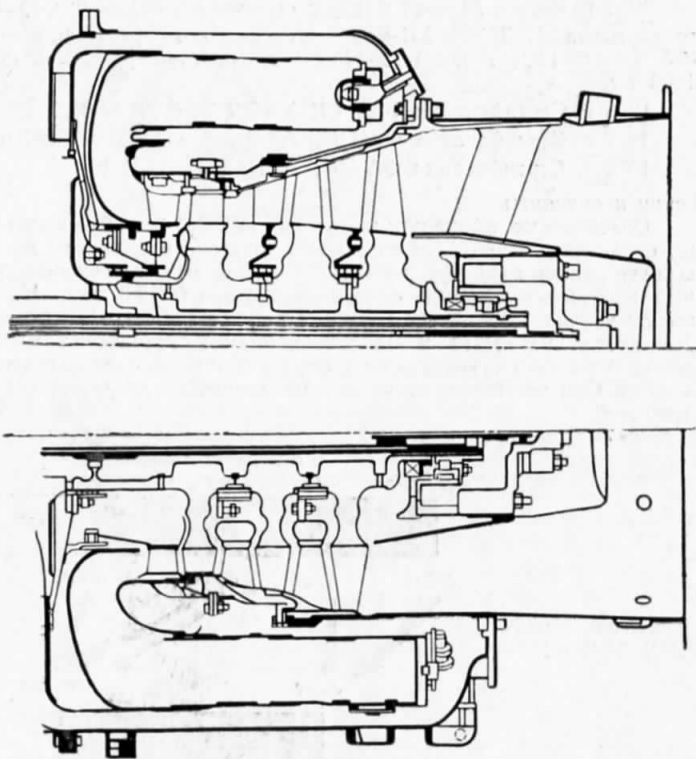
Двигатель ТРЕ 331-11 имеет, кроме того, систему впрыска водоспиртовой смеси с целью повышения мощности с 1000 до 1100 л. с.

Двигатель ТРЕ 331-14 отличается от двигателей ТРЕ 331-10/-11 увеличенными размерами проточной части. При этом внешний диаметр его увеличился на 76 мм, увеличились расход воздуха и степень повышения давления. Соответственно, мощность повысилась на 25%, а удельный расход топлива понизился на 6%. Двигатель будет работать или с существующим редуктором, рассчитанным на передачу мощности до 1100 л.с. при $t_n = 38^\circ\text{C}$, или с редуктором, рассчитанным на передачу большей мощности как на взлетном, так и на крейсерском режимах.

Предполагается, что двигатель будет иметь запас по мощности для последующего ее повышения до более чем 2000 л.с. (ТРЕ 331-X). Первоначальный ресурс двигателя 3000 ч. Сертификация ТВД ТРЕ 331-14 намечена на вторую половину 1982 г.

Между фирмами Гэрритт-Эрисерч и Волво Флюгмотор подписано соглашение о сотрудничестве по разработке ТВД ТРЕ 331-14. Фирма Волво проектирует компрессор и камеру сгорания; степень ее участия составляет 15%.

Некоторые данные двигателей гражданского применения, разработанных в течение последних 20 лет, даны в таблице.



Сравнение узлов турбины и камеры сгорания двигателей мощностью 715 л.с. и 1040 л.с. (верхняя часть).

Гражданские модификации двигателя ТРЕ 331

	I и II	-1	-2	-3	-5/-6	-8	-9	-10	-11	-14
Максимальная расчетная мощность, э. л. с./л. с.	605/575	755/715	755/715	904/840	904/840	907/865	907/865	1045/1000	1045/1000	—
Взлетная мощность, э. л. с./л. с.	605/575	705/655 ¹	755/715	905/840	776/715 ²	755/715 ³	907/865	944/900 ⁴	1045/1000 ⁵	—/1250
Уд. расход топлива на взлетном режиме, г/э. л. с. ч	287	259	250	250	259	259	245	245	242	228 ⁶
Масса (приблиз.), кг	152	152	152	152	152	168	168	171	179	243

¹ До $t_n = 24^\circ\text{C}$. ² До $t_n = 33^\circ\text{C}$. ³ До $t_n = 36^\circ\text{C}$. ⁴ До $t_n = 26,6^\circ\text{C}$.

⁵ При форсировании на взлете впрыском воды мощность возросла до 1100 л.с. (до $t_n = 35^\circ\text{C}$ при $H=0$, $V=0$).

⁶ г/л. с. ч

Военная модификация двигателя ТРЕ 331 Т76.

Первоначальная модификация ТВД Т76 мощностью 715 л.с. для самолета Бронко OV-10A разработана на основе ТВД ТРЕ 331-1/-2. Последующее увеличение мощности до 1040 л.с. (самолет OV-10D) было получено за счет усовершенствования проточной части и увеличения температуры газа до 1310 °К.

С 1977 г. начались испытания демонстрационного двигателя с неохлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками 1-й и 2-й ступеней турбины. Максимальную температуру газа перед его турбиной предполагается довести до 1645 °К. Окружная скорость на концах рабочих лопаток 445 м/с.

Испытано 102 керамических элемента, в том числе 56 рабочих и 36 сопловых лопаток 1-й и 2-й ступеней. Мощность демонстрационного образца составляет 930 л.с. вместо 715 л.с. у исходного, а удельный расход топлива — 254 г/л.с.ч вместо 272 г/л.с.ч. На конец 1979 г. планировалось проведение 50-часового циклического демонстрационного испытания.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

Турбовальный ГТД

США

Т700-GE-401

Военно-морской вариант
ГТД Т700-GE-700

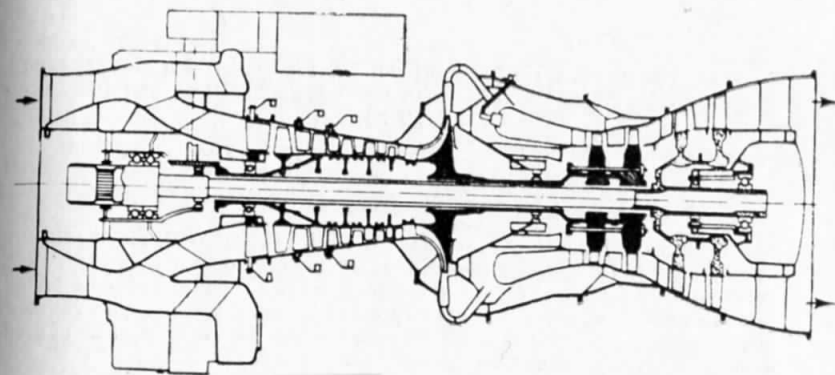


Схема турбовального ГТД Т700.

$N_e = 1755$ л.с., $t_n = 15$ °C	} чрезвычайный режим ¹ (один двигатель выключен)
$N_e = 1733$ л.с., $t_n = 32$ °C	
$N_e = 1722$ л.с., $t_n = 15$ °C	} максимальный режим ¹
$C_e = 210$ г/л.с.ч, $t_n = 15$ °C	
$N_e = 1570$ л.с., $t_n = 32$ °C	
$C_e = 215$ г/л.с.ч, $t_n = 32$ °C	

$M_{дв} = 194$ кг

$\gamma_{дв} = 0,113$ кг/л.с.

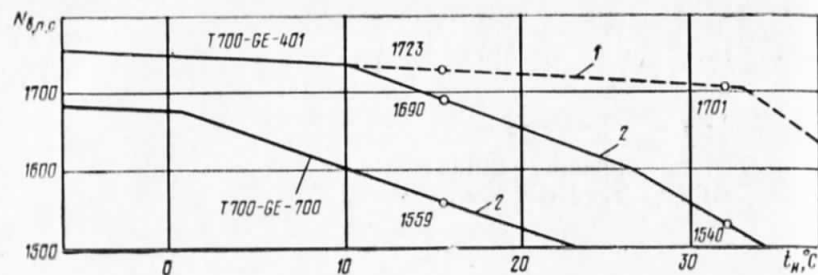
Газогенераторная часть усовершенствована и имеет защиту от солевой коррозии.

Компрессор — с улучшенными характеристиками.

Турбина компрессора — с улучшенной системой охлаждения лопаток, работает при повышенной температуре газа на входе.

Надежность работы. Двигатель может работать на чрезвычайном режиме во время посадки вертолета на палубу корабля при другом неработающем двигателе. Он сохраняет проверенные в эксплуатации характеристики на-

¹ Данные 1980 г.



Изменение мощности ГТД T700-GE-401 и ГТД T700-GE-700 в зависимости от температуры окружающей среды при $H=0$, $n_{\text{ст}}=20\,900$ об/мин (по данным 1979 г.).

1—чрезвычайный режим; 2—максимальный (промежуточный) режим.

дежности и обслуживаемость базового ГТД T700-GE-700. Прошел в морских условиях следующие испытания: на впрыск воды в распыленном состоянии, на вливание порции воды (450 мл.), на защиту против обледенения, на заброс птиц, на защиту от солевой коррозии. Длительность испытания для оценки способности двигателя работать в тяжелых эксплуатационных условиях составила 1200 ч.

Этапы развития

Май 1979 г. Прошел 150-часовое квалификационное испытание.

1980 г. Планировалось окончание доводки.

Применение. Многоцелевой двухдвигательный вертолет LAMPS SH-60B «Сп Хок» ВМС США.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

Турбовальный ГТД

США

T700 „БУСТЕР“

Форсированный вариант ГТД
Дженерал Электрик T700

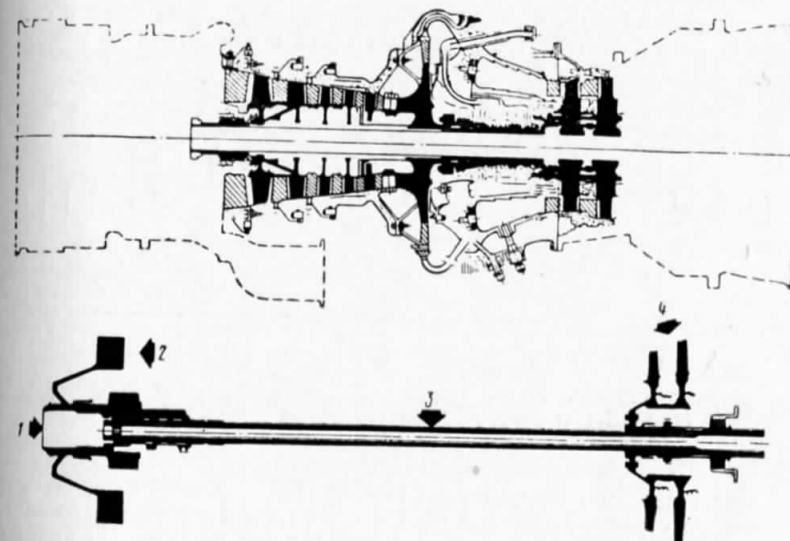


Схема двигателя с подпорной ступенью.

1—выводной вал; 2—подпорная ступень компрессора; 3—вал свободной турбины; 4—свободная турбина (новая).

$N_e = 2200$ л.с.¹ (демонстрационный двигатель)

$\pi_{\Sigma} > 20$

Отличается от нефорсированного T700 наличием подпорной ступени компрессора, применением более совершенной системы охлаждения и новыми материалами.

Воздухоочиститель — безлопачный, упрощенной конструкции.

Подпорная ступень — одна, приводится от свободной турбины и вращается с постоянной частотой вращения. Для согласования расхода воз-

¹ Считается возможным увеличение мощности до 2340 л.с.

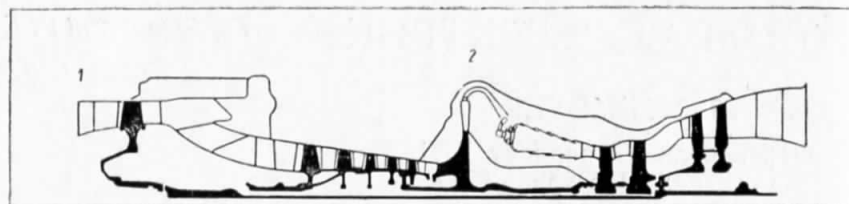


Схема двигателя, предназначенного для испытания подпорной ступени.
1—узел подпорной ступени компрессора; 2—газогенераторная часть и свободная турбина двигателя Т700, предназначенного для летных испытаний.

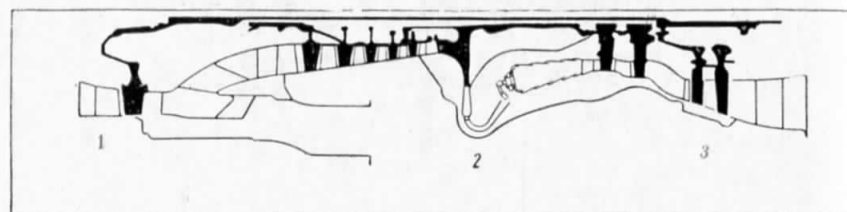


Схема доводочного варианта форсированного двигателя.
1—подпорная ступень компрессора; 2—газогенераторная часть ГТД Т700-GE-401; 3—усовершенствованная свободная турбина.

духа с расходом воздуха через газогенераторную часть на входе в подпорную ступень установлен ВНА с поворотными лопатками, после подпорной ступени применен регулируемый отбор воздуха. На выходе из ступени расположены неподвижные спрямляющие лопатки. Помимо своего основного назначения, подпорная ступень служит вращающимся воздухоочистителем. Отбираемый воздух может использоваться для повышения ИК-излучения выходного канала.

Свободная турбина — имеет увеличенный диаметр.

Эксплуатационные данные. Время выхода с режима малого газа на режим максимальной мощности составляет 3 с.

Состояние развития. Демонстрационный образец в 1979 г. имел наработку 95 ч.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

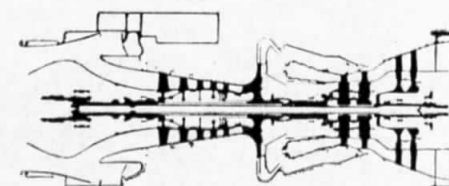
Турбовальный ГТД

США

ТХХХ

Турбовальный двигатель четвертого поколения¹

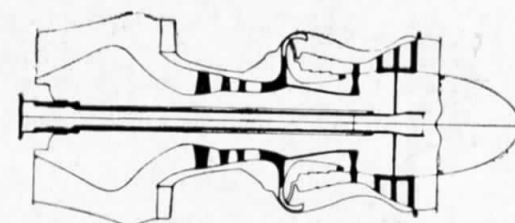
Т700



$N_{уд} < 440$ л. с. / кг
 $\tau_K \sim 20$
 $T_T = 1588^\circ\text{K}$

максимальный режим

ТХХХ



Сравнение схем ГТД Т700 и двигателя четвертого поколения ТХХХ.

Отличается от Т700 применением более высоконапорного компрессора, приводимого одноступенчатой турбиной, работающей при повышенном значении T_T . Особое внимание уделено снижению удельного расхода топлива на промежуточных режимах.

Воздухоочиститель — встроенного типа.

Компрессор — комбинированный: 3 осевых и одна центробежная ступени.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина компрессора — одноступенчатая, охлаждаемая.

Свободная турбина — двух- или трехступенчатая.

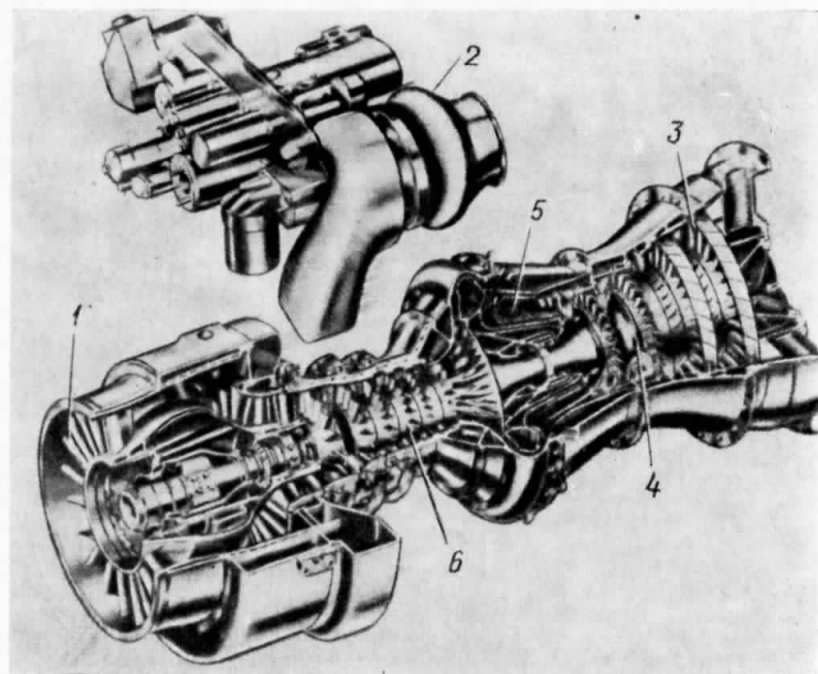
Ресурс — 6000 ч при эксплуатационной долговечности 15 лет и при годовой наработке 400 ч.

Состояние развития. В стадии изучения предполагаемого направления разработки.

¹ По классификации фирмы, двигателями предыдущих трех поколений являются: ГТД Т58, Т64 и Т700.

СТ7-2

Гражданский вариант турбовального
ГТД Т700-GE-700



Схематический разрез ГТД СТ7-2.

1—входное устройство с встроенным воздухоочистителем; 2—блок элементов системы регулирования и вспомогательных агрегатов; 3—свободная турбина; 4—турбина компрессора; 5—кольцевая камера сгорания; 6—комбинированный компрессор.

$N_e = 1625$ л. с.	} 2,5-минутный чрезвычайный режим
$C_e = 210$ г/л. с. ч	
$N_e = 1560$ л. с., взлетный режим	
$N_e = 1530$ л. с.	} 30-минутный чрезвычайный продолжительный режим
$C_e = 218$ г/л. с. ч	

$N_e = 1258$ л. с.	} максимальный продолжительный режим
$C_e = 224$ г/л. с. ч	

$n_{ГТ} = 44\,750$ об/мин	$B = 635$ мм
$n_{СТ} = 21\,000$ об/мин	$H = 584$ мм
$\pi_k = 16$	$L = 1194$ мм
	$M_{дв} = 195$ кг
	$\gamma_{дв} = 0,125$ кг/л. с.

Доля общих деталей с двигателем Т700 составляет 98%.

Надежность. В отличие от двигателя Т700 ГТД СТ7-2 имеет противопожарную защиту топливопроводов. Окна наблюдения выполнены из кварца, а корпуса фильтров — из нержавеющей стали.

Ресурс. Межремонтный ресурс 5000 ч.

Обслуживание. Стоимость обслуживания двигателя по сравнению с ГТД СТ58 на вертолете S-61 меньше на 45%.

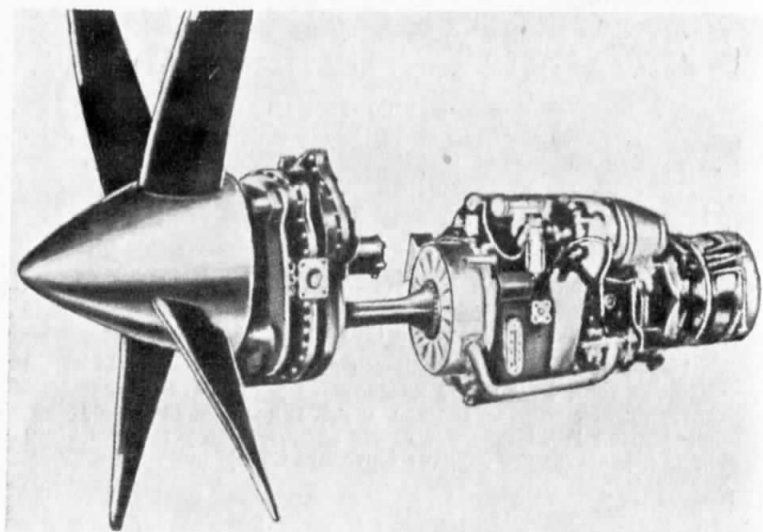
Состояние развития. Типовой сертификат ФАУ США получен в сентябре 1979 г. Первые поставки двигателя СТ7-2 фирме Белл для серийных вертолетов 214 ST планировались на начало 1981 г.

Применение. Первоначально будет применен на вертолете Белл 214 ST.

Кроме того, ГТД СТ7-2 планируется установить на гражданские варианты тактических вертолетов общего назначения Сикорский S-70 и Боинг Вертол 179. Изучалась также возможность установки этого двигателя на перспективный вариант вертолета Сикорский S-61.

ТВД
США

СШУ


$$\begin{aligned} N_9 &= 1685 \text{ э. л. с.} \\ C_9 &= 206 \text{ г/э. л. с. ч} \end{aligned} \left\{ \begin{array}{l} \text{взлетный режим при} \\ H=0, M_n=0, \text{ до } t_H = \\ = 30^\circ \text{C} \end{array} \right.$$

$$\begin{aligned} N_9 &= 1492 \text{ э. л. с.} \\ C_9 &= 211 \text{ г/э. л. с. ч} \end{aligned} \left\{ \begin{array}{l} \text{крейсерский режим при} \\ H \leq 4,6 \text{ км} \end{array} \right.$$

$$n_{\text{ст}} = 21\,000 \text{ об/мин}$$

$$\pi_k > 17$$

$$B = 635 \text{ мм}$$

$$H = 625 \text{ мм}$$

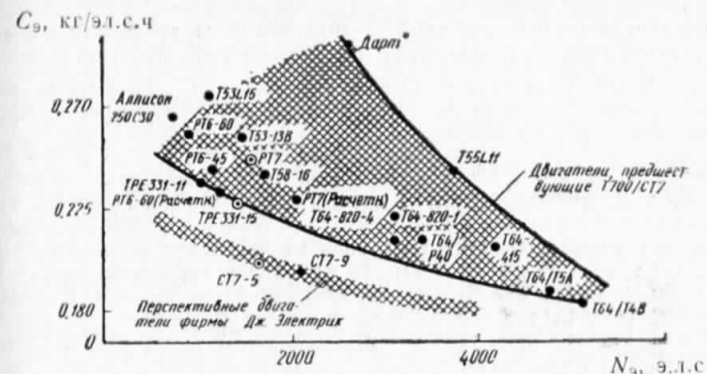
$$L = 1844 \text{ мм}$$

$$M_{\text{дв}} = 307 \text{ кг}$$

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,183 \text{ кг/э. л. с.}$$

Воздухоочиститель — встроенного типа.

218



Сравнение удельного расхода топлива ТВД СТ7-5
и других ТВД.

Турбина компрессора — двухступенчатая, охлаждаемая.

Привод воздушного винта. Редуктор выносной двухступенчатый со смещенной осью вала винта. Передаточное число 15. Привод от свободной силовой турбины осуществляется через соосный полый вал, упругую муфту и карданные соединения.

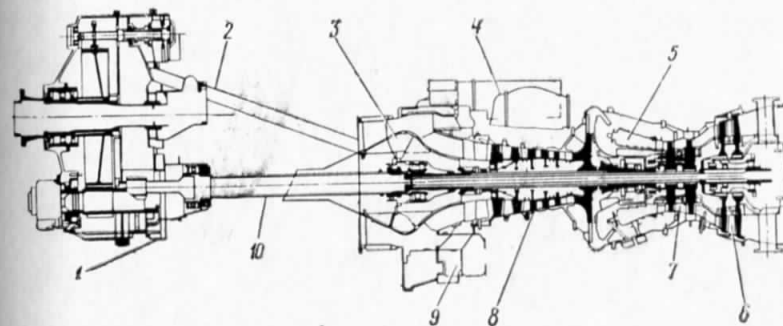


Схема ТВД СТ7-5.

1—редуктор воздушного винта; 2—элемент крепления; 3—встроенный воздухоочиститель на входе в двигатель; 4—элементы системы управления и вспомогательные агрегаты; 5—прямоточная кольцевая камера сгорания; 6—неохлаждаемая двухступенчатая свободная турбина; 7—охлаждаемая двухступенчатая турбина компрессора; 8—комбинированный компрессор; 9—элементы автономной системы смазки; 10—полый вал.

Воздушный винт — четырехлопастный изменяемого шага, вращается с постоянной частотой 1380 об/мин. Обеспечивает низкий уровень шума.

Система управления — электронно-гидромеханическая с электронным регулятором фирмы Джeneral Электрик и гидромеханическим регулятором фирмы Гамильтон Стэндард.

Система смазки — автономная.

Обслуживание. Двигатель состоит из пяти блоков: коробки приводов вспомогательных агрегатов, холодной части двигателя (компрессора, корпуса диффузора с воздухоочистителем), горячей части двигателя (камеры сгорания и турбины компрессора), свободной силовой турбины, редуктора.

Техническое обслуживание СТ7-5 производится по состоянию. Съем и замена любого блока с использованием 10 простых инструментов занимает 86 мин. При замене блоков в аэродромных условиях специальной проверки не требуется.

Состояние развития. Сертификация ТВД СТ7-5 запланирована на 1983 г.

Применение. Предназначен для нового пассажирского самолета местных авиалиний, который рассчитан на 30—50 мест. Самолет будет разрабатываться и выпускаться совместно фирмами Фэрчайлд (США) и Сааб (Швеция).

Модификации. Фирма Джeneral Электрик разрабатывает СТ7-7 мощностью 1780 э.л.с. и СТ7-9 мощностью 2000 э.л.с.

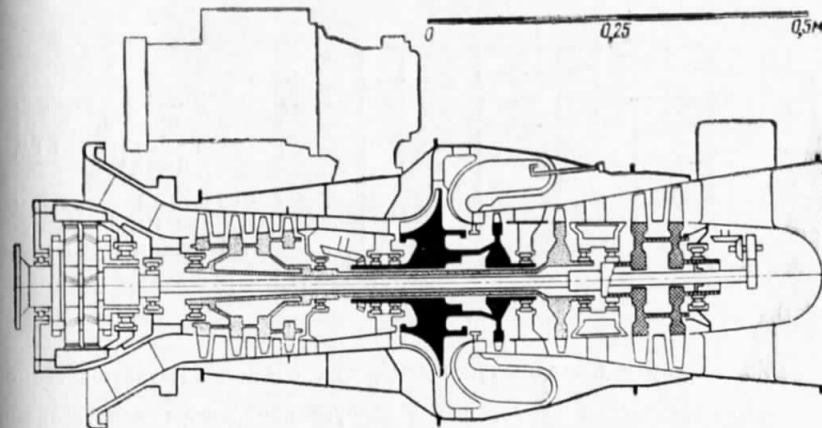
Р О Л Л С - Р О Й С

Турбовальный ГТД

АНГЛИЯ

„ДЖЕМ“ 2¹

Трехвальный ГТД со свободной турбиной



Схематический разрез ГТД «Джем».

$N_e = 900$ л.с.	} максимальный чрезвычайный режим (2,5 мин)
$C_e = 236$ г/л.с.ч	

$N_e = 830$ л.с.	} промежуточный чрезвычайный режим (одночасовой);
$C_e = 240$ г/л.с.ч	
	} взлетный режим (5 мин)

$N_e = 750$ л.с.	} максимальный продолжительный режим
$C_e = 245$ г/л.с.ч	

$G_b = 3,13$ кг/с

$\pi_k = 12$

$T_r = 1240$ °К

$H_{дв} = 595$ мм

$L_{дв} = 1035$ мм

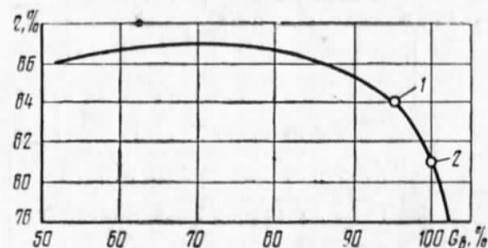
$M_{дв} = 150$ кг

$\gamma_{дв} = 0,18$ кг/л.с.

¹ Опытный образец этого двигателя подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные двигатели». ЦИАМ, 1975.

Ниже приведены сведения об основных особенностях конструкции, эксплуатационных данных, ресурсе и дальнейшем развитии серийного ГТД «Джем».

Компрессор — двухкаскадный, не имеет регулируемых элементов проточной части или клапанов перепуска. Компрессор н. д. — 4-ступенчатый, осевой



Зависимость к. п. д. компрессора н. д. от расхода воздуха ГТД «Джем» 2.

1 — взлетный режим (МСА + 20 °С); 2 — взлетный режим (МСА).

Компрессор в. д. — одноступенчатый, центробежный. Изучается возможность применения перфорации в корпусе компрессора для увеличения запаса по ГДУ.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, испарительного типа, работает при низком давлении топлива.

Турбина — трехроторная. Турбина в. д. — одноступенчатая, осевая. Турбина н. д. — одноступенчатая, осевая. Диск турбины н. д. соединен с валом сваркой трением. Свободная турбина — 2-ступенчатая, осевая.

Силовая конструкция. Применяются опоры с демпфированием масляной пленкой.

Привод выводного вала. Выводной вал расположен спереди двигателя. Редуктор планетарный с шевронными шестернями, соединенными из двух косозубых шестерен посредством электронно-лучевой сварки.

Топливная система. Предусматривается возможность применения топлива «Диезоз», при использовании которого вводятся 4 горелки, 2 из которых снабжены воспламенителями.

Система управления — электронно-гидромеханическая. Разрабатывается и испытывается полностью электронная, цифровая фирмы Гамильтон.

Масляная система — полностью автономная, включающая бак и теплообменник. В каждом отсасывающем маслопроводе устанавливаются магнитные пробки.

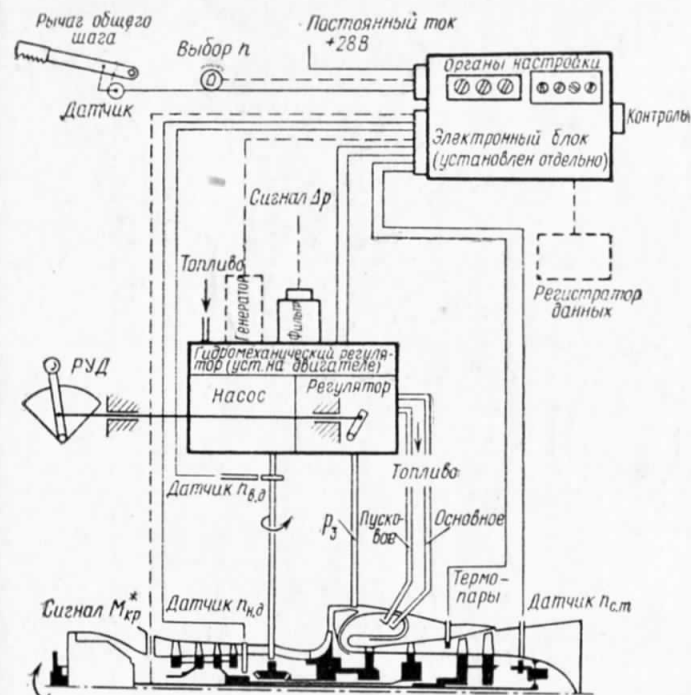


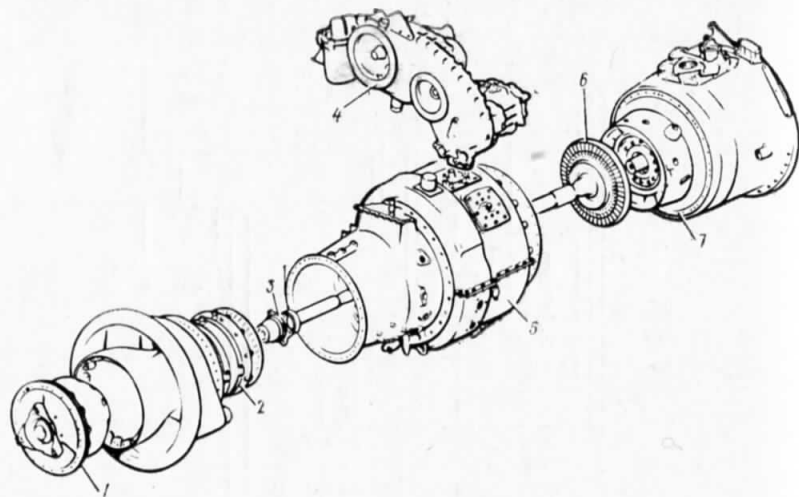
Схема системы управления ГТД «Джем» 2.

— — — по желанию заказчика.

Эксплуатационные данные. Время приемистости от полетного малого газа до частоты вращения, соответствующей ограничению мощности трансмиссией, составляет 2,7 с и от 50% N_{max} до мощности максимального чрезвычайно-го режима — 1,5 с.

Надежность. Коэффициент досрочного схода ($K_{\text{ДСД}}$) приближается к средней величине для современных двигателей и составляет 1,5 на 1000 ч наработки. Для последних модификаций двигателя прогнозируется коэффициент досрочного схода 1 на 1000 ч наработки.

Ресурс и наработка. Первоначальный срок службы двигателя составлял 250 ч. В настоящее время сроки службы отдельных блоков следующие: редуктор — по состоянию; вал свободной турбины — 1200 ч; воздухозаборник и компрессор низкого давления — 1000 ч; коробка приводов агрегатов — по состоянию; каскад высокого давления и камера сгорания — 1000 ч; турбина низкого давления — 1000 ч; свободная турбина — 1200 ч.



Блочная конструкция ГТД Роллс-Ройс «Джем» 2.

1—редуктор; 2—воздухозаборник и компрессор н.д.; 3—вал свободной турбины; 4—коробка приводов агрегатов; 5—каскад в.д. и камера сгорания; 6—турбина н.д.; 7—свободная турбина.

Предполагается иметь минимальный срок службы для горячей части двигателя 2000 ч, для холодной — 4000 ч. К 1985 г. ресурс двигателя должен составить 5000 ч.

Общая наработка двигателя на стенде составила более 40 000 ч.

Наработка по типам испытаний:

Типовые испытания (17 испытаний по 150 ч) — 2550 ч.

Воспроизведение полета (одноразовыми циклами) — 3165 ч.

Циклические испытания — 1200 ч.

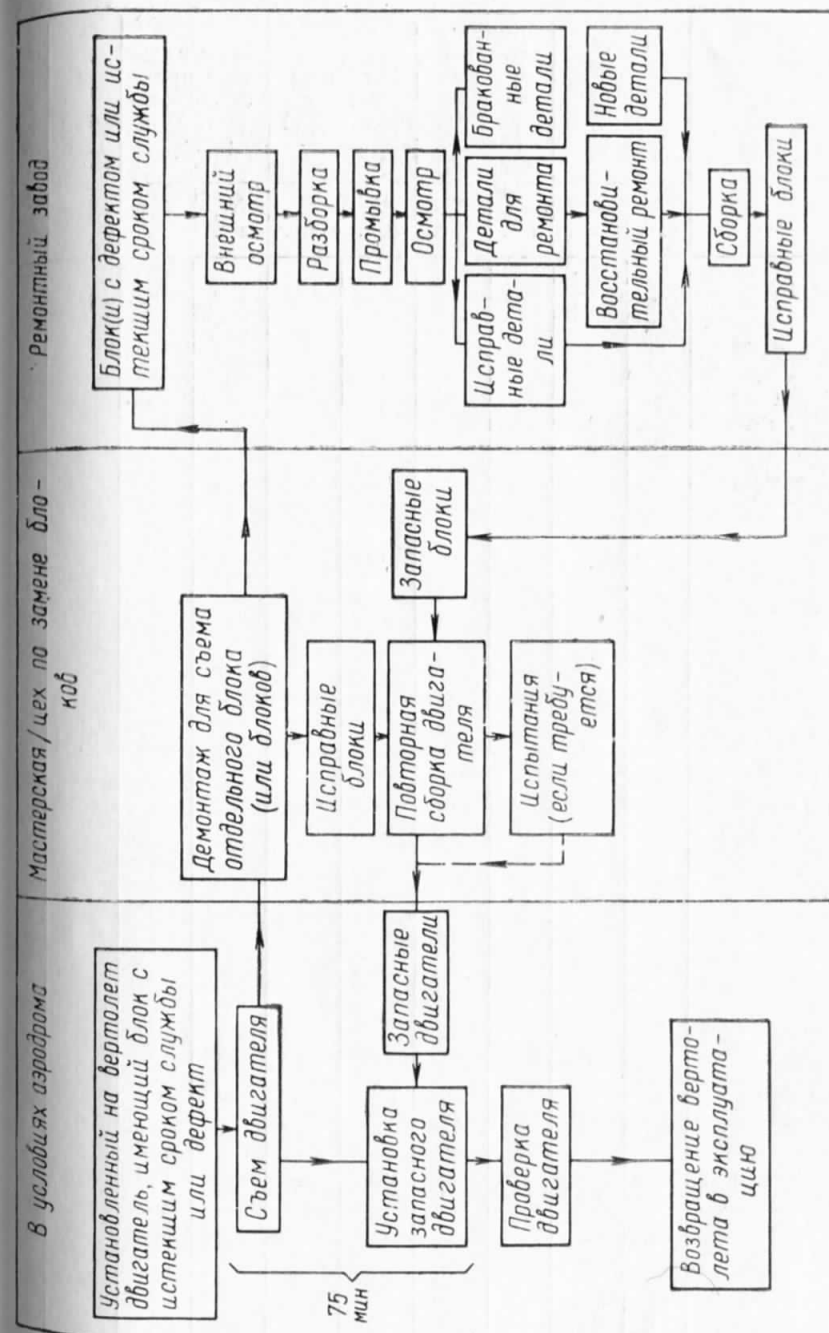
Интенсивные эксплуатационные испытания: фирма Роллс-Ройс — 400 ч, ВМС Великобритании — 7000 ч, ВМС Нидерландов — 1170 ч, армия Великобритании — 2670 ч.

Общая наработка двигателей «Джем» в эксплуатации на 1980 г. превысила 100 000 ч.

Обслуживание двигателя. Основные блоки двигателя: редуктор, воздухозаборник и компрессор н.д., вал свободной турбины, коробка приводов агрегатов, каскад в.д. и камера сгорания, турбина н.д., свободная турбина. Каждый блок независим, взаимозаменяем и не регулируется при установке на двигатель. Поставлена задача достигнуть обслуживания двигателя полностью по состоянию.

Состояние развития. Серийный.

Применение. Многоцелевой военный вертолет Уэстленд «Линкс» WG.13.



Турбовальные ГТД семейства

Марка двигателя	Максимальный 2,5-минутный чрезвычайный режим		Промежуточный чрезвычайный режим (одночасовой)		Взлетный режим (50 % N_{max})		Максимальный продолжительный режим		G_v , кг/с	η
	N_e , л.с.	C_e , г/л.с.ч	N_e , л.с.	C_e , г/л.с.ч	N_e , л.с.	C_e , г/л.с.ч	N_e , л.с.	C_e , г/л.с.ч		
«Джем» 4	1050	—	985	—	950	230	865	—	3,4	13
«Джем» 41 (военное обозначение) Мк. 510 (гражданское обозначение)	1120	—	—	—	—	—	890	231	3,54	—
«Джем» 41-1	1120	—	—	—	1060	—	900	—	—	—
«Джем» 41-2 и 42-4	1120	—	1060	—	1060	—	900	—	3,6	13

«Джем»

G_v , кг	M_{10} , кг	Конструктивные и эксплуатационные особенности	Применение	Состояние развития и дополнительные сведения
1365	156	Улучшенная модификация ГТД «Джем» 2. Увеличение мощности достигнуто повышением расхода воздуха и температуры газа перед турбиной. Рабочие лопатки турбины в.д. изготовлены методом литья с направленной кристаллизацией. Рабочие лопатки турбины н.д. — из того же материала, что и рабочие лопатки турбины в.д. Применен клапан перепуска воздуха между компрессором н.д. и в.д.	Вертолеты «Линкс» для ВМС Норвегии и Голландии	Выполнен значительный объем работ, но в серию не принят, так как выпущена его усовершенствованная модификация — ГТД «Джем» 41
1400	—	Улучшенная модификация ГТД «Джем» 4. Первые две ступени компрессора н.д. перепрофилированы. Предполагается применить перфорированные вставки в корпусе компрессора. Лопатки соплового аппарата турбины охлаждаются. Снаружи турбины н.д. установлен удерживающий защитный кожух	Гражданский вертолет «Линкс» WG.30	Серийный. 18 декабря 1979 г. получен сертификат УГА на ГТД «Джем» 41 для вертолетов «Линкс» WG.13.
—	—	—	Гражданский вертолет «Линкс» WG.30	—
—	182	—	Предназначен для вертолета WG.30, первый полет которого состоялся в апреле 1979 г., а сертификация и начальные постав-	—

Марка двигателя	Максимальный 2,5-минутный чрезвычайный режим		Промежуточный чрезвычайный режим (одно-часовой)		Взлетный режим (50 % N_{max})		Максимальный продолжительный режим		G_v , кг/с	π_c
	N_e , л. с.	C_e , г/л.с.ч	N_e , л. с.	C_e , г/л.с.ч	N_e , л. с.	C_e , г/л.с.ч	N_e , л. с.	C_e , г/л.с.ч		
„Джем“ 50	1220-1300	—	—	—	—	—	1030	—	3,96	—
„Джем“ 60	1220-1430	—	—	—	—	—	—	—	4—4,4	—
„Джем“ 70	1550-1600	—	—	—	—	—	—	—	—	—
„Джем“ 2—3 ¹	930	—	—	—	—	—	776	—	—	—

¹ Предположительно.

Этапы развития

Январь 1968 г. Начало проектирования и разработки ГТД «Джем»
 Июль 1969 г. Испытания газогенераторной части и камеры сгорания.
 Июнь 1970 г. Поставка первых двигателей фирме Уэстленд.
 Сентябрь 1970 г. Наземные испытания на вертолете «Линкс».
 Март 1971 г. Первый полет опытного образца вертолета «Линкс» с двигателем «Джем».

T_r , °K	$M_{ав}$, кг	Конструктивные и эксплуатационные особенности	Применение	Состояние развития и дополнительные сведения
1430	—	Улучшенная модификация ГТД «Джем» 41	—	В разработке
1430	—	Новый компрессор н.д., взаимозаменяемый с компрессором существующего двигателя	—	Серийное производство планируется на 1984 г.
1550	—	—	—	—
—	—	—	Противотанковый двухдвигательный вертолет Агуста А129 «Мангуст», первый полет которого намечен на 1982 г., а поставки — на 1984 г.	В разработке

Март 1973 г. 150-часовые типовые испытания.

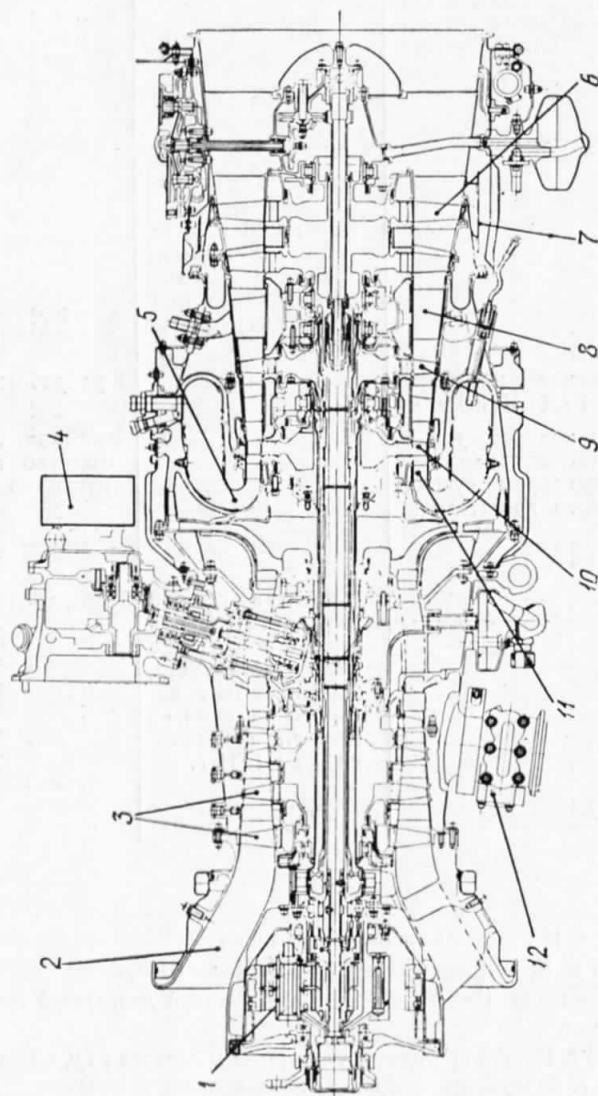
Июль 1974 г. Квалификационные испытания. Завершены шестые 150-часовые испытания. Начата программа испытаний двигателей гражданского варианта.

Январь 1975 г. Начата программа увеличения мощности ГТД «Джем».

Июнь 1975 г. Завершены программы обязательных испытаний.

Конец 1975 г. Поставка первых серийных двигателей «Джем» 2. Начало стендовых испытаний двигателя «Джем» 4 повышенной мощности (1050 л.с.).

Начало 1978 г. Два двигателя «Джем» 4 успешно прошли летные испытания на вертолете — летающей лаборатории «Линкс».

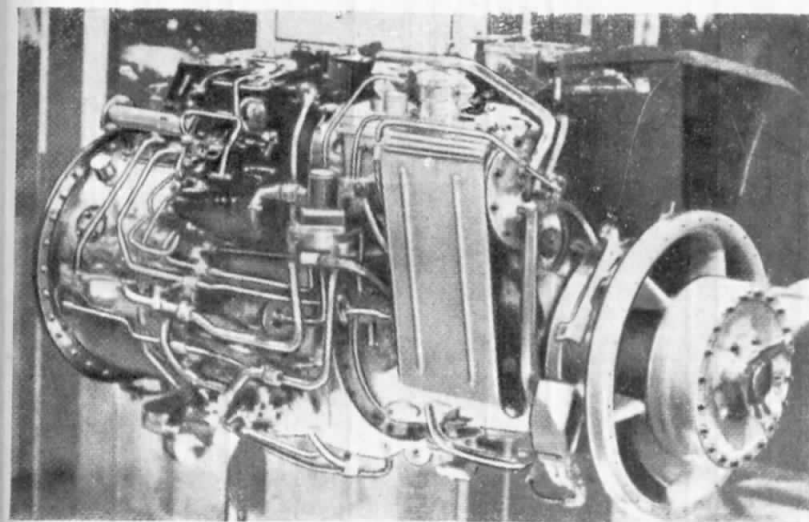
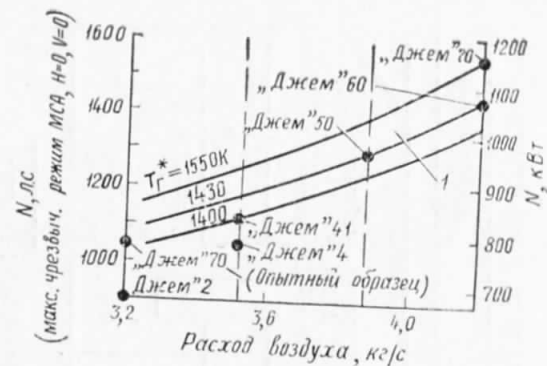


Изменения, внесенные в ГТД «Джем» 4 и «Джем» 41, по сравнению с исходным двигателем «Джем» 2.

1—улучшена смазка планетарных шестерен; 2—увеличен расход воздуха компрессора н.д.; 3—изменено профилирование лопаток 1-й и 2-й ступеней компрессора н.д.; 4—изменена настройка топливного регулятора; 5—увеличена температура газа перед турбиной; 6—изменено профилирование лопаток свободной турбины; 7—введен удерживающий лопатки защитный кожух; 8—изменено проходное сечение; 9—изменен материал; 10—применены лопатки турбины в.д., изготовленные литьем с направленной кристаллизацией; 11—улучшено охлаждение, немного изменены размеры проходного сечения и материал; 12—введен клапан перепуска воздуха между компрессорами в.д. и н.д.

Изменение мощности, расхода воздуха и температуры газа перед турбиной по мере развития двигателей семейства «Джем».

1—область температур $T_{г^*}$ при которых необходимо введение охлаждения рабочих лопаток 1-й ступени турбины.



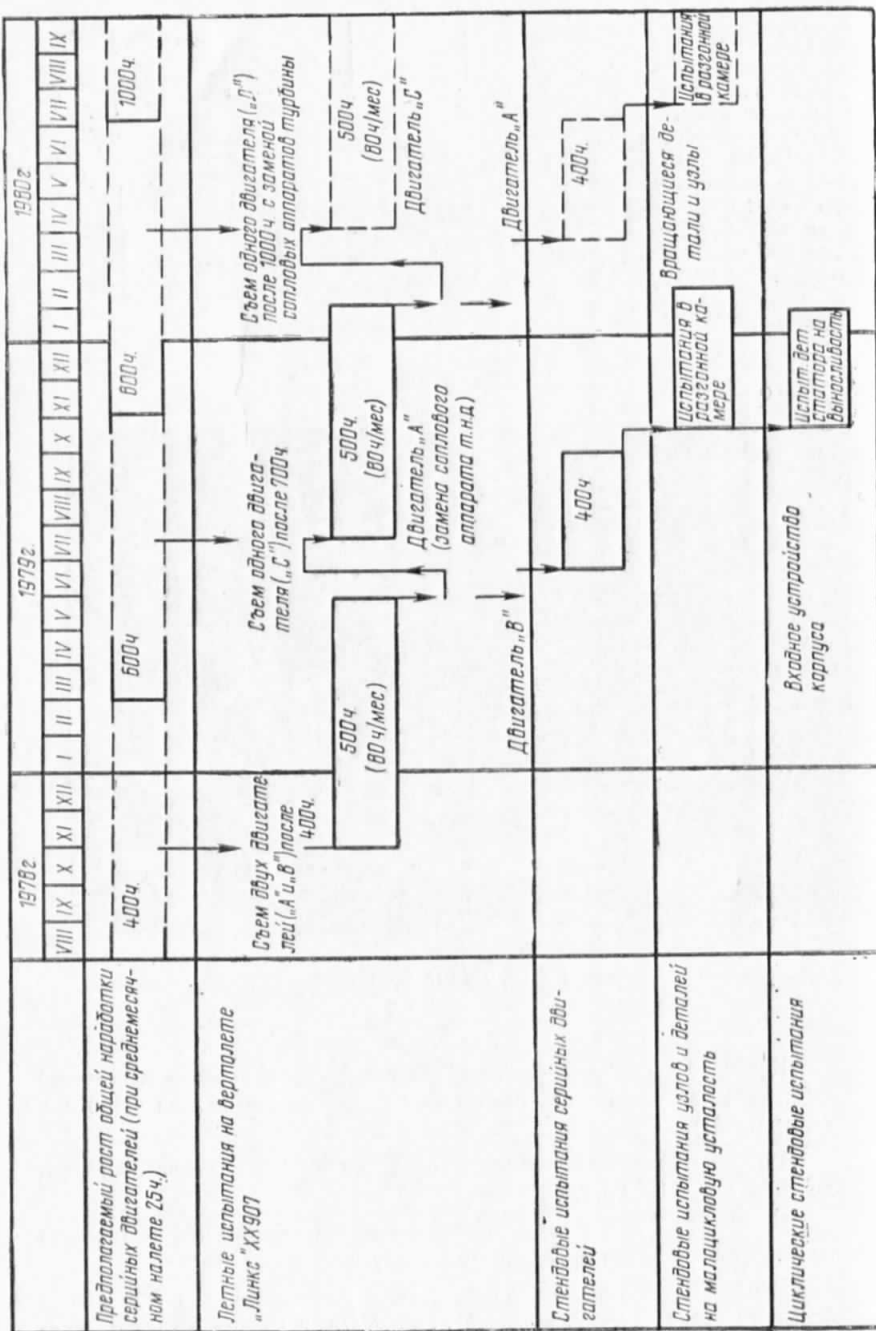
ГТД „Джем“ 60.

Конец 1978 г. Поставка фирме Уэстленд первой партии двигателей «Джем» 4 и увеличение мощности этого двигателя до 1120 л.с. («Джем» 41).

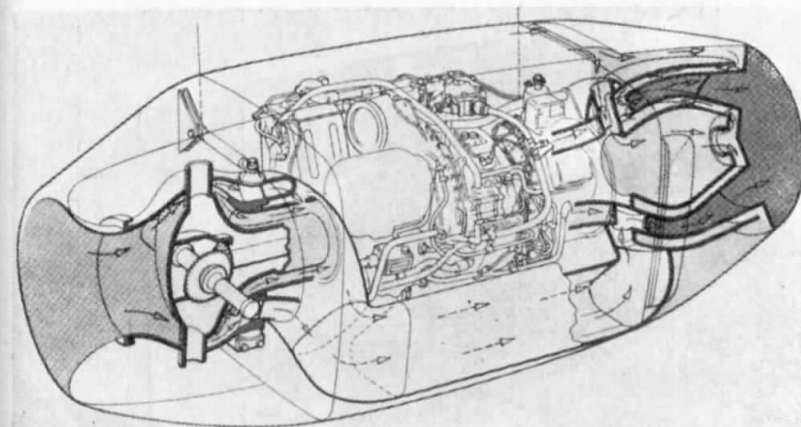
1979 г. Начало следующего этапа увеличения мощности двигателя до $N_e = 1220—1500$ л.с.

Дальнейшая доводка двигателей семейства «Джем» осуществляется по четырем основным программам в следующих направлениях.

Продолжение доводки существующих двигателей для достижения большого срока службы, высокой надежности и низких эксплуатационных расходов.



Программа ускоренной доводки двигателей «Джем».



Установка ГТД «Джем» в гондоле.

Усовершенствование двигателя с целью снижения его стоимости.

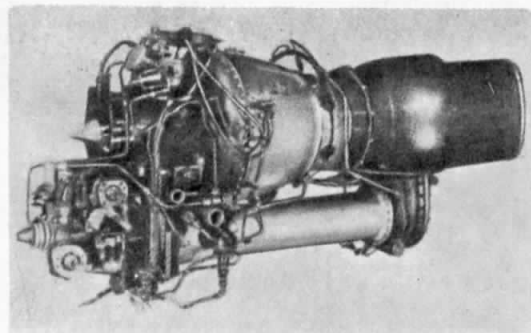
Повышение мощности двигателя для того чтобы в будущем удовлетворять требованиям к вертолетам и приспособить двигатель для других применений.

Модифицирование двигателя с тем, чтобы удовлетворять требованиям различных изготовителей вертолетов. Примером может служить проект установки двигателя в гондоле, в котором угловой редуктор заменяет соосный.

ТУРБОМЕКА

„АРИЭЛЬ“

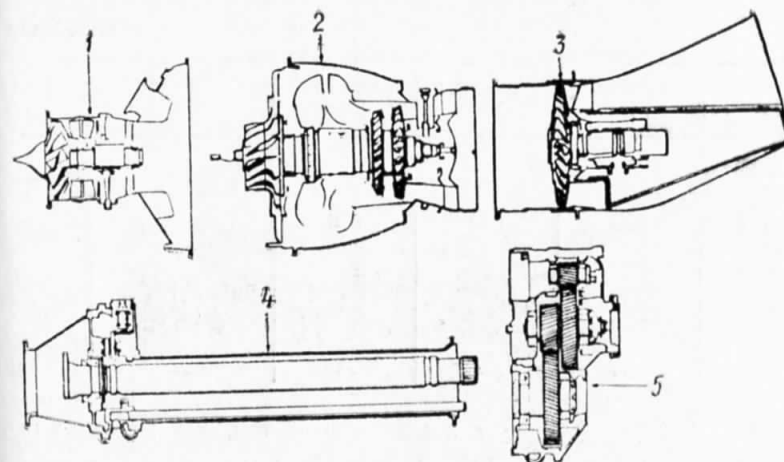
Турбовальный ГТД
ФРАНЦИЯ



Основные данные и подробное описание конструкции турбовального ГТД «Ариэль» приведено в справочнике «Иностранные авиационные двигатели», 1978, с. 270—275. В данном издании справочника публикуются сведения о новых модификациях этого двигателя, которые сведены в таблицу с. 236—239. Данные по мощности ГТД «Ариэль» IC на разных режимах при МСА и МСА + 35 °С приведены в отдельной таблице.

Данные ГТД Турбомека «Ариэль» IC

Режим	М С А	МСА + 35 °С
	N_e , л. с. гарантированная	N_e , л. с., гарантированная
Максимальный чрезвычайный	710	580
Промежуточный чрезвычайный	697	524
Взлетный	669	524
Крейсерский	595	433



Блочная конструкция ГТД «Ариэль».

1—осевой компрессор; 2—газогенераторная часть, центробежный компрессор в. д., камера сгорания, 2-ступенчатая турбина в. д.; 3—свободная турбина; 4—вал отбора мощности; 5—собранный редуктор.

Семейство турбов

	„Ариэль“ 1	„Ариэль“ 1А	„Ариэль“ 1А-1	„Ариэль“ 1А-2	„Ариэль“ 1В
Максимальный чрез					
N_e , л. с.	690	692	676	—	—
C_e , г/л. с. ч	259	—	—	—	—
Взлетный и промежуточный					
N_e , л. с.	650	650	638—652	Мощность на взлете будет поддерживаться постоянной до условий $H=0$, МСА + 35 °С	—
C_e , г/л. с. ч	260	—	—	—	—
Максимальный продол					
N_e , л. с.	600	600	586	—	—
C_e , г/л. с. ч	263,5	—	—	—	—
G_B , кг/с	2,4	—	—	—	—
π_K	8	—	—	—	—
T_r , °К	1273	—	—	—	—
B , мм	418	—	—	—	—
H , мм	627	—	—	—	—
$L_{дв}$, мм	1198	—	—	—	—
$M_{дв}$, кг	109	—	—	—	—
Конструктивные особенности	—	—	—	Улучшен компрессор (к.п.д. возрос до 76%) благодаря применению нового спрямляющего аппарата и центробежной ступени с лопатками переменной кривизны	—

льных ГТД «Ариэль»

	„Ариэль“ 1В2	„Ариэль“ 1С	„Ариэль“ 2	„Ариэль“ 3	„Ариэль“ 3С	„Ариэль“ 10
Выводный режим						
	—	710—735 Мощность увеличена благодаря повышению T_r на 50° С	735	750—800	800	—
	—	—	—	—	—	—
чрезвычайный режимы						
	Мощность на взлете будет поддерживаться постоянной до условий $H=0$, МСА + 35 °С	670—696	696	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
жизельный режим						
	—	595	608	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—
	Имеет улучшенный компрессор	Модифицирована камера сгорания. Применяется пленочное охлаждение	По сравнению с ГТД „Ариэль“ 1 будет иметь или дополнительную осевую ступень компрессора, или охлаждаемую ступень турбины	Будет иметь улучшенный компрессор и повышенную температуру газа перед турбиной	Будет иметь дополнительную осевую ступень компрессора	—

	„Ариэль“ 1	„Ариэль“ 1А	„Ариэль“ 1А-1	„Ариэль“ 1А-2	„Ариэль“ 1В
Ресурс и наработка	Межремонтный ресурс 3000 ч для 3 блоков, в том числе на январь 1981 г. в эксплуатации находится 380 ГТД „Ариэль“ ~ 100 000 ч, из которых 28 000 ч наработано на стенде.				
Состояние развития	Серийный, выпускается с 1976 г. В конце 1978 г. темп выпуска составлял 12 двигателей в месяц, а в начале 1980 г. он повысился до 15 двигателей	Разработан в 1973 г. Серийный. Поставлено 140 двигателей	—	Начат выпуск в 1979 г. На январь 1981 г. поставлено 40 двигателей	Разработан в 1973 г. По данным на конец 1978 г. выпускалось по 12 двигателей в месяц с послед. увеличением до 15 двигателей. Поставлено 190 двигателей
Применение	Первоначально двигатель „Ариэль“ был сертифицирован летом 1977 г., а затем повторно прошел сертификационные испытания после того как были устранены трудности, связанные с работой системы смазки Двухдвигательный вертолет SA.365	Двухдвигательный вертолет SA.365C1 и -C2 „Дофин“ 2	Двухдвигательный вертолет SA.365C1 и -C2 „Дофин“ 2	В 1981 г. предполагается поставить 220 ГТД „Ариэль“ 1А-2, В и С и 300 этих	Однодвигат. вертолет „Экюрей“

„Ариэль“ 1В2	„Ариэль“ 1С	„Ариэль“ 2	„Ариэль“ 3	„Ариэль“ 3С	„Ариэль“ 10
для газогенератора, и 5000 ч для остальных блоков. По данным 34 странах. Общая наработка эксплуатируемых и опытных двигателей вертолета „Экюрей“ в одной из стран составляет 180 ч/мес.					
—	23 декабря 1980 г. получен сертификат от ГУГА Франции. Двигатель сертифицирован при взлетной мощности на валу 665 л.с. В 1980 г. было поставлено 8 предсерийных двигателей, серийные двигатели должны были выпускаться с января 1981 г. В 1983 г. темп производства должен достичь 40 двигателей в месяц	—	Проект. Должен быть готов к середине 1979 г.	Двигатель соответствует третьему этапу разработки (1980—1985 гг.)	Ведутся предварительные разработки. Разработку этого более мощного варианта планируется осуществить в рамках долгосрочных программ
Однодвигательный вертолет „Экюрей“	Двухдвигательные вертолеты „Дофин“ 2N и SA.365N „Дофин“ 2	Двухдвигательный вертолет SA.365N „Дофин“ 2 (морской вариант)	Двухдвигательные вертолеты	Двухдвигательные вертолеты	

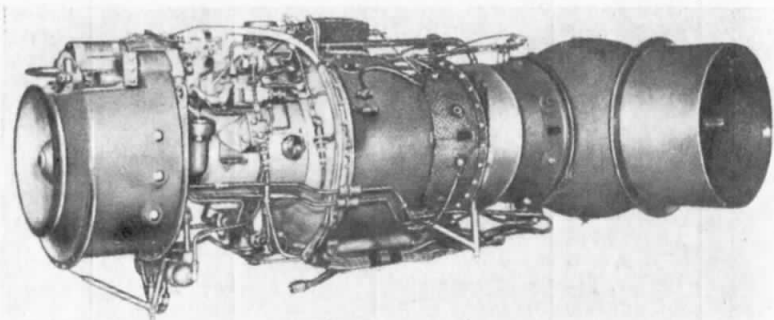
ТУРБОМЕКА

Турбовальный ГТД
ФРАНЦИЯ

„МАКИЛА“ 1-А

ГТД со свободной турбиной

Общий вид опытного
ГТД «Макила».



Основные данные ГТД Турбомека «Макила» 1-А

Режим	Продолжи- тельность работы, мин	H=0, МСА		H=0, t _н =50 °C	Фактически зарегистри- рованная максималь- ная мощ- ность в условиях H=0, МСА, л. с.
		мощ- ность на валу, л. с.	удель- ный расход топлива, г/л. с. ч.	мощ- ность на валу, л. с.	
Максимальный чрезвычайный (при одном отказавшем двигателе)	2,5	1780 ²	223	1392 ³	1900 ⁴
Взлетный (при работе двух двигателей)	2,5	1685 ²	225	1290	1835
Промежуточный чрезвычайный (при одном отказавшем двигателе)	Не ограни- чивается	1685 ²	225	1290 ³	1835 ⁴
Максимальный продолжительный (при работе двух двигателей)	То же	1535	228	1135	1615—1620 ⁴
Крейсерский	" "	950	263 ²		

¹ Испытания на указанных режимах производились с целью проверки работоспособности двигателя при максимально возможной в эксплуатации t_н до 50 °C и H до 6 км.

² Минимальные (для N) или максимальные (для C_e) гарантированные величины.

³ Минимальные значения мощности, полученные при испытаниях на высотной установке.

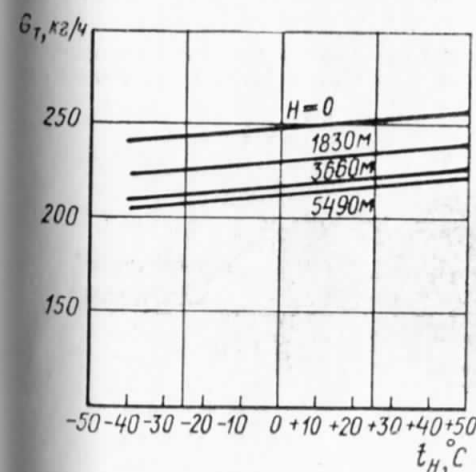
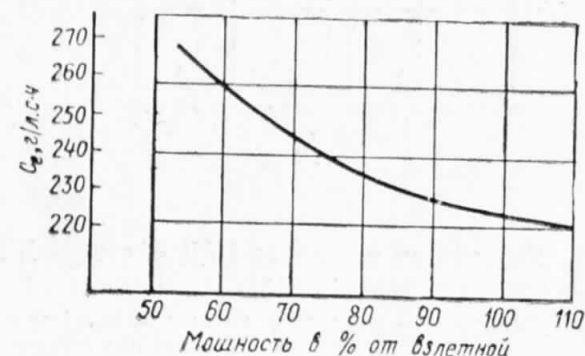
⁴ Предельное значение мощности без охлаждения рабочих лопаток турбины.

n _{тк} , об/мин	36 300 ¹
n _{ст} , об/мин	22 850
G _в , кг/с	5,55 ¹
π _к	10,4 ¹
T _г , °K	1303—1318 ²
M (полностью оборудованного двигателя), кг	242

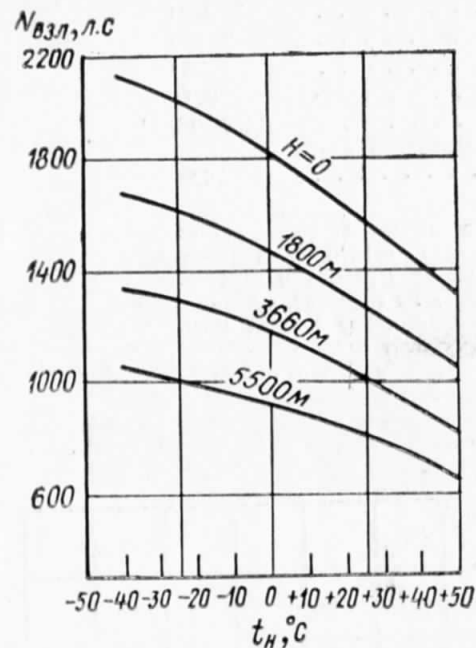
¹ Для заявленного значения чрезвычайной мощности 1935 л. с. при T_г = 1370 °K. Применение турбины с охлаждаемыми рабочими лопатками позволит повысить T_г до значений, превышающих 1370 °K и благодаря этому довести мощность до величины свыше 2000 л. с.

² Для гарантированных величин мощности (с. 240).

Изменение удельного расхода топлива в зависимости от мощности двигателя.



Изменение часового расхода топлива на крейсерском режиме полета (N_e = 945 л. с.) в зависимости от наружной температуры и высоты полета.

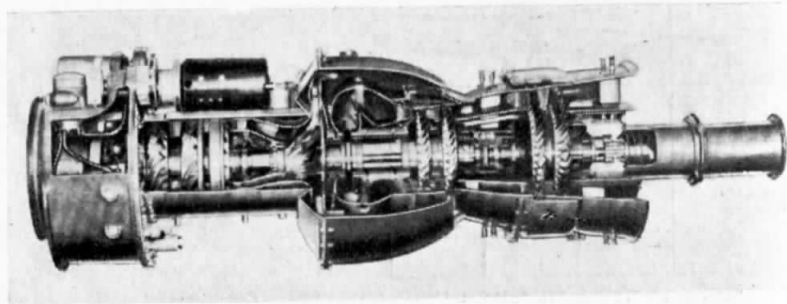


Изменение взлетной мощности в зависимости от наружной температуры и высоты полета.

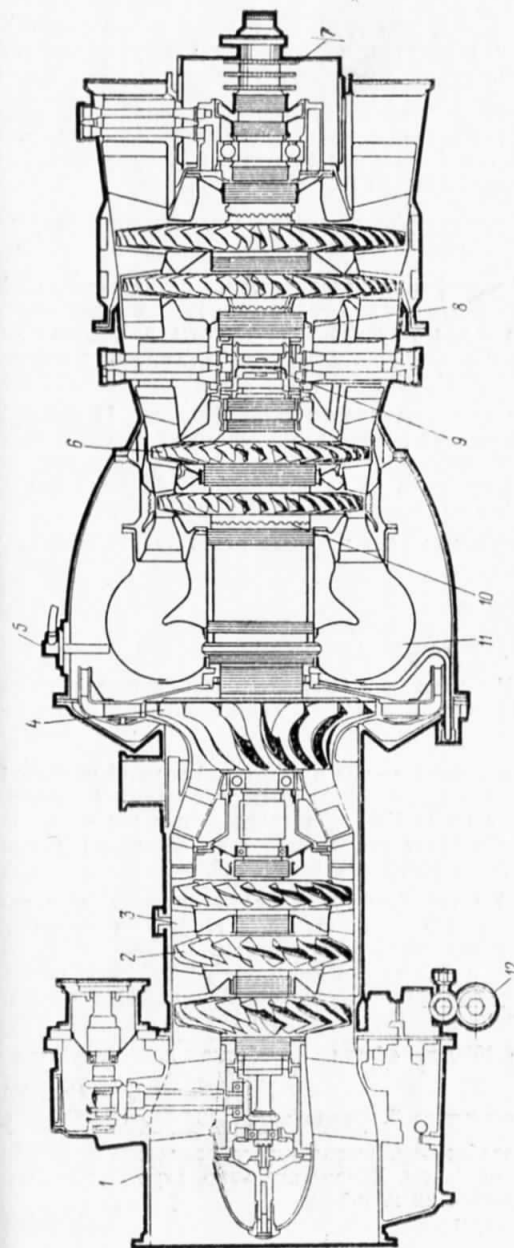
Разработан на основе ГТД «Астазу» XX и имеет заднее расположение выводного вала.

Воздухозаборник — кольцевой, имеет противообледенительное устройство, его окружает встроенный маслбак; над верхней частью воздухозаборника располагается коробка приводов агрегатов; вал отбора мощности для привода агрегатов с двумя парами конических шестерен размещен в вертикальной стойке.

Компрессор — 4-ступенчатый, комбинированный. Первые три ступени осевые, не регулируемые. При изготовлении всех трех рабочих колес осевых ступеней.



ГТД «Макила» с частично вырезанным корпусом.



Схематический разрез ГТД «Макила».

1—воздухозаборник с встроенным маслбаком, имеющим центробежный воздухоотделитель, и противообледенительной системой; 2—рабочее колесо осевой ступени компрессора; 3—лопатки направляющего аппарата; 4—центробежная ступень компрессора; 5—свеча зажигания; 6—рабочее колесо турбины компрессора; 7—электронный датчик частоты вращения свободной турбины; 8—лабиринтные уплотнения подшипников с наддувом; 9—узлы задней опоры турбины компрессора и передней опоры свободной турбины; 10—торцевое шлицевое соединение; 11—камера сгорания с боковым подводом топлива; 12—топливомасляный теплообменник.

пеней применяется титановый сплав с последующей механической обработкой. Лопатки направляющих аппаратов литые из стали. Колесо 4-й центробежной ступени стальное.

Камера сгорания — кольцевая. Жаровая труба — стальная, имеет 3600 отверстий диаметром 0,9 мм для воздуха, выполненных электроэрозионной обработкой. Топливо распыливается с помощью дискового распылителя с боковым подводом.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, с неохлаждаемыми рабочими лопатками из сплава инконель 713 (поставляются фирмой Микрофьюзюн). Охлаждаются только сопловые лопатки первой ступени.

Свободная турбина — 2-ступенчатая. Диски турбин соединяются между собой и с валом с помощью торцевых шлиц.

Система управления — электронно-гидромеханическая, разработанная фирмой Турбомека; гидромеханическая — для регулирования газогенераторной части и электронная — для регулирования частоты вращения свободной турбины. В системе используются двойные электронные датчики частоты вращения.

Система выполняет следующие основные функции: 1) поддерживает заданную частоту вращения ротора газогенератора; 2) обеспечивает автоматический запуск двигателя; 3) обеспечивает постоянство частоты вращения свободной турбины; 4) равномерно распределяет нагрузку на оба двигателя в двухдвигательной силовой установке.

В аварийной ситуации может использоваться ручная система управления двигателем.

Масляная система — автономная.

Пусковая система — с электрическим стартером.

Эксплуатационные данные. На высотах ≤ 4000 м разгон двигателя от режима, соответствующего 16% до 95% номинальной мощности, происходит менее чем за 4,5 с.

Ресурс и наработка. Первоначальный ресурс для деталей горячей части — 2000 ч, а для всех остальных деталей — 3000 ч. Первоначальный ресурс серийных двигателей будет 1000—1500 ч, а впоследствии его предполагается довести до 2000 ч. Он будет увеличиваться на основании данных эксплуатации и результатов ресурсных испытаний.

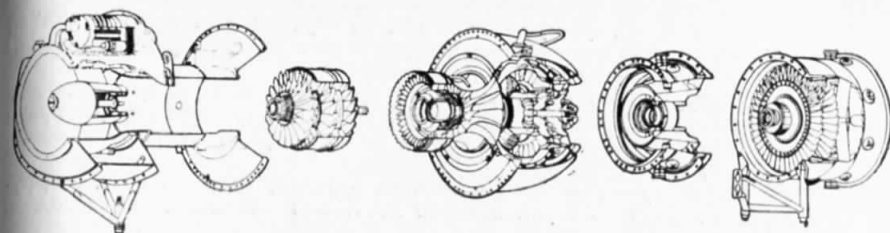
На октябрь 1979 г. наработка пятнадцати опытных двигателей составила 4877 ч, из них 3079 ч — на стенде и 1798 ч — в полете. Летная наработка распределяется следующим образом: 1345 ч — на двух вертолетах SA.330 «Пума» и 453 ч — на вертолете AS.332-01 «Супер Пума». Нарботка одного из двигателей составляет 795 ч, пять двигателей имеют наработку по 500 ч.

К концу января 1980 г. общая наработка двигателей достигала 6000 ч.

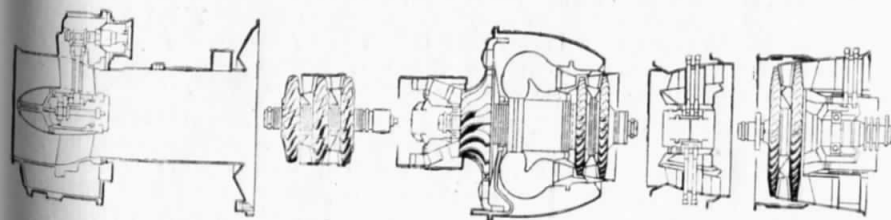
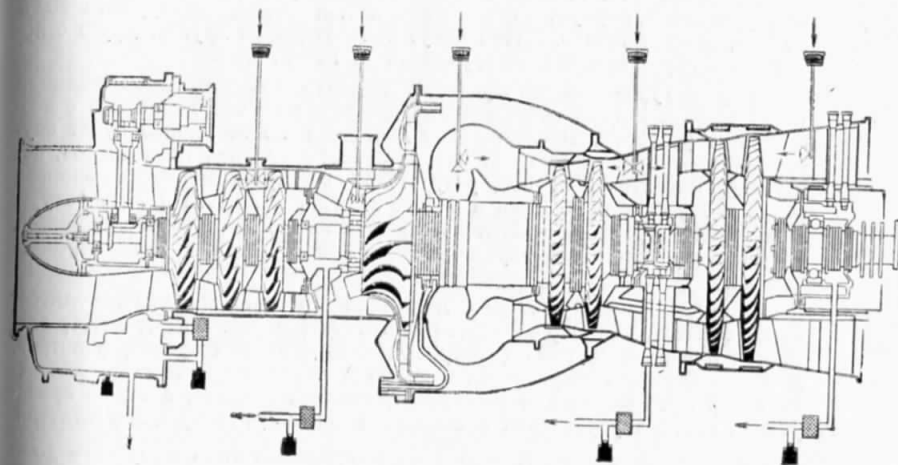
Обслуживание. Двигатель состоит из 5 блоков¹:

корпуса воздухозаборника, выполненного совместно с коробкой агрегатов и с масляным баком. Вспомогательные агрегаты при разборке двигателя могут остаться на коробке; осевого компрессора;

¹ Всего двигатель состоит из 1700 деталей.



Блоки ГТД Турбомека «Макила».



Средства обслуживания ГТД «Макила» по состоянию.

1 — бороскопический осмотр (стрелки сверху двигателя); 2 — металлический фильтр (заштрихованные квадраты); 3 — магнитная пробка (зачерненные квадраты); 4 — отбор проб масла для спектрографического анализа (стрелка под корпусом воздухозаборника).

блока газогенератора, состоящего из спрямляющих лопаток третьей ступени осевого компрессора, центробежного компрессора, камеры сгорания, двухступенчатой турбины компрессора;

межтурбинного корпуса (между турбинами компрессора и свободной) со спрямляющими лопатками на выходе из турбины компрессора и с лопатками соплового аппарата на входе в первую ступень свободной турбины;

блока двухступенчатой свободной турбины, силового вала, диффузорного канала со спрямляющими лопатками на выходе из свободной турбины.

Периодические осмотры двигателя, совмещенные с осмотрами самого вертолета, проводятся на вертолете «Супер Пума» через каждые 400 ч. Двигатель может быть снят с вертолета за 1 ч 45 мин и установлен за 2 ч 15 мин.

Потребное время на снятие и установку отдельных блоков составляет: для воздухозаборника с кольцевым маслобаком и коробкой приводов агрегатов 30 и 45 мин, для осевого компрессора 15 и 30 мин, для межтурбинного корпуса 30 и 30 мин и для свободной турбины 30 и 30 мин, соответственно. Блоки могут быть отделены друг от друга с помощью четырех простых инструментов за 15—45 мин.

Фирма Турбомека намерена представить авиакомпаниям возможность выбора метода обслуживания двигателя по состоянию или с назначенным ресурсом. Обслуживание двигателя по состоянию будет осуществляться в зависимости от числа наработанных полетных циклов, показаний магнитных пробок, результатов спектроскопического анализа масла и зарегистрированных в полете величин мощности и температуры газа перед турбиной. Двигатель снабжен пятью магнитными пробками, пятью отверстиями для бороскопического осмотра и двумя вибродатчиками.

В процессе обслуживания двигателя по состоянию производителем бороскопический осмотр элементов двигателя (см. рис. с. 245), осмотр элементов масляной системы (быстросъемных магнитных пробок, фильтров, а также датчиков загрязнения фильтра и металлических сеток) делается отбор проб масла для спектрометрического анализа, а также проверяются система управления и показания датчиков вибрации двигателя.

Состояние развития. Серийный. К маю 1980 г. предполагалось выпускать до 8 двигателей в месяц. Планом производства предусматривалось выпустить в 1980 г. 70 двигателей, в 1981 г. — 100 двигателей, а в 1982 г. — 150 двигателей. С 1984 г. фирма Турбомека намерена увеличить выпуск до 20 двигателей в месяц и к 1989 г. построить 2000 двигателей.

К концу 1979 г. были получены заказы на поставку 134 двигателей. Ожидался заказ на поставку еще 133. К этому количеству следует прибавить 60 двигателей, которые фирма Турбомека должна была выпустить в качестве запасных для обеспечения начала эксплуатации.

Стоимость. Ассигнования на разработку и производство двигателя в размере 234 млн. фр. распределены следующим образом: министерство обороны — 20%, министерство транспорта — 30%, министерство финансов — 15%, фирма Турбомека — 35%. Стоимость двигателя — 1 млн. франков.

Применение. Двухдвигательный вертолет Аэроспасьяль SA.332 «Супер Пума».

Этапы создания ГТД «Макила»

1975 г. Начало разработки двигателя¹.

Ноябрь 1976 г. Начало стендовых испытаний газогенераторной части двигателя.

Январь 1977 г. Подписание протокола о финансировании разработки и производства двигателей.

Начало стендовых испытаний полностью собранного двигателя.

Январь—май 1977 г. 50-часовое испытание на получение свидетельства о годности к полетам.

Июнь 1977 г. Начало летных испытаний на двухдвигательной летающей лаборатории SA.330 «Пума».

Февраль 1978 г. Подготовка к серийному производству. Начало изготовления заготовок деталей для партии в 50 двигателей, а затем еще для 120 двигателей.

Сентябрь 1978 г. Первое летное испытание ГТД «Макила» I на опытном двухдвигательном вертолете SA.332 «Супер Пума».

Декабрь 1978 г. 150-часовое испытание по 6-часовым циклам программы, составленной в соответствии с НЛГ США.

Июль 1979 г. 150-часовое испытание в соответствии с НЛГ Англии.

В это же время проводилось два типа ресурсных испытаний.

В Бёрде — циклические испытания для проверки работоспособности деталей с ограниченным сроком службы (длительность одного цикла равнялась 7 мин).

В Сакле — циклические испытания с воспроизведением типичного полетного цикла длительностью 30 мин. Цель испытаний — установление первоначального межремонтного ресурса двигателя 2000 ч. (В конце 1979 г. ресурс уже составлял 1750 ч).

Октябрь 1979 г. Начало серийного производства и поставка первого серийного двигателя.

Февраль 1980 г. Получение сертификата на ГТД «Макила» от ГУГА Франции.

Октябрь 1980 г. Получение сертификата на вертолет.

Начало 1981 г. Начало поставок вертолета SA.332 «Супер Пума».

Варианты. ТВД мощностью 1500—2000 л.с. для двухдвигательных самолетов, рассчитанных на 30—40 пассажирских мест, в частности, ТВД «Макила» 2000Т для двухдвигательного самолета AS.35T местных авиалиний.

ТРДД высокой степени двухконтурности с вентилятором, имеющим поворотные лопатки, для двухдвигательных служебных самолетов.

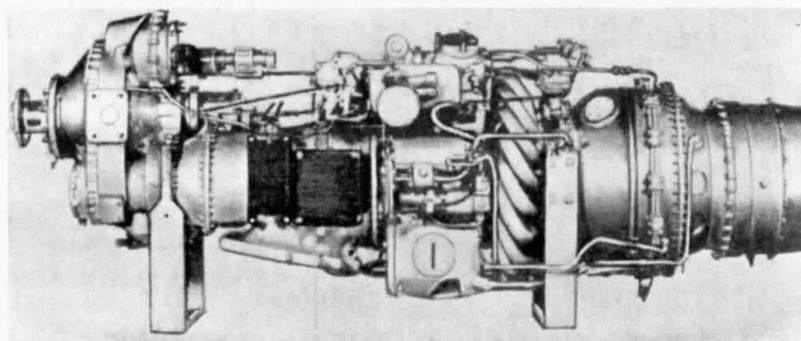
¹ По некоторым источникам, начало разработки двигателя относится к 1972—1973 гг.

ПРАТТ-УИТНИ ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА

ТВД
КАНАДА

РТ7А

Трехвальный ТВД



Взлетный режим

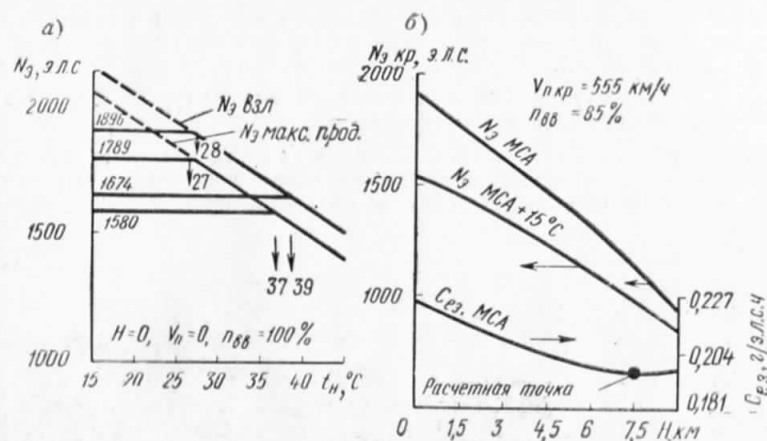
$N_B = 1802$ л.с.	при $n_{B,B} = 1200$ об/мин, $H=0, M_B=0, t_n = 28^\circ\text{C}$
$N_3 = 1896$ э.л.с.	
$C_e = 246$ г/л.с.ч	
$N_B = 1590$ л.с.	при $n_{B,B} = 1300$ об/мин, $H=0, M_B=0, t_n = 39^\circ\text{C}$
$N_3 = 1674$ э.л.с.	
$C_e = 255$ г/л.с.ч	

Максимальный продолжительный режим

$N_B = 1700$ л.с.	при $n_{B,B} = 1200$ об/мин, $H=0, M_B=0, t_n = 27^\circ\text{C}$
$N_3 = 1789$ э.л.с.	
$C_e = 249$ г/л.с.ч	
$N_B = 1500$ л.с.	при $n_{B,B} = 1300$ об/мин, $H=0, M_B=0, t_n = 37^\circ\text{C}$
$N_3 = 1580$ э.л.с.	
$C_e = 261$ г/л.с.ч	

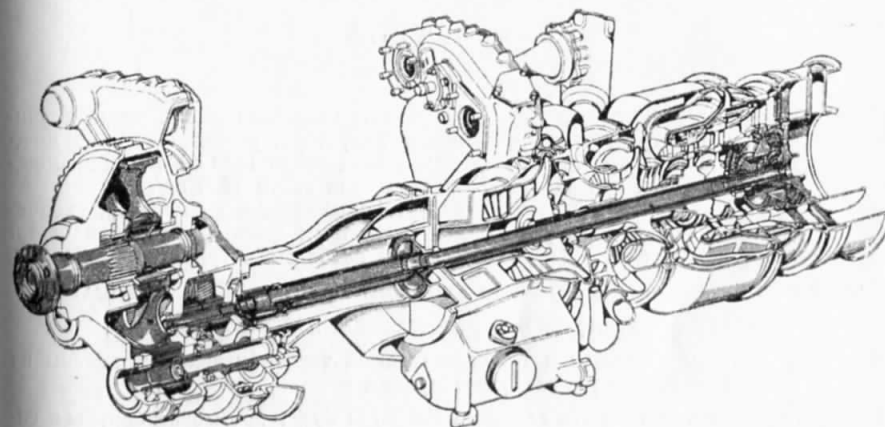
Крейсерский режим

$N_3 = \sim 1140$ э. л. с.	$\left. \begin{array}{l} \text{при } H=7,6 \text{ км, } V_{\text{п.кр}} = \\ = 550 \text{ км/ч, МСА} \end{array} \right\}$
$C_3 = 193$ г/э. л. с. ч	
$\pi_K = 15$	
$G_B = 6,8$ кг/с при $H=0$. $M_{\text{п}}=0$, МСА	
$B = 584$ мм	$L_{\text{дв}} = 2083$ мм
	$M_{\text{дв}} = 374$ кг
$H = 838$ мм	$\gamma_{\text{дв}} = 0,197$ кг/э. л. с.



Характеристики двигателя РТ7А.

а—зависимости взлетной и максимальной продолжительной мощности от температуры окружающей среды; б—высотные характеристики на максимальном крейсерском режиме.



ТВД РТ7А с частично вырезанным корпусом.

Воздухозаборник — ковшового типа.

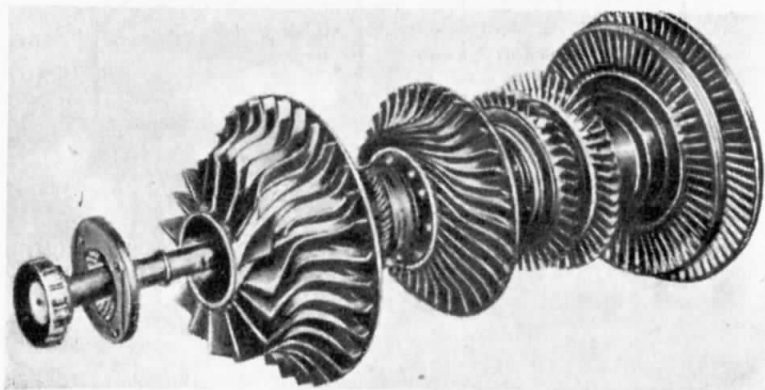
Компрессор — центробежный, 2-ступенчатый (двухкаскадный) с рабочими колесами, выполненными из титанового сплава. Поворотные лопатки или клапаны перепуска отсутствуют.

Камера сгорания — кольцевая противоточная.

Турбина в. д. — одноступенчатая с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками. Рабочие лопатки отлиты с направленной кристаллизацией (как у ТВД РТ6А-50).

Турбина с. д. — одноступенчатая, неохлаждаемая. Роторы турбин в. д. и с. д. вращаются в противоположные стороны.

Свободная турбина — 2-ступенчатая. Вал привода винта проходит внутри валов турбин с. д. и в. д. Промежуточные подшипники между валами отсутствуют. Критические частоты валов лежат за пределами рабочей области.



Роторы ТВД РТ7А.

Привод воздушного винта — редуктор выносного типа расположен спереди двигателя. Предусмотрено применение редуктора, рассчитанного на мощность 1500 л. с. при частоте вращения вала винта 1300 об/мин, и на мощность 1800 л. с. при частоте вращения вала винта 1200 об/мин.

На задней части корпуса редуктора размещены: генератор, гидравлический насос, блок управления воздушным винтом, регулятор частоты вращения винта и вспомогательный насос с электрическим приводом.

Привод агрегатов. Коробка агрегатов расположена в средней части двигателя.

Система управления — электронно-гидромеханическая.

Масляная система. Маслбак и топливомасляный теплообменник размещены на нижней части корпуса воздухозаборника.

Эксплуатационные данные. На самолете ЕМВ-120 будет применена бортовая система диагностики состояния двигателя РТ7.

Ресурс. Ожидаемый срок службы ротора 30 000 ч (~30 000 циклов). Срок службы рабочих лопаток 6000—10 000 ч. Межремонтный ресурс 6000 ч.

Обслуживание. Двигатель имеет 9 блоков (помимо редуктора и агрегатов): воздухозаборник и вал свободной турбины; компрессор н. д.; вал и подшипник компрессора н. д.; компрессор в. д.; корпус камеры сгорания и сопловой аппарат турбины в. д.; турбину в. д.; турбину н. д. с корпусом подшипника; свободную турбину; выпускной канал. Ремонт двигателя осуществляется посредством замены блоков.

Применение — самолеты местных авиалиний на 30—50 пассажиров.

Этапы развития

1975 г. Начало работ над двигателем.

1978 г. Испытание демонстрационного двигателя ADS-604.

Март 1981 г. Испытания свободной турбины и редуктора.

1981 г. Испытание двигателя.

1982 г. Поставки опытных образцов.

1983 г. Сертификация и поставки серийных двигателей.

Модификации

ТВД РТ7А-1. $N_э = 1580$ э. л. с. до 37°C , $C_э = 240$ г/э. л. с. ч при $n_{в.в} = 1300$ об/мин (максимальный продолжительный режим). Предназначается для бразильского самолета Эмбрайер ЕМВ-120.

ТВД РТ7А-2R. Предусмотрен чрезвычайный режим, используемый при отказе другого двигателя на самолете. $N_э = 1788$ э. л. с. до 27°C , $C_э = 236$ г/э. л. с. ч при $n_{в.в} = 1200$ об/мин (максимальный продолжительный режим). Предназначен для канадского самолета Де Хэвилленд «Дэш» 8.

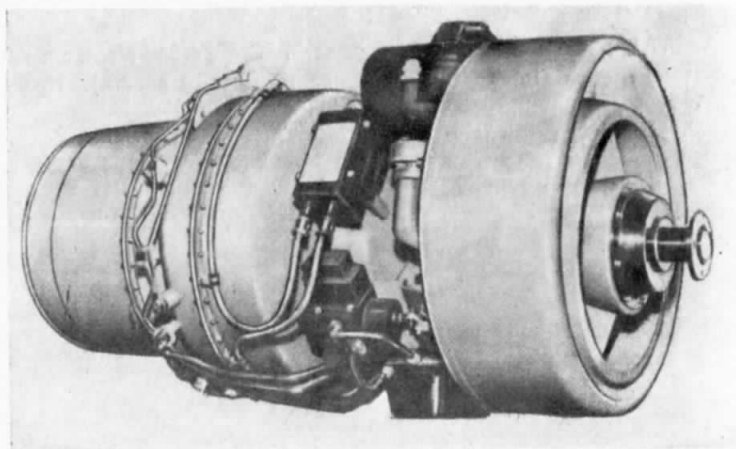
РОЛЛС-РОЙС/ТУРБОМЕКА

RTM.321

Турбовальный ГТД со свободной турбиной

Турбовальный
ГТД

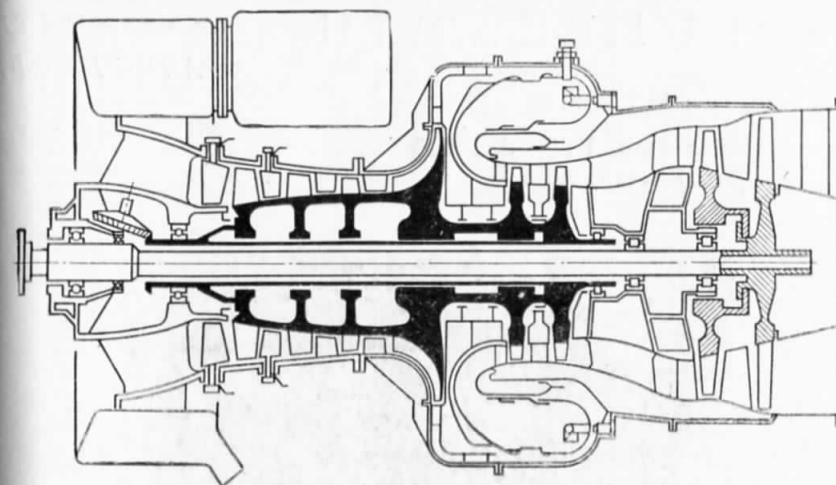
АНГЛИЯ —
ФРАНЦИЯ



$N_e = 1940-2120$ л. с.	} чрезвычайный режим при $H=0$, МСА
$N_e = 1750$ л. с.	
$C_e = 203$ г/л. с. ч	} взлетный 2,5-минутный режим при $H=0$, МСА
$N_e = 1500$ л. с.	
$N_e = 1060$ л. с.	} максимальный продолжи- тельный режим при $H=0$, МСА
$C_e = 228$ г/л. с. ч	
$n_{с.т} = 20\,000$ об/мин	} крейсерский режим при $H=0$, МСА
$\pi_k = 14$	
$D_{дв} = 515$ мм	
$L_{дв} = 1050$ мм	
$M_{дв} = 180$ кг (с оборудова- нием)	
$\gamma_{дв} = 0,1$ кг/л. с.	

Двигатель простой и компактной конструкции, имеет низкую стоимость и может быть оснащен передним или задним выводным валом.

Двигатель намечено оборудовать воздухоочистителем на входе и устройством для уменьшения инфракрасного излучения.



Схематический разрез турбовального ГТД RTM.321.

Компрессор — комбинированный, 4-ступенчатый высоконапорный. Первые три ступени осевые, трансзвуковые с поворотными, направляющими лопатками первых двух ступеней. Последняя (4-я) ступень — центробежная.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая.

Свободная турбина — 2-ступенчатая.

Система управления — электронная, цифровая. Разработана объединением DSIC (Даути-Смит Индастриз) и выполняет следующие функции: поддерживает частоту вращения свободной турбины постоянной, ограничивает максимальную температуру газа в турбине и расход топлива. В системе применяются электрические импульсные датчики частоты вращения.

Эксплуатационные данные. Приемистость двигателя RTM.321 лучше, чем у турбовального ГТД «Джем».

Состояние развития. В разработке. Работа по двигателю распределена между фирмами Роллс-Ройс и Турбомека следующим образом: фирма Роллс-Ройс ответственна за компрессор, свободную турбину и агрегаты, а фирма Турбомека ответственна за камеру сгорания, турбину компрессора и систему управления.

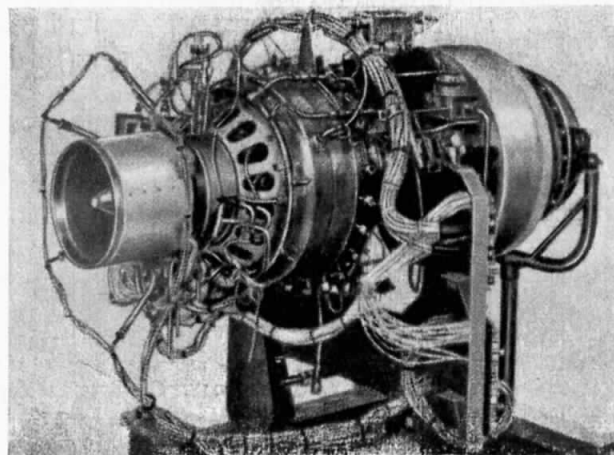
Применение. Предназначен для тяжелого трехдвигательного вертолета ПЛО Уэстленд WG-34, современных средних вертолетов, противотанкового вертолета РАН-2 (однодвигательный вариант), тяжелого тактического транспортного вертолета и для перспективных военно-транспортных вертолетов массой 7—11 т.

Варианты. Предполагается разработать турбовинтовой и двухконтурный варианты двигателя RTM.321.

ТУРБОМЕКА/МТУ

МТМ.380

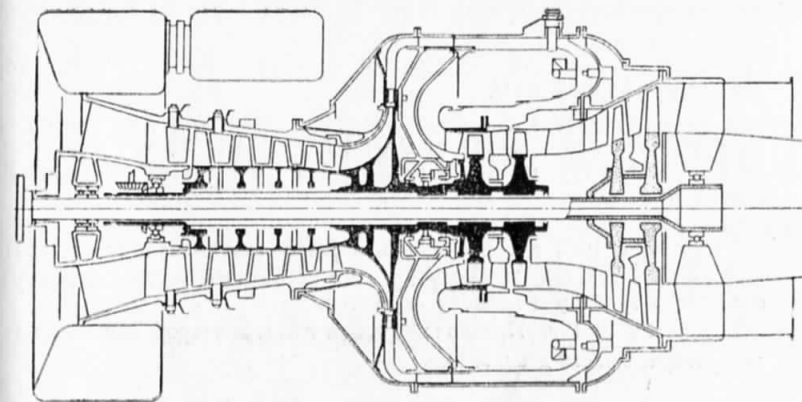
Двухвальный ГТД блочной
конструкции



Опытный образец ГТД МТМ.380.

$N_e = 1370$ л. с.	} максимальный чрезвычайный режим 2,5 мин
$C_e = 212$ г/л. с. ч	
$N_e = 1160$ л. с.	} чрезвычайный продолжительный режим
$C_e = 218$ г/л. с. ч	
$N_e = 1050$ л. с.	} взлетный режим при $n_{тк} = 46\ 000$ об/мин, $n_{ст} = 22\ 000$ об/мин
$C_e = 222$ г/л. с. ч	
$N_e = 950$ л. с.	} максимальный продолжительный режим
$C_e = 227$ г/л. с. ч	
$G_B = 3$ кг/с	
$\pi_K = 13$	
$T_T = 1400^\circ\text{K}$	
$D_{дв} = 450$ мм	
$L_{дв} = 940$ мм	
$M_{дв} = 145$ кг	
$\gamma_{дв} = 0,138$ кг/л. с.	

Турбовальный ГТД
ФРАНЦИЯ — ФРГ



Схематический разрез ГТД МТМ.380.

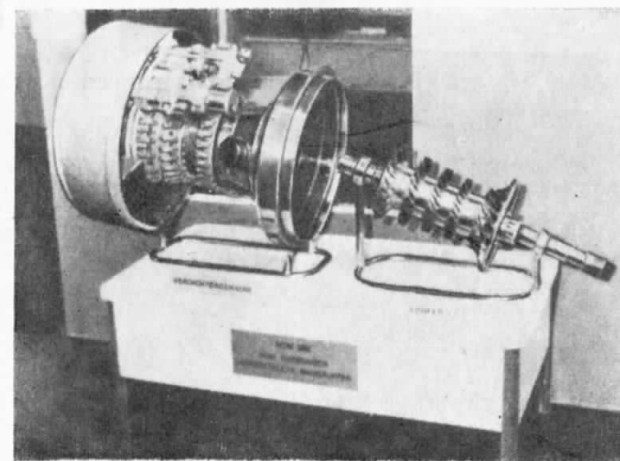
Компрессор — комбинированный: 4-ступенчатый, осевой с поворотными направляющими лопатками в первых двух рядах и одноступенчатый центробежный, обеспечивающий высокую степень повышения давления.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая с охлаждаемыми лопатками обеих ступеней, имеет высокий к. п. д.

Свободная турбина — 2-ступенчатая.

Привод выводного вала — в передней части двигателя.



Элементы газогенераторной части ГТД МТМ.380.

Привод агрегатов — коробка приводов размещена на переднем корпусе двигателя.

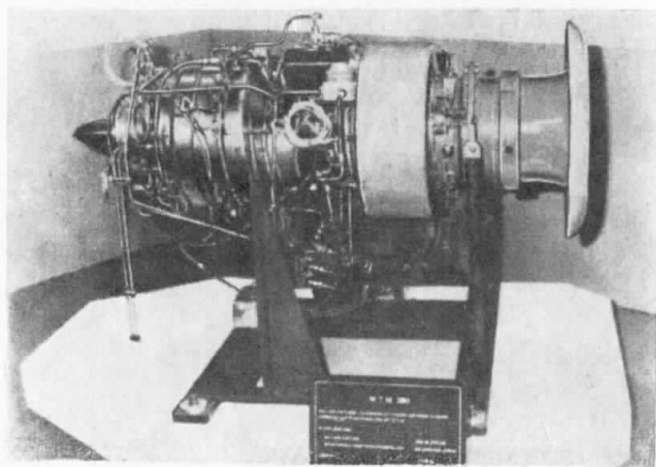
Состояние развития — холодная часть изготавливается фирмой Турбомека, горячая часть — фирмой MTU.

Применение. Разрабатывается для франко-западногерманского двухдвигательного противотанкового вертолета РАН-2 массой 4,2—4,3 т. Предполагается разработать турбовинтовой вариант для гражданских самолетов массой 4,3 т.

Этапы развития

Середина 1980 г. — испытание первого экземпляра газогенераторной части двигателя. К этому времени оставалось построить два узла: свободную турбину и коробку агрегатов.

Февраль 1981 г. Предполагалось испытать второй экземпляр газогенераторной части двигателя.



Опытный образец ГТД МТМ.380 на испытательном стенде.

Модификации. Если потребуется, то мощность может быть увеличена на 10%. Изучается возможность исключения одной ступени осевого компрессора и одной ступени турбины для удешевления производства и уменьшения стоимости, но это будет связано с увеличением расхода топлива.

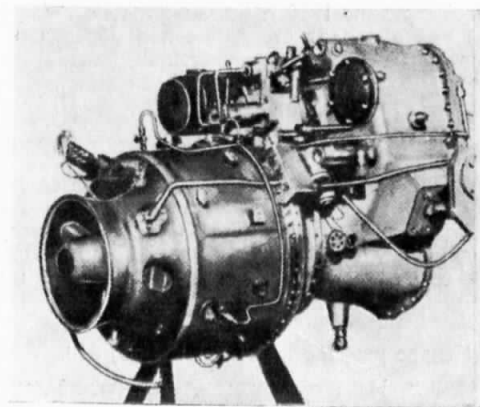
АЛЬФА РОМЕО/РОЛЛС-РОЙС

ТВД

ИТАЛИЯ —
АНГЛИЯ

AR.318¹

Одновальный ТВД



$$\left. \begin{aligned} N_{\text{в}} &= 580 \text{ л. с.}^2 \\ C_e &= 295 \text{ г/л. с. ч}^2 \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{взлетный режим при} \\ &H=0, M_{\text{п}}=0 \end{aligned}$$
$$N_{\text{в}} = 380 \text{ л. с.,} \quad \text{крейсерский режим}$$
$$B_{\text{дв}} = 548 \text{ мм}$$
$$H_{\text{дв}} = 682 \text{ мм}$$
$$L_{\text{дв}} = 1049 \text{ мм}$$
$$M_{\text{дв}} = 136\text{—}140,6 \text{ кг}$$
$$M_{\text{дв}} = 232 \text{ кг (с оборудованием)}$$
$$\gamma_{\text{дв}} = 0,234\text{—}0,242 \text{ кг/л. с.}$$
$$\gamma_{\text{дв}} = 0,4 \text{ кг/л. с. (с оборудованием)}$$

Воздухозаборник — выполнен за одно целое с редуктором.

Компрессор — одноступенчатый, центробежный.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина — 2-ступенчатая, осевая.

¹ Прежнее название RB.318.

² К моменту сертификации (конец 1982 г.) мощность двигателя предполагается довести до 680 л. с., а удельный расход топлива снизить до 272 г/э. л. с. ч.

Эксплуатационные данные. Двигатель может эксплуатироваться в пределах наружных температур от -40 до $+53^{\circ}\text{C}$.

Ресурс и наработка. Планируемый межремонтный ресурс 3000 ч. По данным на май 1980 г., наработка двух опытных двигателей во время летных испытаний на летающей лаборатории «Кинг Эр» с января 1980 г. превысила 70 ч. Пять других опытных двигателей поработали на стенде 100 ч. Планируется достигнуть общей наработки во время летных испытаний 1500 ч, а при наземных испытаниях — 5000 ч.

Состояние развития. К середине 1980 г. было построено 7 опытных образцов двигателя, 5 из них проходят стендовые и 2 образца — летные испытания. Для завершения программы испытаний планируется построить еще 20 двигателей. Получение сертификата ожидается в конце 1982 г., а начало поставок — весной 1983 г.

Стоимость. Стоимость доводки двигателя оценивается в 75 млн. долл.

Применение. Предназначается для служебных самолетов среднего размера, военно-тренировочных самолетов и самолетов местных авиалиний, в частности для самолета Партенавиа Р.79. Предполагается, что ТВД AR.318 будет конкурировать с ТВД Лайкоминг LTP 101 и ТВД Детройт Дизель Аллисон 250 серии В, но будет дешевле их на 25% и экономичнее.

Этапы создания.

1975 г. Начало разработки ТВД AR (RB) 318.

Осень 1977 г. Начало стендовых испытаний демонстрационного образца.

Декабрь 1980 г. Начало летных испытаний опытных двигателей на летающей лаборатории «Кинг Эр».

Конец 1982 г. Планируется получение сертификата в Италии.

1983 г. Начало серийного производства.

Модификации и варианты. Разрабатываются две модификации ТВД мощностью 600 и 800 л.с. и турбовальный вариант мощностью 600 л.с. для вертолетов. Предполагается к 1985—1986 гг. довести мощность ТВД до 840 л.с.

П Р Я М О Т О Ч Н Ы Е ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Малообъемный ПВРД

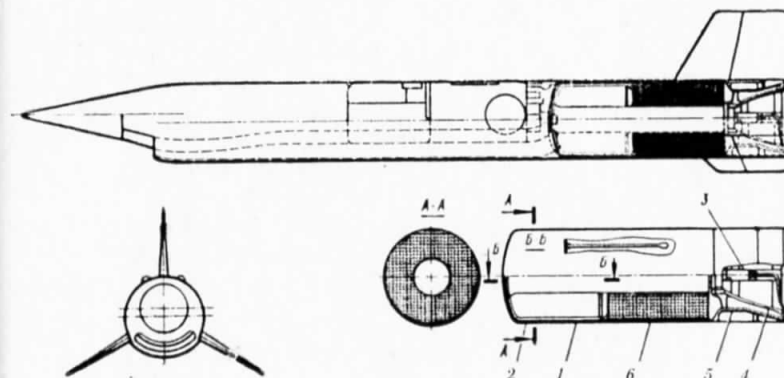


Схема компоновки малообъемного ПВРД.

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

$M_{п.кр} = 4-5$	$D \sim 510 \text{ мм}$
$H = 24 \text{ км}^1$	$L \approx 4315 \text{ мм}$
$L_n = 370-540 \text{ км}^1$ (по проекту 500—2000 км)	$M \sim 900-1000 \text{ кг}$

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 кругового 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°К , и выполненное из кремнистого каучука и сетки из нержавеющей стали, привариваемой к стенке в виде небольших колец.

¹ Во время летного испытания.

Реактивное сопло. Сопло стартового РДТТ сбрасывается при переходе с разгонного на маршевый режим.

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 семь летних испытаний для проверки технических решений, связанных с созданием силовой установки для ракет следующего поколения.

Применение. Предназначался для перспективной стратегической ракеты авиационного базирования ASALM.

Этапы развития

Март 1976 г. Заказ фирме Марквардт суммой 9 млн. долл. и сроком 44 месяца на разработку малообъемного ПВРД.

Май 1978 г. Заказ фирме Марквардт суммой 2,5 млн. долл. на дальнейшие исследования и разработку малообъемного ПВРД.

Октябрь 1979 — май 1980 гг. Летные испытания двигателя на экспериментальной ракете, запускавшейся с самолета А-7.

Во время последнего испытания ракета была запущена на высоте 8 км и достигла высоты маршевого полета 24 км. Затем она начала снижаться с работающим двигателем и на высоте 2,7 км закончила полет пикированием, пролетев расстояние в 537 км.

МАРКВАРДТ

ПВРД
США

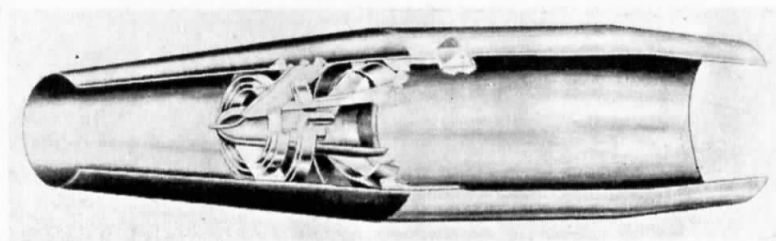


Схема ПВРД Марквардт.

$R = 2270$ кгс, $M_n = 1,5-2$ на малых высотах, $L_n = 100-140$ 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).

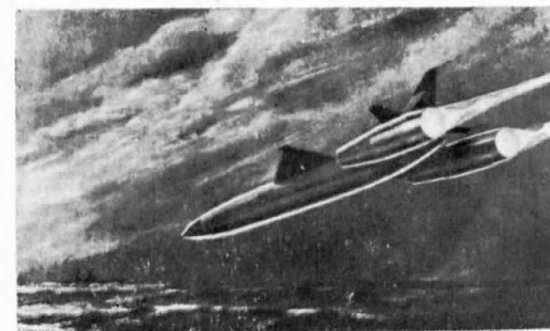
Камера сгорания — серийного двигателя, будет иметь пленочную систему охлаждения воздухом, что позволяет исключить применение абляционного материала, снизить вес двигателя и быстро провести ремонт двигателя после завершения полета.

Реактивное сопло — будет иметь также воздушное пленочное охлаждение.

Состояние развития. В разработке. Фирма Марквардт по контракту на сумму 7 млн. долл. должна была разработать и построить 20 комплектов двигателей для шести экспериментальных и трех опытных образцов мишеней. Поставка первого двигателя намечалась на 1980 г.

Применение. Предназначен для маловысотной сверхзвуковой мишени Теледайн Райан ХВQM-111А «Файербранд» ВМС США, производство которой малой серией планируется на февраль 1982 г. Мишень рассчитана на десятикратное применение. Дальность полета ~140 км, полетная масса (без стартового РДТТ) 1900 кг.

Рисунок сверхзвуковой мишени Теледайн Райан ХВQM-111А «Файербранд» с ПВРД Марквардт.



ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИЗ

ПВРД
США

Малообъемный ПВРД (ASALM)

$M_n \approx 2,5-4,5$

Воздухозаборник — открывается при переходе с разгонного на маршевый режим.

Камера сгорания — общая 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.

Реактивное сопло. 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.

Применение. Предназначался для перспективной стратегической сверхзвуковой ракеты ASALM класса «воздух — земля» и для тактических ракет следующего поколения класса «воздух — воздух».

Этапы развития

1972 г. Начало исследований и опытно-конструкторской разработки малообъемного ПВРД.

1974 г. Получен заказ суммой 2,5 млн. долл. на разработку и демонстрационные испытания малообъемного ПВРД. Предусматривалось изготовить 8 двигателей и провести 13 наземных испытаний.

Март 1974 г. Получен заказ стоимостью 1,7 млн. долл. на изучение технических вопросов.

Осень 1979 г. Наземные огневые испытания камеры сгорания ПВРД в условиях, имитирующих сверхзвуковой полет в течение 10 мин.

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИЗ

ПВРД
США

Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе

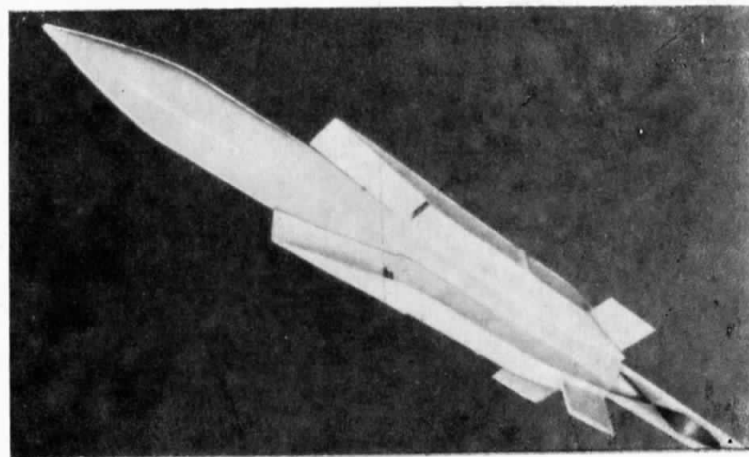


Рисунок перспективной ракеты класса «воздух — воздух» с малообъемным ПВРД Юнайтед Текнолоджиз.

Воздухозаборники — плоские.

Газогенератор — работает на твердом топливе, содержащем 60% магния. Изучается возможность использования топлива с 50%-ным содержанием бора.

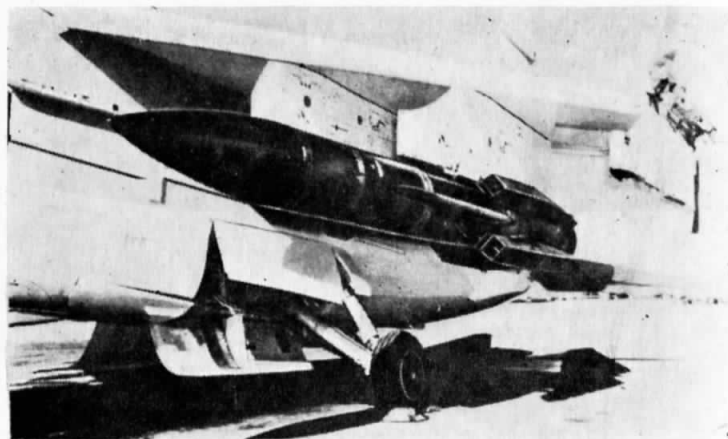
Состояние развития. Демонстрационный образец двигателя разрабатывается фирмой Юнайтед Текнолоджиз по контракту, заключенному с фирмой Хьюз в 1979 г.

Применение. Предназначается для усовершенствованного варианта перспективной ракеты класса «воздух — воздух» средней дальности полета (AMRAAM¹) фирмы Хьюз. К разработке и производству этой ракеты предполагается привлечь западноевропейские фирмы.

¹ Advanced Medium Range Air-to-Air Missile.

Ю Н А Й Т Е Д ТЕКНОЛОДЖИЗ

Малообъемный ПВРД (STM)



Первый летный экспериментальный образец ракеты фирмы Воут, разработанный по программе сверхзвуковой тактической ракеты (STM¹) под крылом самолета А-7.

$M_n = 2-4$	$D_{\text{рак}} = 380 \text{ мм}$
$L_n = 160-480 \text{ км}$	$L_{\text{рак}} = 4570 \text{ мм}$
$H = 0-10 \text{ км}$	$M_{\text{рак}} = 590 \text{ кг}$

Во время первого летного испытания скорость полета ракеты составила 3220 км/ч при $H=10,7$ км. При этом общее время работы двигателя ~ 180 с, из них на режиме разгона 5 с. Время перехода с разгонного на маршевый режим 0,3 с.

Воздухозаборник. Четыре, расположенные Х-образно за центральной частью ракеты. Заглушки воздухозаборников удаляются при скорости полета $M_n = 1,5$.

Камера сгорания — единая для стартового и маршевого двигателей. На внутренней поверхности камеры имеется теплозащитное покрытие из кремнийор-

ПВРД
США

ганической резины. Переход с разгонного на маршевый режим осуществляется при скорости полета $M_n = 1,5$. Время перехода 0,3 с.

Реактивные сопла. Сопло ПВРД выполнено из фенольной смолы. Сопло стартового двигателя отстреливается при скорости полета $M_n = 1,5$.

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 проходит летные испытания.

Применение. Предназначен для перспективной сверхзвуковой тактической ракеты STM класса «воздух — поверхность» ВМС и ВВС США.

Этапы развития

Начало 1978 г. Заказ ВМС США на продолжение работ по малообъемному ПВРД для перспективных ракет типа «воздух — поверхность», в том числе и для STM.

Начало 1979 г. Поставка первого летного опытного образца двигателя по программе STM.

Апрель 1979 г. Первое летное испытание экспериментальной ракеты по программе STM.

¹ Supersonic Tactical Missile.

Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе

ПВРД
ФРАНЦИЯ

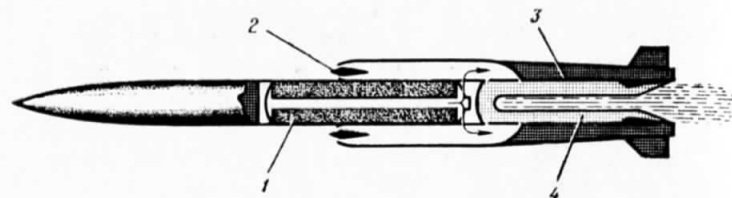


Схема экспериментальной ракеты с малообъемным ПВРД с газогенератором на твердом топливе.

1 — топливный заряд газогенератора; 2 — один из четырех воздухозаборников; 3 — камера сгорания ПВРД; 4 — топливный заряд стартового РДТТ.

$$R = 1530 \text{ кгс}$$

$$I_{уд} = 1000 \text{ кгс/кг}$$

$$G_r = 15 \text{ кг/с}$$

$$\tau = 120 \text{ с}$$

$$M_n = 2$$

$$L_n = 75\text{—}100 \text{ км}$$

$$D_{\text{рак}} = 400 \text{ мм}$$

$$M_{\text{рак}} = 640 \text{ кг}$$

Воздухозаборники. Четыре круглых воздухозаборника расположены на корпусе 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 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 крейсерский полет на малой высоте продолжался более 50 с при $M_n > 2,1$.

Применение. Предназначен для сверхзвуковой противокорабельной ракеты ASSM или для перспективных ракет большой и средней дальности полета типа «воздух — поверхность» и «воздух — воздух».

Этапы создания

1972 г. Заказ ONERA на исследование и разработку малообъемного ПВРД с газогенератором на твердом топливе для экспериментальной ракеты.

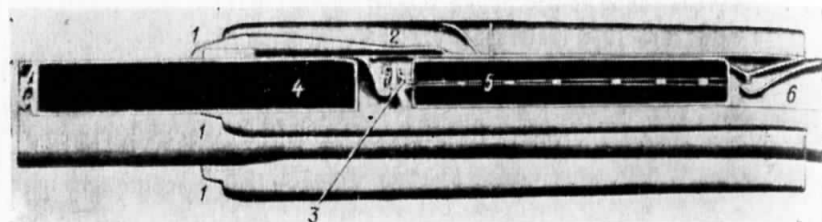
Сентябрь 1976 г. Первое успешное летное испытание двигателя со сбрасываемым стартовым РДТТ на экспериментальной ракете. Завершение этапа работ по программе научных исследований.

Октябрь 1976 г. Второе успешное летное испытание двигателя со сбрасываемым стартовым РДТТ на экспериментальной ракете.

Весна 1978 г. Планировалось провести в аэродинамической трубе испытания твердотопливного заряда стартового РДТТ, отлитого в камеру сгорания ПВРД.

Начало 1979 г. Предполагалось провести несколько летных испытаний двигателя на опытной ракете с системой наведения.

Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе



Модель малообъемного ПВРД с газогенератором на твердом топливе.

1—воздухозаборники; 2—воздушный канал; 3—одно из четырех 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 четыре сопла. Разрабатывается газогенератор на жидком топливе.

Сопла. Площади проходных сечений сопел газогенератора предполагается регулировать для обеспечения оптимальных условий работы двигателя. Сопло стартового РДТТ сбрасывается при скорости $M_n = 2$.

Топливо. Топливо газогенератора содержит до 50% бора, ~25% полибутадиена (горючее — связка) и ~25% перхлората аммония (окислитель). Теплотворность в пределах 8500—9500 ккал/кг в зависимости от содержания бора. Средняя плотность 1,7 г/см³.

Состояние развития. Проходит стендовые испытания.

Применение. Предназначен для противокорабельной ракеты ASSM, разрабатываемой консорциумом Евромиссائل, в который входят фирмы ФРГ, Франции и Англии.

Этапы развития

1968 г. Начало предварительных исследований.

Середина 1977 г. Начало стендовых испытаний. Проведены испытания камеры сгорания.

1978 г. Намечались первые испытания двигателя на переходном режиме.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Вспомогательные си

ловые установки

Страна, фирма, марка	Нормальный режим ¹			Максим. режим ¹			z ступ. компр.	z ступ. турб.
	N, л. с.	G _в , кг/с	G _т , кг/ч	N, л. с.	G _в , кг/с	G _т , кг/ч		
С Ш А								
<i>Гэрритт-Эрисерч</i>								
GTCP 30-92	—	0,22 ²	33,2	40 ³	+0,08	39	1 цб	1 р
GTCP 30-142	—	0,32 ²	47,6	60 ³	+0,21	51	1 цб	1 р
GTCP 30-150	130	—	0,5 $\frac{\text{кг}}{\text{л. с. ч}}$	—	—	—	1 цб	1 р
GTCP 36-4A	10 ⁴	+0,44 ⁴	53,1	50 ⁴	+0,36 ⁴	58	1 цб	1 р
GTCP 36-6	10 ⁴	+0,38 ⁴	52,6	30 ⁴	+0,33 ⁴	53	1 цб	1 р
GTCP 36-16	10	+0,44	52,0	50 ²	+0,36	58	1 цб	1 р
GTCP 36-28	31,5 ⁴	+0,40 ⁴	54	50 ⁴	+0,36 ⁴	58	1 цб	1 р
GTCP 36-50	40	0,28	59	3,6	0,52	73	1 цб	1 р
GTCP 36-100	50	0,44	76	50	0,46	78,5	1 цб	1 р
GTCP 85-90	—	0,94 ²	93,4	—	—	—	1 цб	1 р
GTCP 85-90CK	—	0,97 ^{2,5}	127	100 ⁵	+0,69 ⁵	141	2 цб	1 р
GTCP 85-90DCK	60 ⁶	0,57 ⁶	125	100	0,64	131,5	2 цб	1 р
GTCP 85-115CK	—	0,98 ⁵	127	40	0,86	131,5	2 цб	1 р
GTCP 85-129	25 ⁵	0,78 ⁵	109	100	0,57	120	2 цб	1 р
GTCP 85-180L	—	1,13	135	100	0,91	147	2 цб	1 р
GTCP 92-1	—	1,09	127	100	0,83	141	—	1 р
GTCP 165-1	—	1,02 ^{2,6}	118	128 ^{3,6}	+0,64 ⁶	172	—	2 ос
GTCP 165-7	133 ⁷	+0,67 ⁷	143	340 ⁸	—	166	—	2 ос
GTCP 660-4	63 ⁵	+3,63 ⁵	456	300 ^{3,5}	+3,27 ⁵	495	4 ос	2 ос
TSCP 700-4B,-5*	142 ⁶	+2,9 ⁵	229	189 ⁹	+3,2 ⁹	256	3 ос + 2 ос + 1 цб	2 ос + 1 ос

¹ Если не оговорено особо, данные относятся к условиям МСА.

² Без отбора мощности.

³ Макс. разрешенный отбор мощности при длительной работе.

⁴ При $t_n = 45^\circ\text{C}$.

⁵ При $t_n = 38^\circ\text{C}$.

⁶ При $t_n = 39^\circ\text{C}$.

⁷ При $t_n = 52^\circ\text{C}$.

⁸ Ограничен по времени.

⁹ По желанию заказчика может быть увеличено.

* Двухкаскадный двигатель.

Примечание. + в колонках G_в означает одновременный отбор воздуха

n, об/мин силового вала	π_k	G _г в сопле, кг/с	T _с , °K	G _{дв} , кг	Размеры, мм			Применение
					L	B	H	
59 000	2,6	0,54	992	38,5	609	533	482	С-т «Фалькон» 125Н
59 200	3,0	0,59	946	45,4	660	533	539	
59 200	3,0	0,82	946	45,4	660	533	483	
58 608	3,0	0,9	922	73	767	584	640	
58 608	2,94	0,9	922	81,6	749	617	610	
58 000	3,0	0,91	922	64,9	737	610	610	С-ты А-10, «Фалькон» 50, с-т «Электра»
58 608	3,0	0,9	922	89	749	617	599	
58 737	3,7	0,96	968	53	787	432	610	
58 737	4,0	1,02	942	52,6	787	432	533	
40 800	3,5	1,63	906	104,8	914	660	533	
40 700	3,2	2,04	894	127	660	660	711	
41 200	3,5	1,8	894	158	1168	584	635	
40 700	3,2	1,7	894	145	1143	584	863	
40 700	3,2	1,6	922	143	1320	736	584	
42 000	3,8	1,9	894	136	940	813	584	
42 000	3,7	1,6	946	135	940	711	609	С-ты В.727, В.747 (GTCP 660)
38 000	3,4	1,9	922	103	686	635	711	
38 000	3,6	2,6	939	116	1117	622	482	
20 000	3,0	7,2	913	246	1854	1041	1397	
35 300	7,8	3,8	842	290	965	1041	978	С-ты DC-10, А.300В

и мощности.

Страна, фирма, марка	Нормальный режим ¹			Максим. режим ¹			z ступ. компр.	z ступ. турб.
	N, л. с.	G _в , кг/с	G _т , кг/ч	N, л. с.	G _в , кг/с	G _т , кг/ч		
<i>Солар</i>								
T-62T-2A1	95	—	—	—	—	—	1 цб	1 р
T-62T-16B1	75	—	—	—	—	—	1 цб	1 р
T-62T-27	150	—	—	—	—	—	1 цб	1 р
T-62T-39	40	—	—	—	0,27	—	1 цб	1 р
T-62T-40	90	—	—	—	0,54	—	1 цб	1 р
T-62T-40C	90	—	—	—	0,54	—	1 цб	1 р
<i>Англия</i>								
<i>Лукас Аэроспейс</i>								
CS 00601	—	—	—	170	+1,7	186	3 ос + +1 доп	2
CT 2016/2 ²	—	—	—	87	—	0,49 кг л. с. ч	1 цб	1+1 с.т
2S/150A (801)	—	—	—	—	0,66	62	1 цб	1+1 с.т
2S/150A (748)	103	—	0,43 кг л. с. ч	175	—	0,39 кг л. с. ч	1 цб	1+1 с.т
SS90	107	—	0,56 кг л. с. ч	117 ⁴	—	—	1 цб	1
<i>Франция</i>								
<i>Микротурбо</i>								
«Сафир» 2	— ⁵	+0,24	40—44	—	—	—	1 цб	2 ос
«Сафир» 3	20	+0,226	40—44	—	—	—	1 цб	2 ос

¹ Если не оговорено особо, данные относятся к условиям МСА. ² Комби для отбора воздуха. ⁴ Ограничен по времени. ⁵ Отбор постоянного тока (9 кВт).

Примечание. + в колонках G_в означает одновременный отбор воздуха

n, об/мин силового вала	π _к	G _г , в сопл., кг/с	T _с , °K	G _{ав} , кг	Размеры, мм			Применение
					L	B	H	
56 000	3,75	0,87	886	32,2	797	470	457	В-т Бонинг Вертол Мо- дель 234 (T-62T-2B)
56 700	3,5	0,87	853	34	682	391	467	
61 248	4,25	1,0	894	37,8	686	438	571	Вертолеты Бонинг СН-46, -47, Сикорский СН-3, -53, -54, служебные самолеты.
56 695	3,3	1,0	903	42,6	756	526	522	
61 250	3,45	1,4	922	40,8	660	368	457	Вертолеты Бонинг СН-46А, -47А, Сикорский СН-3С, УН-60, с-т «Баффалоу»
61 250	4,3	1,4	922	49,9	764	559	547	
40 000	6,2	2,9	828	150	1060	600	820	
58 000	3,65	0,6	894	57,6	533	508	616	
46 000	3,86	0,92	859	77	914	559	584	
40 900	3,86	0,93	957	72,6	940	533	470	
46 000	2,8	0,89	917	73	445	538	677	
50 000	3,1	0,99	922	75	660	381	508	
8000 ⁶	3,1	0,99	866	75	1219	305	330	С-ты «Мистэр» 20, «ФЭп Джет Фалькон» SB-335 С-ты IAI 1123 «Уэст- энд», «Джет Коммо- дор»

нированный узел ВСУ/газотурбинный стартер. ³ Ступень, используемая только 28 В). ⁶ По-видимому, для выводного вала.

и мощности.

Страна, фирма, марка	Нормальный режим ¹			Максим. режим ¹			z ступ. компр.	z ступ. турб.
	N, л. с.	G _в , кг/с	G _т , кг/ч	N, л. с.	G _в , кг/с	G _т , кг/ч		
«Сафир» 4	— ²	+0,226	40—44	—	—	—	1 цб	2 ос
«Руби»	50	+0,68	—	—	—	—	1 цб	2 ос
«Сафир» 6	—	0,216	—	—	—	—	1 цб	2 ос
«Сафир» 7	—	—	—	—	—	45	1 цб	2 ос
Ф Р Г								
Клёкнер-Гумбольдт-Дейц								
T112	140	0,175	—	140	0,22	0,42 кг л. с. ч	1 ос + +1 цб	2 ос
T312	141	0,22	0,422 кг л. с. ч	153 ⁴	—	—	1 ос + +1 цб	2 ос
MTU								
Солар Т-62Т-27	100	—	—	82	—	—	1 цб	1 р
250-MTU-C20B	405	—	—	426	—	—	6 ос + +1 цб	2 + +2 с.т.
T64-MTU-7	3273	—	—	3980	—	—	14 ос	2 + +2 с.т.
Канада								
Пратт-Уитни Экрэфт оф Канада								
ST6L-73 *	615	—	0,28 кг л. с. ч	80	—	0,27 кг л. с. ч	3 ос + +1 цб + +1 доп цб	1 ос +1 ос

¹ Если не оговорено особо, данные относятся к условиям МСА.

² Отбор постоянного тока (9 кВт, 28 В).

³ По-видимому, для выводного вала.

⁴ Ограничен по времени.

* Двухкаскадный двигатель.

Примечание. + в колонках G_в означает одновременный отбор воздуха

n, об/мин силового вала	π _к	G _г в сопле, кг/с	T _с , °К	G _{дв} , кг	Размеры, мм			Применение
					L	B	H	
49 500	3,1	0,99	866	75	787	457	305	С-т HS.125
8000 ³	3,8	1,8	866	—	584	305	305	
—	3,1	0,99	755	91	868	406	533	С-ты «Мистэр» 20, «Фэн Джет Фалькон» В-т Уэстланд «Си Ком- мандо»
—	3,1	0,99	755	95	1168	457	457	
64 000	4,96	0,86	913	36	789	368	454	С-т «Панавиа» 200
64 000	5,05	0,86	933	35,8	510	357	382	
—	3,5	0,97	—	38	635	380	575	
33 290	7,2	1,56	—	71,7	1034	483	589	
13 600	13	12,2	—	323	2007	511	511	
33 000	7,5	—	—	136	1326	483	—	

и мощности.

**П Р О Г Р А М М Ы
СОЗДАНИЯ НЕКОТОРЫХ
ДЕМОНСТРАЦИОННЫХ
И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ США**

ВОЕННЫЕ ПРОГРАММЫ

ПРОГРАММА АТЕ¹

ВВС и ВМС США

**Объединенная программа создания
двигателя для истребителей
1990-х гг.**

Предусматривает создание газотурбинного двигателя, рассчитанного на $T_r \approx 1900^\circ\text{K}$, $\gamma_{12} < 0,1$ кг/кгс, число ступеней компрессора и вентилятора $z=8$, высокие эксплуатационные данные (надежность, обслуживаемость и др.). Он должен быть введен в эксплуатацию значительно более доведенным, чем современные серийные двигатели (F100, TF30).

Создание двигателя АТЕ должно предшествовать созданию истребителей следующего поколения для ВВС и ВМС США, чтобы разработка последних проводилась в расчете на имеющийся двигатель. Его газогенераторную часть предполагается также использовать при создании двигателей для новых военных самолетов (ударный самолет, бомбардировщик и др.).

Основные этапы работ

1979—1980 гг. — исследования.

1981—1983 гг. — разработка аванпроекта.

1984—1985 гг. — изготовление опытных образцов и проведение демонстрационных испытаний.

1986 г. — поставка выбранного опытного образца на летные испытания.

1988 г. — малая серия.

1990 г. — начало серийного производства.

На разработку, изготовление опытных образцов и проведение их испытаний запланировано истратить 1245 млн. долл. (670 млн. долл. — ВМС США и 575 млн. долл. — ВВС США).

ПРОГРАММА JTDE²

ВВС и ВМС США

**Объединенная программа создания
демонстрационного двигателя для
боевых самолетов**

Предусматривает создание демонстрационного двигателя, отвечающего требованиям, предъявляемым к будущим двигателям боевых самолетов ВВС и ВМС США.

Работы по программе ведут фирмы Джeneral Электрик, Детройт Дизель Аллисон и Теледайн, получившие заказы на их выполнение. Фирма Джeneral Электрик получила от ВВС США заказ суммой 70 млн. долл. на проведение НИОКР по программе создания и испытания JTDE.

¹ Advanced Technology Engine.

² Joint Technology Demonstrator Engine.

Демонстрационный двигатель JTDE создается посредством объединения отдельных элементов с.у., полученных по ранее проведенным программам, и согласования их характеристик, чтобы применить полученные результаты при разработке двигателя следующего поколения конца 80-х гг. или начала 90-х гг. При этом перспективная газогенераторная часть, имеющая усовершенствованные элементы — компрессор в.д., камеру сгорания и турбину в.д., полученные в результате работ по программе ATEGG, объединяется с перспективным каскадом п.д., имеющим усовершенствованные элементы — вентилятор, турбину вентилятора и систему управления, полученные в результате работ по программе APSI. В результате такого объединения предполагается получить работоспособную с.у., при испытании которой намечено оценить ее характеристики и надежность при работе двигателя в условиях, соответствующих полетным. Испытания будут проведены как на наземных стендах, так и на высотных установках. В феврале 1981 г. начались испытания демонстрационного двигателя GE 23 с изменяемым рабочим процессом, созданного по программе JTDE.

ПРОГРАММА SETE¹

ВМС США

Программа создания ТРД одноразового применения для сверхзвуковых ЛА

Фирмой Кертис Райт разрабатывается ТРД тягой 1045 кгс для будущей ракеты и ДПЛА с продолжительностью работы в полете от 18 до 60 мин. Диаметр двигателя 356 мм, длина 1117 мм.

В настоящее время проводятся исследования в центре авиационных с.у. ВМС США в Трентоне.

ПРОГРАММА CERAMIC ENGINE

ВМС США

Программа создания двигателя с использованием керамических деталей

Программу ассигнуют: Управление перспективного планирования НИР Министерства обороны США (DARPA) и командование авиационных морских систем ВМС США.

Фирма Гэрритт-Эрисерч по заказу DARPA и ВМС США ведет разработку и испытания керамических элементов турбины и других элементов горячей части двигателя. В 1980 г. фирма завершила 3-летние исследования этой проблемы.

В качестве двигателя при испытаниях использовался модифицированный ТВД Т76 (TRE 331) с мощностью, повышенной с 715 до 930 л.с., $T_r = 1645^\circ\text{K}$, $C_{уд} = 254$ г/л.с.ч. Проведено 27 испытаний при общей наработке 48 ч. Испытано 102 керамических элемента.

В 1977 г. НИЦ им. Льюиса вел переговоры с фирмой Джeneral Моторс о продолжении исследовательской программы по разработке перспективного ГТД с керамическими элементами.

¹ Supersonic Expendable Turbine Engine.

ПРОГРАММА ATDE¹

АРМИЯ США

Предусматривает создание демонстрационного турбовального двигателя малой удельной массы и уменьшенного удельного расхода топлива по сравнению с современными турбовальными ГТД.

Программой ATDE намечено решить следующие основные задачи:

обеспечить уменьшение удельного расхода топлива на 17—20% и увеличение удельной мощности на 25—35% по сравнению с существующими турбовальными ГТД данного класса мощности;

достичь удельного расхода топлива не более 250 г/л.с.ч. при мощности 480 л.с. на высоте $H=0$;

обеспечить получение мощности не менее 600 л.с. на промежуточном 30-минутном режиме на высоте $H=1200$ м при $t_n = 35^\circ\text{C}$;

улучшить эксплуатационные характеристики, надежность и живучесть двигателя;

существенно уменьшить стоимость двигателей и определить области применения, где их эксплуатация будет наиболее экономичной;

получить максимальную сухую массу двигателя не более 100 кг;

обеспечить возможность работы не менее 5 мин на режиме 75% максимальной продолжительной мощности в случае полного прекращения подачи масла в полости расположения подшипников.

Фирма Детройт Дизель разрабатывает двухвальный ГТД расчетной мощностью 800 л.с. Газогенераторная часть двигателя имеет 2-ступенчатый центробежный компрессор и двухступенчатую охлаждаемую турбину. Камера сгорания — кольцевая, противоточная, с форсунками воздушного распыливания. Свободная турбина — 2-ступенчатая, неохлаждаемая с частотой вращения 30 000 об/мин.

Фирма Авко Лайкоминг создает двигатель на основе своего турбовального ГТД PLT27 (T405). Газогенераторная часть двигателя имеет две осевые и одну центробежную компрессорные ступени и 2-ступенчатую охлаждаемую турбину. Камера сгорания — кольцевая, противоточная, с форсунками воздушного распыливания. Свободная турбина, одноступенчатая, неохлаждаемая с частотой вращения 30 000 об/мин.

Системы регулирования в обоих двигателях — всережимные, электронные. При конструировании двигателей обращалось внимание на необходимость подавления инфракрасного излучения.

Работа по программе финансируется армией США.

Согласно заказу на сумму 11,0 млн. долл., Авко Лайкоминг должна в течение 4 лет поставить 4 двигателя, а Аллисон за тот же срок по заказу на сумму 11,3 млн. долл. — 6 двигателей.

При осуществлении программы ATDE предполагалось использовать результаты работ по предшествующим программам:

1) программа разработки перспективной газогенераторной части для ГТД (STAGG) мощностью в пределах от 200 до 750 л.с., использованной при создании усовершенствованных самолетных и наземных ВСУ.

2) программа разработки демонстрационного двигателя мощностью 1500 л.с., положенного в основу создания ГТД Джeneral Электрик Т700.

Фаза испытаний двигателя делится на три периода:

1) испытания основных элементов двигателя (уже закончены);

2) испытания газогенераторной части двигателя (проведены в течение 1979 г.);

¹ Advanced Technology Demonstrator Engine.

3) демонстрационные испытания двигателя, в программу которых включаются: определение характеристик; оценка влияния попадания песка и пыли; оценка влияния тепловой неоднородности на входе; определение уровня выброса загрязняющих веществ; испытания на циклическую надежность.

Испытания полноразмерного двигателя начались с сентября 1979 г. Они продолжались и в 1980 г.; в это время должны были проводиться ресурсные испытания и испытания по определению возможного воздействия на окружающую среду.

Срок окончания работы — 1981 г.

ПРОГРАММА ATEGG¹

ВВС и ВМС США

Долгосрочная объединенная программа создания газогенераторов газотурбинных двигателей для перспективных военных самолетов

Работы по программе ATEGG ведутся с 1966 г. лабораторией авиационных силовых установок ВВС США и центром авиационных силовых установок ВМС США в Трентоне совместно с фирмами Джeneral Электрик, Пратт-Уитни, Детройт Дизель Аллисон и Теледайн CAE. Каждая из указанных фирм разработала по этой программе несколько поколений газогенераторов и соответствующих демонстрационных двигателей тягой в пределах от 1300 до 13 500 кгс, на основе которых в США был создан ряд газотурбинных двигателей для военных и гражданских самолетов.

ВВС США ассигновали на программу ATEGG в 1972 г. 13,7 млн. долл., в 1973 г. — 11 млн. долл. В 1980 г. ВВС США выдали фирме Джeneral Электрик заказ на сумму 17 млн. долл., предусматривающий продолжение работ по указанной программе. Подобные же заказы предполагалось выдать фирмам Пратт-Уитни, Детройт Дизель Аллисон и Теледайн CAE.

ПРОГРАММА APSI²

ВВС США

Программа интеграции подсистем авиационной силовой установки

Предусматривала определение характеристик основных элементов силовой установки при их совместной работе и исследования аэродинамического влияния планера самолета на работу воздухозаборника и сопла.

Работы по согласованию двигателя с его выпускной системой выполнялись в основном фирмами Боинг и Макдоннелл Дуглас. Работы по согласованию воздухозаборника с планером самолета проводила фирма Джeneral Дайнемикс, а по согласованию сопла с планером — фирма Локхид.

Исследования по программе APSI финансировались лабораторией авиационных силовых установок ВВС США и с 1973 г. проводились совместно с работами по программе ATEGG.

На работы по программе APSI ВВС США ассигновали в 1972 г. 8,1 млн. долл., в 1973 г. — 4,7 млн. долл.

¹ Advanced Turbine Engine Gas Generator.

² Aircraft Propulsion Subsystem Integration.

ПРОГРАММЫ NASA

ПРОГРАММА E³¹

Программа создания высоко-экономичного двигателя

Предусматривает разработку и демонстрацию технических решений, обеспечивающих получение более высоких термодинамического и тягового к.п.д. двигателя, чтобы повысить эффективность использования топлива в двигателях будущих гражданских самолетов.

Предполагается в результате уменьшить удельный расход топлива на 10—15% по сравнению с расходом существующих ТРДД высокой степени двухконтурности, уменьшить уровень шума, степень загрязнения окружающей среды и снизить прямые эксплуатационные расходы (ПЭР) новых двигателей. Оптимальные параметры двигателей E³ должны при этом намного превышать уровень, достигнутый современными серийными двигателями ($\pi_{\Sigma} = 36—45$, $T_T = 1600—1650$ °К и т.д.).

Заказы на работы по двигателям E³ были выданы в 1978 г. фирмам: Джeneral Электрик на сумму 83,8 млн. долл. и Пратт-Уитни на сумму 80 млн. долл.²

Стоимость всех работ по программе создания двигателя E³ с 1977 по 1983 г. оценивается в 219 млн. долл., из которых 90% ассигнуется правительством США.

ПРОГРАММА QCSEE³

Программа создания маломощных с малым загрязнением окружающей среды экспериментальных двигателей для самолетов местных авиалиний

Предусматривает разработку конструкции, изготовление и испытания двух экспериментальных двигателей, предназначенных для СКВП малой дальности полета с крылом увеличенной подъемной силы. Один из двигателей будет использоваться в системе увеличения подъемной силы крыла с нижним обдувом (UTW — Under the Wing). Другой двигатель — в системе крыла с верхним обдувом (OTW — Over the Wing). Самолеты с этими ТРДД должны производить меньше шума при взлете и посадке и меньше загрязнять атмосферу.

Работы по программе QCSEE NASA поручила фирме Джeneral Электрик, с которой в 1974 г. был подписан соответствующий контракт на проектирование, изготовление и испытание двух экспериментальных двигателей⁴. Оба экспериментальных двигателя разработаны и построены фирмой на основе газогенераторной части ТРДД F101 с вентилятором, имеющим малую степень повышения давления.

¹ Energy Efficient Engine.

² Основные данные и описание конструкции ТРДД E³ Джeneral Электрик и Пратт-Уитни приведены на с. 29 и 51.

³ Quiet Clean Short Haul Experimental Engine.

⁴ Основные данные и описание конструкции подкрыльевого и надкрыльевого ТРДД Джeneral Электрик помещены на с. 48—50.

ТРДД для системы OTW рассчитан на тягу 9200 кгс, степень двухконтурности 10 и предназначен для установки на самолет YC-14.

ТРДД для системы UTW имеет расчетные значения тяги 7890 кгс, степени двухконтурности 12 и предназначен для установки на самолет YC-15.

Для двигателя с верхним обдувом закрылков характерно наличие: несимметричного сопла для распространения потока над крылом с целью увеличения его подъемной силы, реверсивного устройства со струеотражателем, заслонкой, устройства, ускоряющего поток для поглощения создаваемого впереди шума и расположенного на входе в двигатель, и полностью автономного управления.

Двигатель с нижним обдувом закрылков также имеет входное ускоряющее устройство для снижения шума и вентилятор с небольшой окружной скоростью 290 м/с. Вентилятор и механизм для управления углом установки его лопаток могут быть использованы для создания отрицательной тяги.

Оба двигателя изготовлены и испытаны фирмой (двигатель для YC-15 параболал 150 ч, а для YC-14 — 50 ч), а затем были отправлены в центр им. Льюиса для дальнейших испытаний.

ПРОГРАММА GATE¹

Программа создания надежного, дешевого ГТД для самолетов общего назначения

Исследования по программе GATE должны продемонстрировать возможность применения технических решений, используемых при создании больших перспективных двигателей, в разработках небольших двигателей для самолетов авиации общего назначения. Предусмотрено создание общей ГТ части двигателя, которую можно будет применять в ТРДД, ТВД или турбовальном ГТД, что позволит снизить стоимость двигателя.

Заказы на работы по программе GATE общей стоимостью 725 тыс. долл. NASA выдало в 1977 г. фирмам: Детройт Дизель Аллисон, Гэрритт-Эрисерч, Теледайн САЕ и Уильямс Рисерч.

Фирме Теледайн САЕ дан заказ на изучение возможностей широкого применения с 1985 г. на самолетах общей авиации недорогих ГТД, создание которых будет вестись по программе GATE. Заказ будет выполняться совместно с фирмами Бич Эркафт и Гамильтон Стэндрд.

Программа GATE должна играть существенную роль в ожидаемом переводе легких служебных самолетов на ТВД вместо поршневых. Такому переводу в первую очередь подлежат самолеты с ПД, имеющими высотную мощность около 400 л.с. Первоначально выберут одну или две схемы двигателя, газогенераторные части которых будут использованы для разработки более экономичных двигателей. В результате работ по этой программе будет получен новый демонстрационный ТВД с $N_v = 300 \div 500$ л.с. для служебного самолета. Сначала работы будут нацелены на поиск технических решений для создания общих узлов двигателя.

¹ General Aviation Turbine Engine

Основные этапы исследовательских работ по программе следующие:

I этап — изучение возможного рынка сбыта в 1988 г. для определения наиболее подходящего типа двигателя и его размеров (выполнен).

II этап — определение посредством сравнения, какой двигатель более подходит для различных категорий самолетов общей авиации (выполнен).

III этап — предварительное проектирование газогенераторной части двигателей.

IV этап — определение технических программ разработки двигателей.

ПРОГРАММА QCGAT¹

Программа создания малозумного, с малым загрязнением окружающей среды ТРДД для авиации общего назначения

Предусматривает уменьшение удельного расхода топлива, снижение уровней шума и загрязнения окружающей среды вблизи аэропортов двигателей авиации общего назначения.

Исследования по программе должны определить в сравнительно короткие сроки возможность применения технических решений, используемых при создании больших ТРДД, в разработке небольших двигателей самолетов авиации общего назначения. Показать, что шум может не ограничивать дальнейшее развитие самолетов с ТРДД для авиации общего назначения. Заказы на работы по программе QCGAT выданы фирмам Авко Лайкоминг и Гэрритт-Эрисерч. Финансируется работа НИЦ им. Льюиса.

Основные этапы исследований следующие:

I этап — определение возможной конструкции двигателя (уже проведен).

II этап — экспериментальные исследования (начаты в 1977 г.), включая конструирование, изготовление, сборку и наземные испытания двигателей, соответствующих ТУ программы QCGAT.

Фирма Авко Лайкоминг уже испытала ТРДД тягой 725 кгс, созданный на основе газогенераторной части ГТД/ТВД LTS/LTP-101. В октябре 1979 г. он был поставлен NASA для дальнейших исследований.

Фирма Гэрритт Эрисерч испытала двигатель большой степени двухконтурности тягой 1900 кгс, являющийся вариантом ТРДД TFE 731. В январе 1979 г. он был поставлен в НИЦ им. Льюиса для дальнейших исследований.

Фирма Гэрритт-Эрисерч заинтересована в реализации на своих серийных двигателях технических решений, полученных в результате работ по программе QCGAT.

По результатам испытаний и оценок двигателя QCGAT имеют следующие преимущества:

¹ Quiet Clean General Aviation Turbine Engine.

1. Шум. Испытания показали, что по сравнению с самыми малозумными реактивными служебными самолетами, эксплуатируемыми в настоящее время, уровни шума при полете самолетов с двигателем QCSAT фирмы Гэрритт-Эрисерч будут ниже на 10 дБ, а с двигателем Лайкоминг — на 14 дБ. Это соответствует 50—60%-ному снижению уровней воспринимаемого шума (PNL). Площадь шумового следа самолета с двигателями QCSAT, как ожидают, составит 1/10 площади шумового следа от самого малозумного из существующих реактивных служебных самолетов. Снижение уровня шума двигателя Авко Лайкоминг достигнуто путем улучшенной с точки зрения акустики, конструкции внутренних элементов двигателя, применением ЗПК для уменьшения шума вентилятора, компрессора и турбины, а также за счет уменьшения скорости истечения газа из сопла.

2. Уровни выделения вредных веществ. Испытания показали, что в двигателе QCSAT Гэрритт-Эрисерч снижение выделения окиси углерода составит 54%, а несгоревших углеводородов — 76%. В двигателе QCSAT фирмы Авко Лайкоминг уровни выделения вредных веществ будут еще меньше.

3. По оценкам специалистов НИЦ им. Льюиса, расходы на эксплуатацию самолета общего назначения с перспективным ГТД будут на 85% меньше, расход топлива будет на 10% меньше и закупочная цена на 15% меньше, чем для такого же самолета с поршневым двигателем.

ПРОГРАММА ЕСІ¹

Программа совершенствования узлов серийных авиадвигателей

Предусматривает совершенствование узлов и деталей двигателей, обеспечивающее существенное уменьшение расхода топлива современных серийных ТРДД.

Составлена и начала осуществляться с 1975—1976 гг. по двум направлениям:

Подпрограмма ED² — исследование причин износа деталей и узлов в процессе эксплуатации серийных газотурбинных двигателей и связанного с ним увеличения удельного расхода топлива, а также разработка необходимых мероприятий.

Подпрограмма PI³ — разработка конструкторско-технологических мероприятий, обеспечивающих повышение к. п. д. узлов и снижение потерь давления в новых серийных и уже находящихся в эксплуатации двигателях.

В проведении исследований по подпрограмме PJ принимали участие фирмы Джeneral Электрик, Пратт-Уитни, Боинг и Макдоннелл Дуглас, а также ряд авиакомпаний США.

В результате исследований по подпрограмме PJ NASA выбрало и финансировало разработку 16 мероприятий по совершенствованию конструкции ТРДД JT8D, JT9D и CF6 из 153 представленных фирмами Джeneral Электрик и Пратт-Уитни. Основными критериями окончательного выбора мероприятий были: снижение расхода топлива; экономическая приемлемость для авиалиний, определяемая сроком окупаемости; срок разработки; технический риск; затраты.

Программа ЕСІ рассчитана на 5 лет и на нее было ассигновано 40 млн. долл.

¹ Engine Component Improvement.

² Engine Diagnostic.

³ Performance Improvement.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРОГРАММ

«Адур» Мк.102, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	190 (1978)
«Адур» Мк.151 RT.172-06, ТРДД Роллс-Ройс/Турбомека	150 (1975)
«Адур» Мк.804, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	50 (доп. 1976)
«Адур» RT.172-17, -19, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	61 (доп. 1976)
«Адур» RT.172-29A, -53, -54, ТРДД Роллс-Ройс/Турбомека	61 (доп. 1976)
«Адур» RT.172-56 Мк.861, ТРДД Роллс-Ройс/Турбомека	149
«Адур» RT.172-58 Мк.811, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	145
«Адур» RT.172-63, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбомека	150
«Арбизон» III, ТРД Турбомека	193
«Арбизон» IV, ТРД Турбомека	196
«Ариэль» 1, 1A, 1A-1, 1A-2, 1B, 1B-2, 1C, 2, 3, 3C, 10, турбовальный ГТД Турбомека	236, 237
«Астафан» IIA, IIG, IV, IV-A1, IV-B, IV-B1, IV-F6, ТРДД Турбомека	144—155 (1978)
«Астафан» IVG, ТРДД Турбомека	141
«Астафан» VI, XXX, ТРДД Турбомека	151 (1978)
«Атар» 8K-50, ТРД SNECMA	208 (1975)
«Атар» 9K-50, ТРДФ SNECMA	202 (1975)
«Бейби Мамба» TJD-76C, D, E, ТРД Дрехер	182—183 (1975)
BCU Гэрритт-Эрисерч для самолета F-18	293 (1978)
«Гном» H.1400-2, -3, -4, -5, -6, турбовальный ГТД Роллс-Ройс (Бристоль)	230—233 (1975)
«Джем» 2, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	221
«Джем» 2—3, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	228
«Джем» 4, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226
«Джем» 41, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226
«Джем» 41-1, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226
«Джем» 41-2, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226
«Джем» 41-4, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226

«Джем» 50, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	228
«Джем» 60, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	228
«Джем» 70, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	228
«Джем» Mk.510, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	226
«Джем» RB.360, турбовальный ГТД Роллс-Ройс	234 (1975)
«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)
«Макила» 1А, турбовальный ГТД Турбомека	240
«Макила» II, турбовальный ГТД Турбомека	287 (1978)
«Макила» 2000Т, ТВД Турбомека	247
Малообъемный ПВРД (STM) Юнайтед Текнолоджиз	266
Малообъемный ПВРД Марквардт	261
Малообъемный ПВРД (ASALM) Юнайтед Текнолоджиз	264
Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе, MBV	270
Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе, ONERA	268
Малообъемный ПВРД с газогенератором на твердом топливе, Юнайтед Текнолоджиз	265
Маломощный ТРДД А, С и с перспективными газогенераторами, Дженерал Электрик	46—53 (1975)
«Олимп» 593 Mk.610, 623, ТРДФ Роллс-Ройс/SNECMA	246—259 (1978)
«Оредон» IV, ВСУ Турбомека	310 (1978)
ПВРД Марквардт	263
«Пегас» 10 Mk.102, ТРДД Роллс-Ройс (Бристоль)	111 (1975)
«Пегас» 11 Mk.103, Mk.104, 11+, 11D, ТРДД Роллс-Ройс	94—99 (1978)
«Пегас» 11-21А, ТРДД Роллс-Ройс	88
«Пегас» 11-21D, ТРДД Роллс-Ройс	88
«Пегас» 11-21Е, ТРДД Роллс-Ройс	88
«Пегас» 11-33, ТРДДФ Роллс-Ройс	89
«Пегас» 11-35, ТРДД Роллс-Ройс	84
«Пегас» 11F-35, ТРДД Роллс-Ройс	88
«Пегас» 15 (демонстрационный), 15-02, -03, ТРДД Роллс-Ройс (Бристоль)	114—115 (1975)
«Пегас» тягой 12 250 кгс, ТРДД Роллс-Ройс	88
«Пегас» с тремя соплами, ТРДДФ Роллс-Ройс	93
«Руби» ВСУ Микротурбо	276
«Сафир» ВСУ Микротурбо	303—309 (1978)
«Сафир» 2, 3, ВСУ Микротурбо	274
«Сафир» 4, 6, 7, ВСУ Микротурбо	276

«Спей» Mk.606, ТРДД Роллс-Ройс	38 (доп. 1976)
«Спей» RB.163-67, 67B (605W), ТРДД Роллс-Ройс	116—117 (1975)
ТРД тягой 213 кгс Лукас Аэроспейс	187
ТРДД тягой 330 кгс Лукас Аэроспейс	83, 187
ADS 502-30, ТРДД Пратт-Уитни Эракraft оф Канада	159 (1978)
ALF 101, ТРДД Авко Лайкоминг	9
ALF 502L, ТРДД Авко Лайкоминг	8 (1978)
AR318, ТВД Альфа Ромео/Роллс-Ройс	257
ATE ТРДД ВВС США	9 (1975)
ATF 3-6, ТРДД Гэрритт-Эрисерч	10
ATF 3-6-1C, -2C, ТРДД Гэрритт-Эрисерч	50—55 (1978)
CF6-6D, D1, G, H, ТРДД Дженерал Электрик	32 (1975)
CF6-32, ТРДД Дженерал Электрик	15
CF6-45A, ТРДД Дженерал Электрик	19
CF6-45A2, ТРДД Дженерал Электрик	19
CF6-45B, ТРДД Дженерал Электрик	19
CF6-45B2, ТРДД Дженерал Электрик	19
CF6-45B2A, ТРДД Дженерал Электрик	19
CF6-45B2B, ТРДД Дженерал Электрик	19
CF6-50A, ТРДД Дженерал Электрик	20
CF6-50C, ТРДД Дженерал Электрик	20
CF6-50C1/E1, ТРДД Дженерал Электрик	20
CF6-50C2/E2, ТРДД Дженерал Электрик	20
CF6-50C2A, ТРДД Дженерал Электрик	20
CF6-50C2B, ТРДД Дженерал Электрик	20
CF6-50C2R, ТРДД Дженерал Электрик	21
CF6-50D, ТРДД Дженерал Электрик	21
CF6-50E, ТРДД Дженерал Электрик	21
CF6-50L2, ТРДД Дженерал Электрик	21
CF6-50M, ТРДД Дженерал Электрик	21
CF6-55, ТРДД Дженерал Электрик	21
CF6-80A/A1, ТРДД Дженерал Электрик	22
CF6-80B/B1, ТРДД Дженерал Электрик	26
CF6-80C/C1, ТРДД Дженерал Электрик	26
CF34, ТРДД Дженерал Электрик	27
CFJ801-116, ТРДД Исикавадзима Харима	144
CFM.56 (rerated), ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	175

CFM.56-1B1, ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	174
CFM.56-2, ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	168
CFM.56-2C1, ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	174
CFM.56-2D1, ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	175
CFM.56-03 (CFM.56-DR-18), ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	175
CFM.56-4, ТРДД SNECMA — Дженерал Электрик	175
CS00601, ВСУ Лукас Аэроспейс	274
CT7-2, турбовальный ГТД Дженерал Электрик	216
CT7-5, ТВД Дженерал Электрик	218
CT7-7, ТВД Дженерал Электрик	220
CT7-9, ТВД Дженерал Электрик	220
CT2016/2, ВСУ Лукас Аэроспейс	274
CT3201, ТРД Лукас Аэроспейс	83, 187
DF600, ТРДД Турбомека	44 (доп. 1976)
E3, ТРДД Дженерал Электрик	29
E3, ТРДД Пратт-Уитни	51
F100, ТРДДФ Пратт-Уитни	55
F100(3C), ТРДДФ Пратт-Уитни	58
F101-GE-100, ТРДДФ Дженерал Электрик	34 (1978)
F101DFE, ТРДДФ Дженерал Электрик	35
F107-WR-100, ТРДД Уильямс Рисерч	79
F107-WR-101, ТРДД Уильямс Рисерч	79
F107-WR-102, ТРДД Уильямс Рисерч	80
F107-WR-400, ТРДД Уильямс Рисерч	80
F107-14A, ТРДД Уильямс Рисерч	80
F107-14B, ТРДД Уильямс Рисерч	80
F401-PW-400, ТРДДФ Пратт-Уитни	71 (1978), 18 (доп. 1976)
F404-GE-400, ТРДДФ Дженерал Электрик	38
FJR.710-10, -20, -600, -700, ТРДД Исикавадзима Харима/Кавасаки/Мицубиси	162—167 (1978)
GE19/F2C, /F6E, ТРДД Дженерал Электрик	36—39 (1975)
GE21/J11B3, ТРДД (ДИРП) Дженерал Электрик	42
GTCP30-92, -142, -150, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272
GTCP36-4A, -6, -16, -28, -50, -100, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272
GTCP85-90, -90СК, -90ДСК, -115СК, -129, -180L, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272
GTCP92-1, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272
GTCP165-1, -7, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272
GTCP660-4, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272

J69-T-6, ТРД Теледайн СAE	185 (1975)
J69-T-29 (356-7A), -41A, -406, ТРД Теледайн СAE	220—225 (1978)
J69-T-406 (356-34E), ТРДФ Теледайн СAE	225 (1978)
J85-GE-21A, ТРДФ Дженерал Электрик	185
J97-GE-100, ТРД и ТРДФ Дженерал Электрик	180—181 (1975)
J402-CA-400, ТРД Теледайн СAE	226 (1978)
JT8D-9, -11, -15, -17, -109, -115, -117, ТРДД Пратт-Уитни	54—69 (1975)
JT8D-209, ТРДД Пратт-Уитни	72 (1978)
JT8D-217, ТРДД Пратт-Уитни	59
JT9D-7, -7A, ТРДД Пратт-Уитни	70—76 (1975)
JT9D-7Q, ТРДД Пратт-Уитни	65
JT9D-7Q1, ТРДД Пратт-Уитни	66
JT9D-7Q2, ТРДД Пратт-Уитни	66
JT9D-7R4, ТРДД Пратт-Уитни	61
JT9D-7R4A, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4B, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4C, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4D, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4E, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4F, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4G, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-7R4H, ТРДД Пратт-Уитни	63
JT9D-20, -56, -57, -59, -59A, ТРДД Пратт-Уитни	70—77 (1975)
JT9D-59A/70A, ТРДД Пратт-Уитни	78 (1978)
JT9D-59D, -70, -70A, -70D, ТРДД Пратт-Уитни	76—77 (1975)
JT10D-2, -4, ТРДД Пратт-Уитни	82—85 (1978)
JT15D-4, -4A, -4/3, ТРДД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	156—157 (1978)
JT15D-5, ТРДД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	135
JT702-LD-700, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	75 (доп. 1976)
LTC4B-12, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	220 (1975)
LTC4R-3, ТВД Авко Лайкоминг	221 (1975)
LTC4V-1, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	222 (1975)
LTP101, ТВД Авко Лайкоминг	80 (доп. 1976)
LTS101-600A, A1, B, B3, -650A, A-1, C, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	70—75 (доп. 1976)
LVRJ, малообъемный ПВРД Лигг Темко Воут	108 (доп. 1976)
M.45-H-01, -10, ТРДД Роллс-Ройс/SNECMA	174—185 (1978)

M.45-S (RB.410), -SD-02 (RB.410-8), -T или -ST (RB.424), ТРДД Роллс-Ройс/SNECMA	171—173 (1975)
M.53-02, ТРДДФ SNECMA	122—129 (1978)
M.53-5, ТРДДФ SNECMA ✓	136
M.53-P2, ТРДДФ SNECMA	138
M.56, 56-40, -41, ТРДД SNECMA	167—168 (1975)
M.88, ТРДДФ SNECMA	139
Мк.490-4 (лицензионный «Ларзак»), ТРДД Теле-лайн CAE	137, 139 (1978)
MTM.380, турбовальный ГТД, MTU/Турбomeca	254
NPT151, ТРД Нозль Пенни	188
NPT251, ТРД Нозль Пенни	189
NPT401A, ТРД Нозль Пенни ✓	189
PLT27A/B, A-2, C/D, турбовальный ГТД Авко Лайкоминг	262 (1978)
PT6A-50, ТВД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	246 (1975)
PT7A, ТВД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада ✓	248
PT7A-1, ТВД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	251
PT7A-2R, ТВД Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	251
PW 1120, ТРДДФ Пратт-Уитни	67
PW 2025, ТРДД Пратт-Уитни	71
PW 2037 (JT10D-236), ТРДД Пратт-Уитни	70
QCSEE (OTW), ТРДД Джeneral Электрик ✓	45
QCSEE (UTW), ТРДД Джeneral Электрик	48
RB.199, -01, -02, -03, -04, -05, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбо-Унион	196—207 (1978)
RB.199-34R, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбо-Унион	156 (1975)
RB.199-62, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбо-Унион	162
RB.199 Мк.101, ТРДДФ Роллс-Ройс/Турбо-Унион	151
RB.211-22B, B-46, C, ТРДД Роллс-Ройс	120—127 (1975)
RB.211-24, ТРДД Роллс-Ройс	135 (1975)
RB.211-524B, ТРДД Роллс-Ройс ✓	95
RB.211-524B2, ТРДД Роллс-Ройс	104
RB.211-524B3, ТРДД Роллс-Ройс	104
RB.211-524B3-02, ТРДД Роллс-Ройс	104
RB.211-524B4, ТРДД Роллс-Ройс	105
RB.211-524C2, ТРДД Роллс-Ройс	105
RB.211-524D, ТРДД Роллс-Ройс	106
RB.211-524D4, ТРДД Роллс-Ройс	106
RB.211-524D4-19, ТРДД Роллс-Ройс	106
RB.211-524G, ТРДД Роллс-Ройс	106
RB.211-524G-02, ТРДД Роллс-Ройс	108
RB.211-524G-4, ТРДД Роллс-Ройс	108

RB.211-524G-19, ТРДД Роллс-Ройс	108
RB.211-535, ТРДД Роллс-Ройс	108 (1978)
RB.211-535C, ТРДД Роллс-Ройс ✓	109
RB.211-535C2A, ТРДД Роллс-Ройс	120
RB.211-535D, ТРДД Роллс-Ройс	121
RB.211-535E4, ТРДД Роллс-Ройс	121
RB.401-06, ТРДД Роллс-Ройс	268 (1975)
RB.401-07, ТРДД Роллс-Ройс ✓	122
RB.401-20B, ТРДД Роллс-Ройс	115 (1978)
RB.432, ТРДД Роллс-Ройс ✓	132
RB.432-03, ТРДД Роллс-Ройс	134
RB.432-05, ТРДД Роллс-Ройс	134
RB.433, ТРДД Роллс-Ройс	185 (1978)
RJ.500, ТРДД Роллс-Ройс/Дженерал Энджин ✓	163
RJ.500-10, ТРДД Роллс-Ройс/Дженерал Энджин	167
RM.8B, ТРДДФ Волюво Флюгмотор	140 (1975)
RTM321, турбовальный ГТД Роллс-Ройс/Турбomeca	252
SS90, BCU Лукас Аэроспейс	274
ST6L-73, BCU Пратт-Уитни Экрафт оф Канада	276
STF498, ТРДД Пратт-Уитни	81 (1978)
T-62T-2A1, -16B1, -27, -39, -40, -40C, BCU Солар	274
T-64-MTU-7, BCU MTU	276
T76, ТВД Гэрритт-Эрисерч	210
T-112, BCU Клэкнер Гумбольдт Дейц	276
T-212, BCU Клэкнер Гумбольдт Дейц	316 (1978)
T-312, BCU Клэкнер Гумбольдт Дейц	276
T-317, ТРД Клэкнер Гумбольдт Дейц ✓	199
T700 «Бустер», турбовальный ГТД Джeneral Электрик	213
T700-GE-400, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	266—268 (1978)
T700-GE-401, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	211
T700-GE-700, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	266 (1978)
T700-Г1А, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	268 (1978)
T701-AD-700 (501-M62), турбовальный ГТД Аллисон	212 (1975)
TF30-P-1, -3, -6, -8, -9, -12, -100, -408, -412, -412A, ТРДД(Ф) Пратт-Уитни	92—109 (1975)
TF34-GE-2, ТРДД Джeneral Электрик	44 (1978)
TF34-GE-100, -400A, ТРДД Джeneral Электрик	47 (1978)
TFE 731-2, ТРДД Гэрритт-Эрисерч	10 (1975)
TFE 731-3, -3-III, ТРДД Гэрритт-Эрисерч	56—62 (1978)

TFE 731-4, ТРДД Гэрритт-Эрисерч	63 (1978)
TFE 731-5, ТРДД Гэрритт-Эрисерч	13
TFE 731-1042-5, ТРДД Гэрритт-Эрисерч/Волво Флюг-мотор	181
TFE 731-1042-6, ТРДД Гэрритт-Эрисерч/Волво Флюг-мотор	181
TFE 731-1042-7, ТРДДФ Гэрритт-Эрисерч/Волво Флюг-мотор	177
TPE 331-3, ТВД Гэрритт-Эрисерч	203
TPE 331-8, ТВД Гэрритт-Эрисерч	207
TPE 331-9, ТВД Гэрритт-Эрисерч	207
TPE 331-10, ТВД Гэрритт-Эрисерч	207
TPE 331-11, ТВД Гэрритт-Эрисерч	207
TPE 331-14, ТВД Гэрритт-Эрисерч	208
TR.281, ТРД Турбомека	193
TR.350, ТРД Турбомека	196
TRI.30, ТРД Микротурбо	190
TRI.40, ТРД Микротурбо	190
TRI.60-1, ТРД Микротурбо	190
TRI.60-2, ТРД Микротурбо	190
TRI.60-3, ТРД Микротурбо	190
TRI.70, ТРД Микротурбо	190
TRI.80, ТРД Микротурбо	190
TRS.18-046, -056, ТРД Микротурбо	240—245 (1978)
TSCP700-4, -5, ВСУ Гэрритт-Эрисерч	272
TSE331-3U-303, турбовальный ГТД Гэрритт-Эрисерч	214 (1975)
TXXX, турбовальный ГТД Джeneral Электрик	215
VSCE-502B, ТРДДФ (ДИРП) Пратт-Уитни	72
WR-2-6, ТРД Уильямс Рисерч	234 (1978)
WR-19-3, -3-1, ТРДД Уильямс Рисерч	92, 93 (1978)
WR-24-6, -7, -17, ТРД Уильямс Рисерч	235 (1978)
WR-44-800, ТРДД Уильямс Рисерч	81
XF3-1, -20, ТРДД Исикавадзима Харима	172, 173 (1978)
YJ101-GE-100, ТРДДФ Джeneral Электрик	256 (1975)
YJ400-WR-400, ТРД Уильямс Рисерч	235 (1978)
2S/150A (748) ВСУ Лукас Аэроспейс	274

2S/150A (801), ВСУ Лукас Аэроспейс	274
250-C28, турбовальный ГТД Аллисон	84 (доп. 1976)
250-C30, турбовальный ГТД Аллисон	264 (1978)
250-MTU-C20B, ВСУ MTU	276
371-1, ТРД Теледайн CAE	231 (1978)
372-2, ТРД Теледайн CAE	233 (1978)
373-5, ТРД Теледайн CAE	233 (1978)
471-11DX, ТРДД Теледайн CAE	26 (доп. 1976)
APSI, программа BBC США	284
ATDE, программа Армии США	283
ATE, программа BBC и BMC США	281
ATEGG, программа BBC и BMC США	284
Ceramic Engine, программа BMC США	282
E ³ , программа NASA	285
ECI, программа NASA	288
GATE, программа NASA	286
JTDE, программа BBC и BMC США	281
QCGAT, программа NASA	287
QCSEE, программа NASA	285
SETE, программа BMC США	282

Предисловие	3
Условные обозначения и сокращения	5
Двухконтурные ТРД	7
США	9
Англии	83
Канады	135
Франции	136
Японии	144
Объединений фирм разных стран	145
Турбореактивные двигатели	183
США	185
Англии	187
Франции	190
ФРГ	199
Турбовинтовые и турбовальные двигатели	201
США	203
Англии	221
Франции	234
Канады	248
Объединений фирм разных стран	252
Прямоточные ВРД	259
США	261
Франции	268
ФРГ	270
Вспомогательные силовые установки	271
Программы создания некоторых демонстрационных и экспериментальных двигателей США	279
Военные программы	281
Программы NASA	285
Алфавитный указатель двигателей и программ	289

Редактор *Г. В. Скворцов*

Техн. редактор *Н. А. Соколова*

Корректоры *Л. А. Калугина, А. Д. Мартынова*

Сдано в набор 08.05.81.

Подписано в печать 10.12.81.

Формат бумаги 60×47/8.

Бумага мелованная.

Гарнитура литературная.

Печать высокая.

Усл. печ. л. 18,625.

Уч.-изд. л. 19,7.

Тираж 1100 экз.

Цена 4 р.

Заказ 284

Типография ЦИАМ