ЦИАМ

ИНОСТРАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

1971

ЦИАМ

ИНОСТРАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

(По данным иностранной печати)

1971

Составители:

АРЕФЬЕВ В. В., ЖЕЛЕЗНЯКОВА Н. И., ИВАНОВА Е. И.,
ИСАЕВ П. В., КАТЫШЕВА Л. Е., КОШЕЛЕВА А. В.,
МИХАЙЛИК В. К., ОРЛОВА Г. Г., ХОХЛОВ И. Г.

Редактор *СКВОРЦОВ Г. В.*

ПРЕДИСЛОВИЕ

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

Книга состоит из четырех основных разделов: газотурбинные, прямоточные воздушно-реактивные, ракетные и комбинированные двигатели, из которых первый и третий разделы имеют ряд подразделов, содержащих сведения о двигателях определенного типа (двухконтурные ТРД, ракетные двигатели твердого топлива и пр.). В разделе «Газотурбинные двигатели» подразделы «турбовинтовые двигатели» и «турбовальные ГТД» объединены в один общий подраздел, так как большинство современных двигателей этих типов выпускаются одновременно в обоих вариантах.

Раздел «Ракетные двигатели» в этом издании дополнен большим подразделом «электроракетные двигатели», включающим ряд описаний современных электростатических и электродинамических двигателей.

В справочник не вошли двигатели, сведения о которых не были подтверждены за последние два года, а также двигатели, по которым опубликовано слишком мало данных. Каждый подраздел включает наиболее важные опубликованные в печати сведения о двигателях данного типа (основные данные, краткое описание конструкции, фотографии, схемы и характеристики). Наряду с этим, в новом издании описания многих двигателей дополнены таблицами, в которых приведены основные данные, сведения о состоянии производства и применении последующих серийных и опытных модификаций описанного двигателя.

В связи с тем, что очередные издания справочника выпускаются раз в три года и за это время данные и параметры двигателей могут существенно измениться, рекомендуем пользоваться краткими справочными таблицами основных данных иностранных ГТД, РкД и ПВРД, выпускаемыми ежеквартально ОНТИ ЦИАМ.

После описаний двигателей приведены таблицы энергетических установок для космических аппаратов и спутников, включающие основные данные, конструктивные особенности и главные параметры первичного источника и преобразователя энергии реак-

торных, изотопных и солнечных установок. После этого помещены таблицы топлив для газотурбинных и жидкостно-ракетных двигателей, а также таблицы масел для ГТД.

В конце книги приведены полный алфавитный указатель всех включенных в справочник двигателей, составленный Луковниковой Т. В., и алфавитный перечень всех использованных литературных источников (в описаниях двигателей указывается лишь номер источника в этом списке), подготовленный Маркзон К. Н. Перечень условных обозначений и сокращений, расположенный в начале справочника, пересмотрен и дополнен Андреевой Н. Е.

В отличие от прошлых изданий в алфавитный указатель двигателей включены также некоторые двигатели, приведенные в прошлом издании справочника и не описанные в настоящем издании в связи с отсутствием существенных дополнительных сведений по сравнению с опубликованными в справочнике 1967 г.

Отдельные разделы или описания двигателей в справочнике были просмотрены: д. т. н. Левиным В. Р., Сосуновым В. А., Фаворским О. Н., Холщевниковым К. В.; к. т. н. Амелиным Б. Н., Бехли Ю. Г., Былинкиным Б. С., Гуревичем М. З., Деменченком В. П., Дубовкиным Н. Ф., Некрасовым И. П., Шальманом Ю. И., Шульгиным В. И.; инженерами Баландиным С. С., Вульфовичем В. Ю., Киселевым Ю. М., Малыгиной Р. П., Машкевич И. И., Новиковым К. В., Толстовой Т. А., Федоровым Е. П., Цховребовым М. М. и Ященковым А. Н., сделавшими ряд ценных замечаний, советов и исправлений, за что редакция и составители справочника выражают им глубокую благодарность.

Отдел научно-технической информации, выпуская шестое издание справочника по иностранным двигателям для летательных аппаратов, обращается с просьбой ко всем, пользующимся им, прислать свои замечания и предложения, которые могут быть учтены при выпуске последующих изданий.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

b — ширина двигателя;
C_e — удельный расход топлива (по мощности), *г/л. с. ч;*
$C_{e\,вз}$ — удельный расход топлива (по мощности воздушной струи), *г/л. с. ч;*
C_R — удельный тяговый расход топлива, *кг/кгс тяги ч;*
D — диаметр, *м* или *мм;*
$D_{кр}$ — диаметр критического сечения (горловина) сопла, *мм;*
D_c — диаметр сопла, *мм;*
$G_в$ — секундный расход воздуха, *кг/сек;*
$G_{вI}$ — расход воздуха во внутреннем контуре, *кг/сек;*
$G_{вII}$ — расход воздуха во внешнем контуре, *кг/сек;*
$G_{в.сум}$ — общий (суммарный) расход воздуха ТРДД или ГСВ, *кг/сек;*
$G_г$ — секундный расход горючего, *кг/сек;*
$G_{дв}$ — вес двигателя, *кгс;*
$G_о$ — секундный расход окислителя, *кг/сек;*
$G_{р.в}$ — расход рабочего вещества, *г/сек;*
$G_т$ — расход топлива, *кг/ч;*
$G_{с.у}$ — вес силовой установки, *кгс;*
γ — удельный вес двигателя, *кгс/кгс (л. с.);*
H — высота полета, *м* или *км;*
h — высота двигателя, *мм;*
η_i — коэффициент полезного действия;
$\eta_{iр.в}$ — степень использования рабочего вещества;
I — сила ионного тока, *ма;*
i — степень редукции;
j — плотность тока, *ма/см²;*
L — длина двигателя, *мм;*
$M_п$ — число М полета;
m — степень двухконтурности;
n — число оборотов, *об/мин;*
$N_в$ — винтовая мощность ТВД или мощность на валу ГТД, *л. с.;*
$N_{вз}$ — мощность воздушной струи ГСВ, *л. с.;*
$N_э$ — эквивалентная мощность ТВД, *л. с.;*
$N_{эл}$ — электрическая мощность, *квт;*
$p_{вз}$ — давление воздушной струи, *кгс/см²;*
$p_{к.с}$ — давление в камере сгорания РкД, *кгс/см²;*
$\pi_в$ — степень повышения давления в воздухозаборнике;

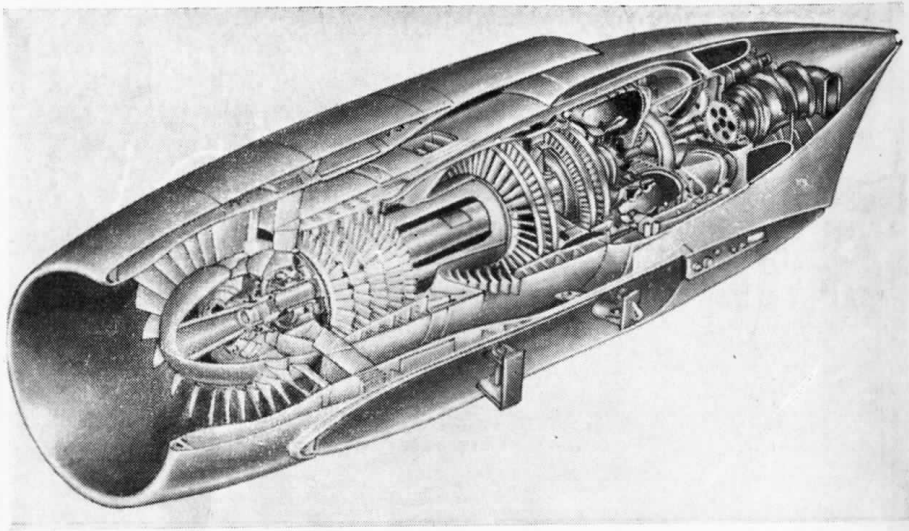
$\pi_к$ — степень повышения давления в компрессоре;
$\pi_{сум}$ — суммарная степень повышения давления;
R — тяга двигателя, *кгс* или *тс*;
$R_м$ — тяга маршевой камеры РкД, *кгс*;
$R_р$ — тяга разгонной камеры РкД, *кгс*;
$R_с$ — тяга реактивной струи ТВД, *кгс*;
$R_{уд}$ — удельная тяга двигателя, *кгс · сек/кг возд.* (*топл.*);
$T_г$ — температура газа перед турбиной, °К;
$T_{к.с}$ — температура в камере сгорания, °К;
$t_н$ — температура наружной среды; °С;
$T_с$ — температура газа в реактивном сопле, °К;
$T_{ст}$ — температура стенки, °К;
$T_т$ — температура газа за турбиной, °К;
$T_ф$ — температура газа в форсажной камере, °К;
τ — продолжительность работы двигателя;
u — электрическое напряжение, *в*;
$u_{уск}$ — напряжение ускоряющей системы, *в*;
$u_{зам}$ — напряжение замедляющей системы, *в*;
V — скорость полета, *км/ч*;
$W_{ион}$ — мощность ионного пучка, *квт*;
$W_{потр}$ — потребляемая мощность, *квт*;

а — с агрегатами;
б — боевой;
БССД — баллистический снаряд средней дальности;
в — с впрыском жидкости;
в.в — выводной вал;
ВВП — с вертикальным взлетом и посадкой;
в.д — высокого давления;
вз — воздух, отбираемый от ГСВ;
взл — взлетный;
вен — вентилятор;
ВНА — входной направляющий аппарат;
воен — военный;
в.ф — с впрыском жидкости и форсажной камерой;
вх — вход;
г — габаритный;
ГСВ — генератор сжатого воздуха;
ГТУ — газотурбинная установка;
дв — двигатель;
к — компрессор;
к.в.д — компрессор высокого давления;
к.н.д — компрессор низкого давления;
кр — крейсерский;
к.с — камера сгорания;
макс — максимальный;
МБС — межконтинентальный баллистический снаряд;
мин.гар — минимальная гарантированная;

м.п — максимальный продолжительный;
МСА — международная стандартная атмосфера;
н — наружный;
НА — направляющий аппарат;
н.д — низкого давления;
ном — номинальный;
о — одночасовой;
об — общий;
полн — полный;
р — реактор;
расч — расчетный;
РДСТ — ракетный двигатель на смешанном топливе;
РиЭУ — радиоизотопная ЭУ;
РЭУ — реакторная ЭУ;
с — сопло;
сн — снаряд;
ср.факт — средняя фактическая;
с.т — силовая турбина;
СУВП — самолет с укороченным взлетом и посадкой;
т.к — турбина компрессора;
ТНА — турбонасосный агрегат;
ТЭГ — термоэлектрический преобразователь;
ТЭП — термоэмиссионный преобразователь;
ТУ — технические условия;
у — установочный;
ф — с включенной форсажной камерой;
ф.к — форсажная камера;
э — эквивалентный;
эл — электрический;
энерг — энергетический;
ЭУ — энергетическая установка.

ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ ATF-3



Конструктивная схема ATF-3

$R_{взл}=1815$ *кгс*
$m_{взл}=3$
$C_R=0{,}40—0{,}44$ *кг/кгс тяги ч*
$\pi_{сум}=25$
$C_{R\,кр}=0{,}7$ *кг/кгс тяги ч* (M=0,8, $H=12{,}2$ (?) *км*)
$D=850$ *мм*
$L=2390$ *мм*
$G_{дв}=365$ *кгс*
$G^{а}_{дв}=385$ *кгс*
$\gamma_R=0{,}20—0{,}21$ *кгс/кгс*

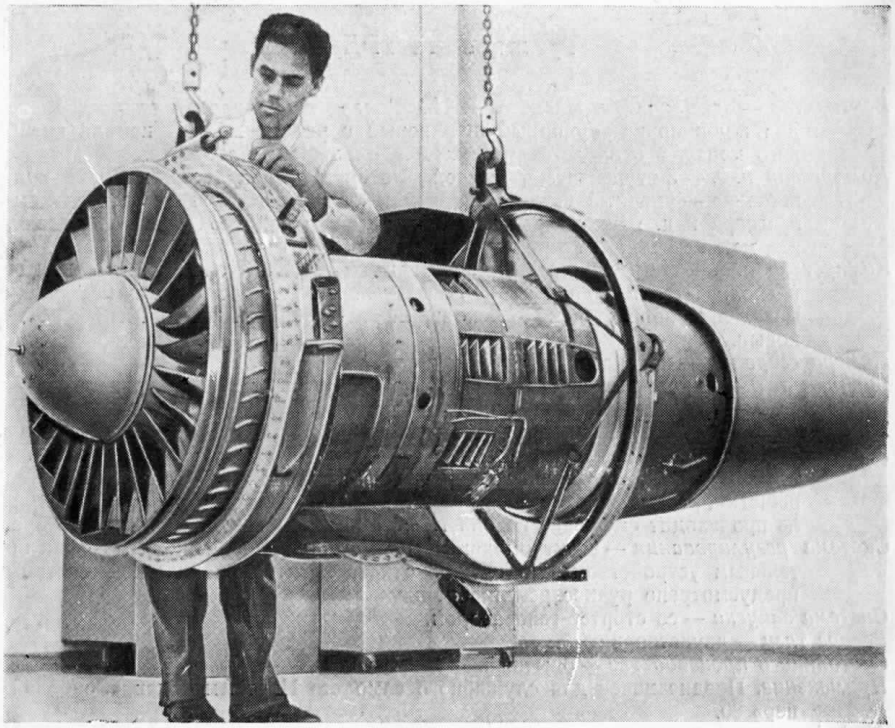


Схема потока воздуха и газа в газогенераторной части ATF-3.
А—ротор вентилятора; *Б*—каскад н. д.; *В*—каскад в. д.; *Г*—камера сгорания.

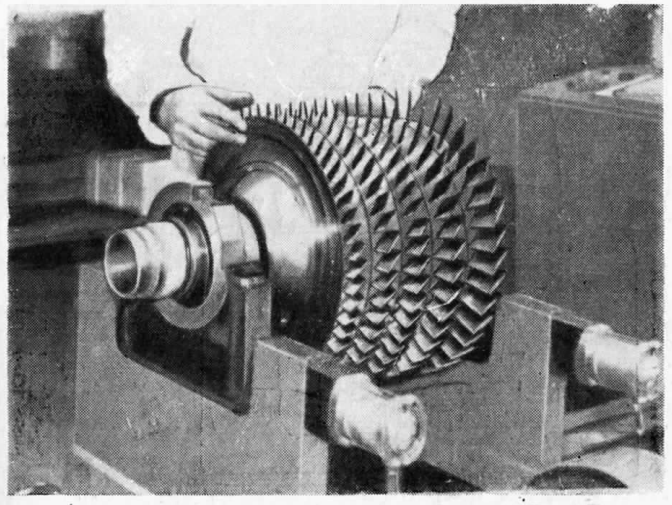
ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ ATF-3

Трехвальный ТРДД

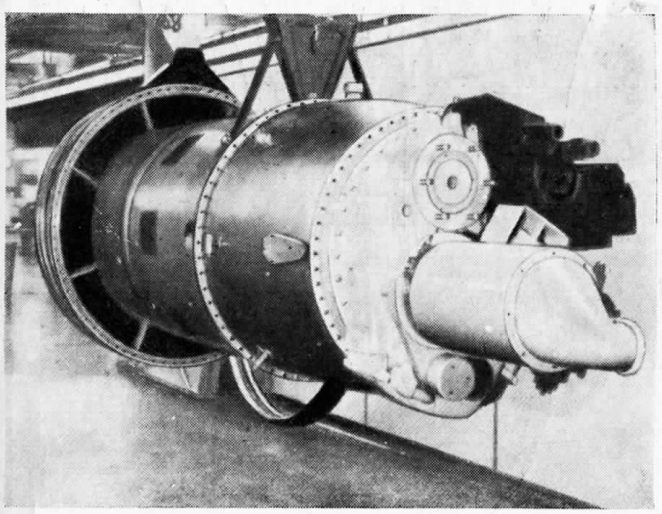
Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА. Ротор вентилятора опирается на два подшипника — упорный шариковый и роликовый. Из канала внешнего контура отбирается воздух для охлаждения агрегатов.
Компрессор н. д. — 5-ступенчатый, осевой. Ротор н. д. опирается на два подшипника — упорный шариковый и роликовый. Воздушный поток из компрессора н. д. направляется по 8 каналам в заднюю часть двигателя, где меняет направление на 180° и поступает в компрессор в. д.
Компрессор в. д. — центробежный, одноступенчатый. Односторонняя крыльчатка располагается в задней части двигателя. Воздух поступает в нее сзади. Ротор в. д. опирается на два подшипника — упорный шариковый и роликовый.
Камера сгорания — кольцевая, противоточная.
Турбина в. д.— одноступенчатая, приводит центробежный компрессор в. д.
Турбина с. д. — 2-ступенчатая, приводит вентилятор.
Турбина н. д. — 2-ступенчатая, приводит компрессор н. д.
Реактивное сопло — общее. Расположено на выходе из внешнего контура. Газы поступают в канал внешнего контура из турбины н. д. через лопаточные решетки, размещенные в восьми каналах, смежных с воздушными. В сопле происходит смешение потока газов с потоком воздуха из вентилятора.
Система регулирования — электромеханическая, с полупроводниковым вычислительным устройством. На случай отказа электромеханической системы предусмотрено ручное регулирование.
Система запуска — со стартер-генератором.
Реверс тяги — двухстворчатый.
Состояние в производстве — опытный.
Применение. Предназначен для служебного самолета Норт Американ «Сейбрлайнер» 60.
Модификации и варианты:
ATF-3A. $R_{взл}=2270$ *кгс*. Увеличение тяги будет достигаться усовершенствованием компрессора и повышением температуры газа перед турбиной. В разработке.
ATF-3A-3. $R_{взл}=2400$ *кгс*, $m=3{,}3$, $C_{R\,кр}=0{,}74$ *кг/кгс тяги ч*. Возможна установка дополнительной ступени компрессора и увеличение диаметра по сравнению с ATF-3 на 51 *мм*. Предполагается установка на проектируемом пассажирском самолете Локхид «Джетстар» 3. В разработке.
Турбовальный ГТД. $N_в=4000$ *л. с.* Возможное применение — тяжелые военные вертолеты США.
Турбовальный ГТД. $N_в=2000$ *л. с.* Уменьшенный вариант турбовального ГТД мощностью 4000 *л. с.* Предлагается для армии США.
№№ источников: 121, 122, 164, 192, 202, 266, 42 доп.



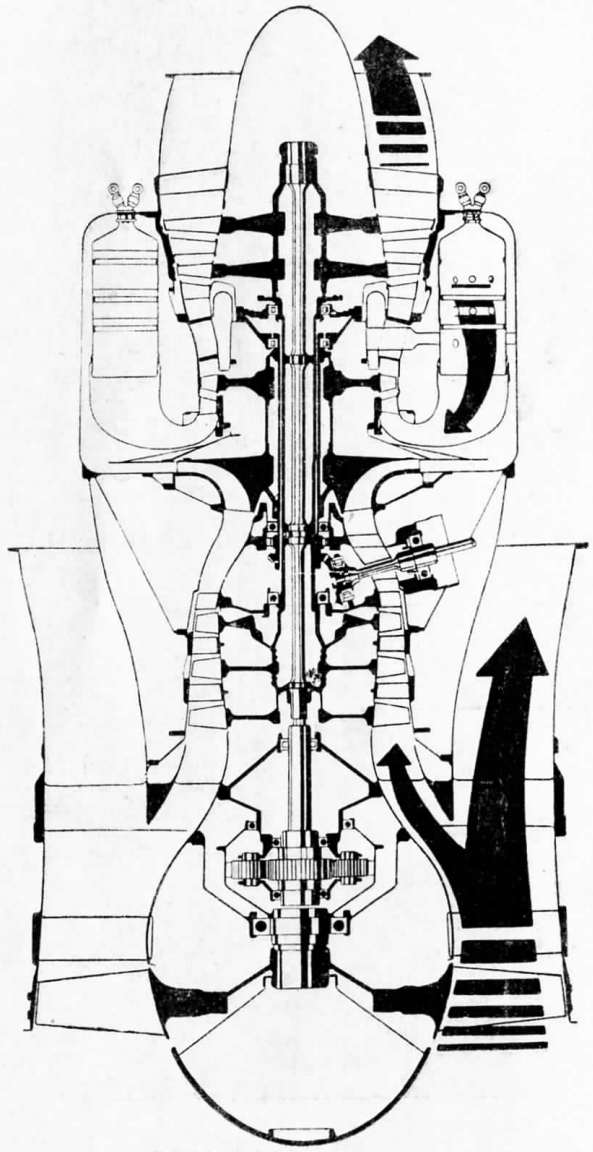
ТРДД ATF-3 со снятым кожухом



Компрессор н. д. ТРДД ATF-3 во время осмотра на заводе



Размещение агрегатов на ТРДД ATF-3



ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ TFE 731

ТРДД TFE 731-1

$m = 4$
$\pi_{сум} = 19{,}4$
$C_R = 0{,}80$ *кг/кгс тяги ч*
$T_{г.кр} = 1200—1227°$ K
$i = \sim 0{,}43$

взлетный при $n_{н.д} = 27\,000$ *об/мин*

$R = 1225—1360$ *кгс*
$C_R = 0{,}451$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум} = 58$ *кг/сек*
$G_{вл} = 11{,}6$ *кг/сек*
$T_г = 1255°$ K

крейсерский при $M = 0{,}8$, $H = 12$ *км*

$D_г = 785$ *мм*
$L = 1480$ *мм*
$G_{дв} = 245$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}18—0{,}20$ *кгс/кгс*

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ TFE 731-1

ТРДД с редуктором

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА. Приводится турбиной н. д. через редуктор. Рабочие лопатки, выполненные из титанового сплава, крепятся на диске, консольно установленном на выходном валу редуктора. Вращающийся кок крепится на том же валу. Вал также установлен консольно и опирается на два больших шарикоподшипника, монтированных во внутреннем корпусе входного канала. Длина корпуса вентилятора и канала внешнего контура составляет половину длины двигателя. На нем располагаются основные несущие опоры вентилятора и редуктора.

Редуктор — одноступенчатый, с прямозубыми шестернями; передает вращение от турбины н. д. Система зубчатых колес состоит из паразитных шестерен с фиксированными осями, вращающейся шестерни внутреннего зацепления и ведущей шестерни. Ведущая шестерня сидит на валу редуктора, который спереди опирается на шарикоподшипники, расположенные по обе стороны от ведущей шестерни, а сзади — на роликоподшипник.

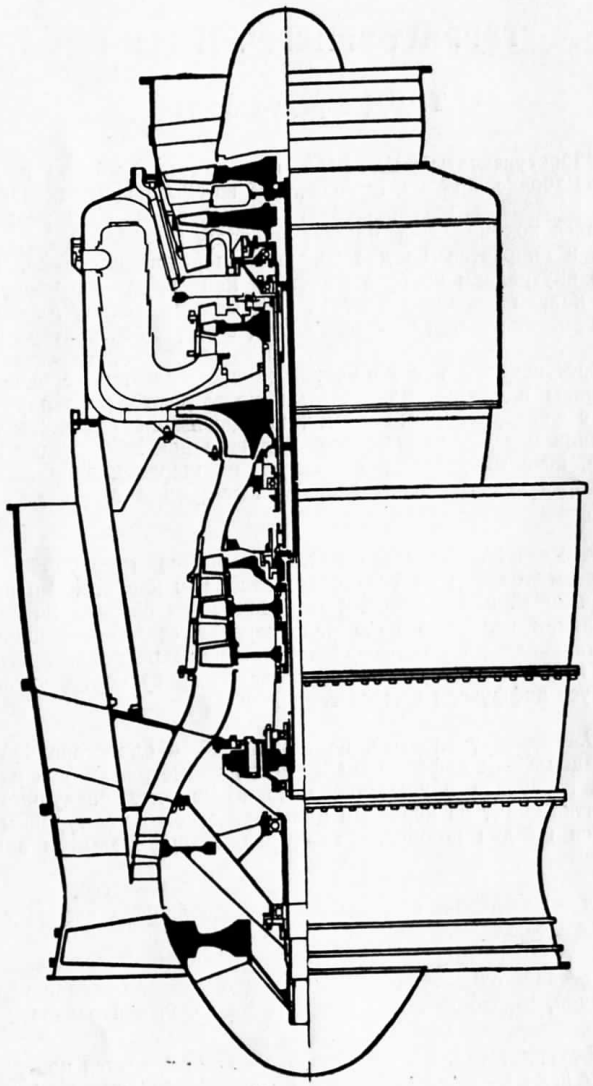
Компрессор н. д. — осевой, 3-ступенчатый. Приводится турбиной н. д. Рабочие лопатки изготовлены из титанового сплава и крепятся на роторе барабанно-дисковой конструкции. Ротор опирается спереди на задний роликоподшипник ведущего вала редуктора, а сзади — на шарикоподшипник, установленный на диафрагме выходного направляющего аппарата. Корпус компрессора крепится к коническому суппорту, установленному на корпусе диффузора компрессора в. д.

Компрессор в. д. — одноступенчатый, центробежный, с односторонней крыльчаткой и радиальным диффузором большого диаметра. Воздух из компрессора н. д. поступает в крыльчатку по изогнутому воздушному каналу. Крыльчатка сидит на коротком цилиндрическом валу турбины в. д., опирающемся на два подшипника — передний шариковый и задний роликовый.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, расположена соосно с турбиной. Форсунки 2-ступенчатые.

Турбина в. д. — осевая, одноступенчатая. Рабочие лопатки — сплошные, с большой хордой, изготовляются из сплава на никелевой основе.

Турбина н. д. — 2-ступенчатая, осевая. Рабочие колеса крепятся консольно на полом валу н. д., который опирается на роликоподшипник, расположенный перед 1-й ступенью турбины н. д., и на шарикоподшипник, установленный за компрессором н. д. Неохлаждаемые литые рабочие лопатки из сплава на никелевой основе, с большим относительным удлинением. На концах лопатки снабжены полками. Сопловые лопатки 1-й ступени турбины н. д. крепятся на внутренней и внешней обоймах. Лопатки соплового аппарата 2-й ступени крепятся консольно на внешней обойме. Через



Конструктивная схема ТРДД TFE 731-2

полый вал турбины н. д. пропущен внутренний вал, передающий вращение редуктору.

Реактивное сопло — сужающееся, нерегулируемое, с профилированным задним конусом, опирающимся на радиальные стойки, расположенные за турбиной н. д.

Реверс тяги. Канал внешнего контура сконструирован с учетом возможности установки реверсивного устройства.

Система регулирования — комбинированная (механическая и электронная), с единым рычагом управления.

Привод агрегатов. Агрегаты двигателя располагаются в его нижней части. Привод агрегатов производится от вала в. д. через коническую передачу, расположенную перед компрессором в. д. Имеются три привода: к гидравлической системе, к стартер-генератору и к другим агрегатам.

Состояние в производстве — экспериментальный.

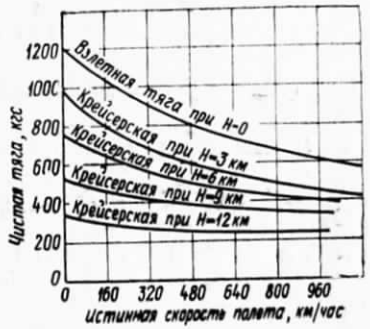
Применение — серийно производиться не будет. Предназначается для доводки конструкции.

Модификация:

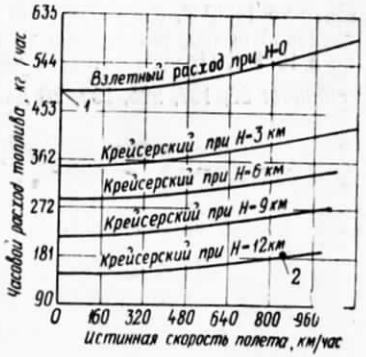
TFE 731-2. $R_{взл}=1545$ *кгс*, $C_{R\,взл}=0{,}49$ *кг/кгс тяги ч*; на крейсерском режиме при $M_п=0{,}8$ и $H=12$ *км* $R=340$ *кгс*, $C_R=0{,}82$ *кг/кгс тяги ч*, $\pi_{сум}=21{,}4$, $m=2{,}66$; $G_{дв}=270$—280 *кгс*, $T_г$ — предполагается довести до 1590° К. Конструктивно отличается от TFE 731-1 наличием трансзвуковой подпорной ступени за вентилятором. Будет выпускаться серийно в 1971 г. Предназначается для служебного самолета «Лирджет» 25.

№№ источников: 56, 197, 285, 292, 26 доп.

2234547

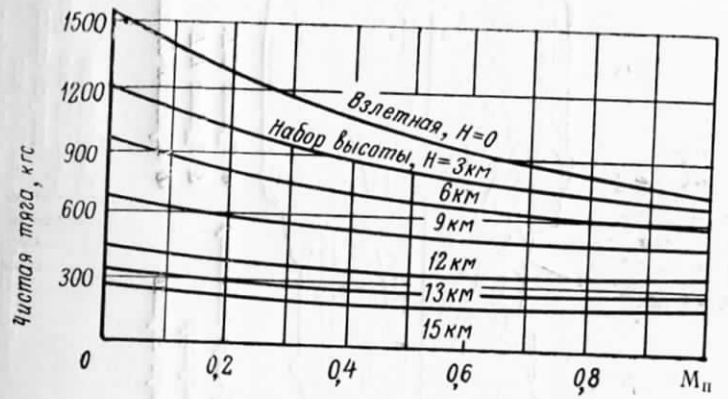


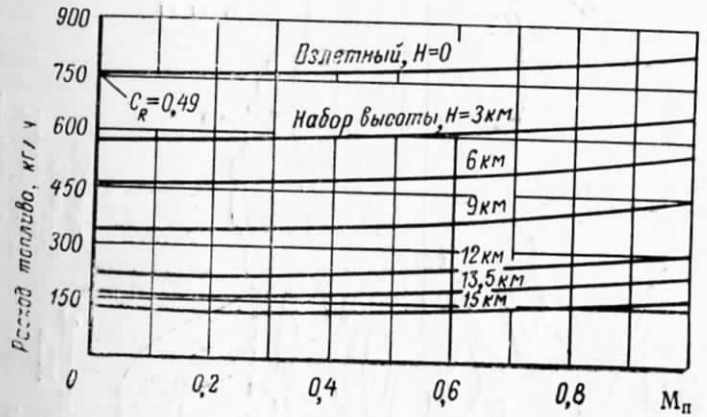
Тяга двигателя TFE 731-1 в зависимости от скорости полета (МСА, коэффициент восстановления полного давления равен 1,0; отбор мощности и воздуха не учтен)



Расход топлива TFE 731-1 в зависимости от скорости полета (низшая теплотворная способность топлива равна 10 200 ккал/кгс).

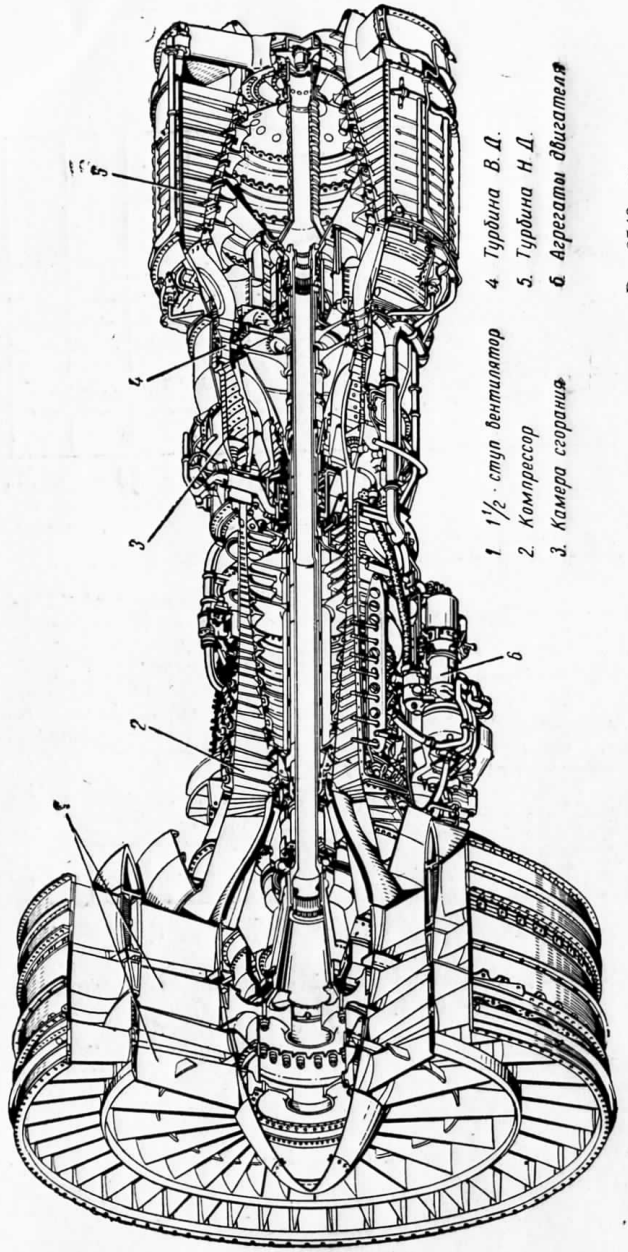
1—удельный расход топлива 0,45 кг/кгс тяги; *2*—удельный расход топлива 0,80 кг/кгс тяги при $M_п$=0,8





Скоростные характеристики TFE 731-2 на режимах взлета и набора высоты

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК TF39



1 — 1½-ступ. вентилятор
2 — Компрессор
3 — Камера сгорания
4 — Турбина В. Д.
5 — Турбина Н. Д.
6 — Агрегаты двигателя

$D = 2540$ *мм*
$L = 5180$ *мм* (без центрального конуса сопла)
$G_{дв} = 3245$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}174$ *кгс/кгс*
крейсерский при $H = 10{,}9$ *км*, $M_п = 0{,}8$

$\pi_к = 16{,}8$
$\pi_{сум} = 26$
$T_г = 1530°$ К
$R = 3740$ *кгс*
$C_R = 0{,}582$ *кг/кгс тяги ч*

$R = 18\,640$ *кгс*
$C_R = 0{,}315$ *кг/кгс тяги ч* } взлетный, МСА
$G_{в.сум} = 703\ (78_I + 625_{II})$ *кг/сек*
$m = 8$
$\pi_{вен} = 1{,}55$

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК TF39

Вентилятор — полутораступенчатый, с корпусом, имеющим поперечные разъемы. Рабочее колесо установлено консольно на внутреннем валу н. д. 1-я ступень — «половинная», без ВНА; ее колесо имеет на последних моделях противовибрационные перемычки и вращается внутри неподвижного разделителя потока, опирающегося на короткие лопатки ВНА полной ступени вентилятора, закрепленные внешним концом на корпусе вентилятора. Направляющий аппарат имеет противообледенительный подогрев. Рабочие лопатки полной ступени длиной ~ 900 *мм*, также имеют противовибрационные перемычки, одновременно играющие роль вращающегося разделителя потока. Рабочие лопатки для облегчения выполнены полыми. Вентилятор изготовлен в основном из титанового сплава (~78% по весу). На взлете внешний контур обеспечивает 85% полной тяги.

Компрессор — 16-ступенчатый, смоделирован по компрессору газогенератора GE1 с линейным увеличением в 1,46 раза и добавлением двух задних ступеней. Диаметр входа 750 *мм*. Корпус имеет продольный разъем и выполнен из титанового сплава. Направляющие аппараты первых семи ступеней регулируются гидравлически (рабочим веществом служит топливо). Ротор компрессора барабанно-дискового типа, приводится 2-ступенчатой турбиной в. д. через внешний вал. Предусмотрен отбор воздуха из компрессора.

Камера сгорания — кольцевая, с 32 сдвоенными форсунками. Корпус стальной с поперечным разъемом.

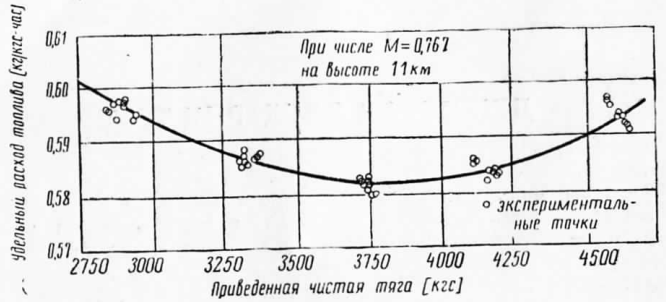
Турбина в. д. — 2-ступенчатая. Рабочие и сопловые лопатки охлаждаются воздухом. Схема охлаждения рабочих лопаток обеих ступеней петлевая. Рабочие лопатки 1-й ступени имеют 7 внутренних каналов, 2-й ступени — 9 каналов. В лопатках 1-й ступени охлаждающий воздух выходит из передней и задней кромок, а в лопатках 2-й ступени — вытекает в радиальный зазор. Сопловые лопатки 1-й ступени имеют два дефлектора; охлаждающий воздух выпускается через переднюю и заднюю кромки. В лопатках 2-й ступени имеется один дефлектор, и охлаждающий воздух вытекает через заднюю кромку. Рабочая температура лопаток ~ 1070° К. К диску 1-й ступени крепится конический вал, приводящий компрессор. Ротор в. д. опирается на 3 подшипника.

Турбина н. д. — 6-ступенчатая, с литыми лопатками сопловых аппаратов. Температура газа перед турбиной н. д. 1030° К. Рабочие лопатки имеют полки на концах. Ротор барабанно-дисковой конструкции опирается на 4 подшипника и через внутренний вал приводит вентилятор. Корпус турбины стальной, с продольным разъемом.

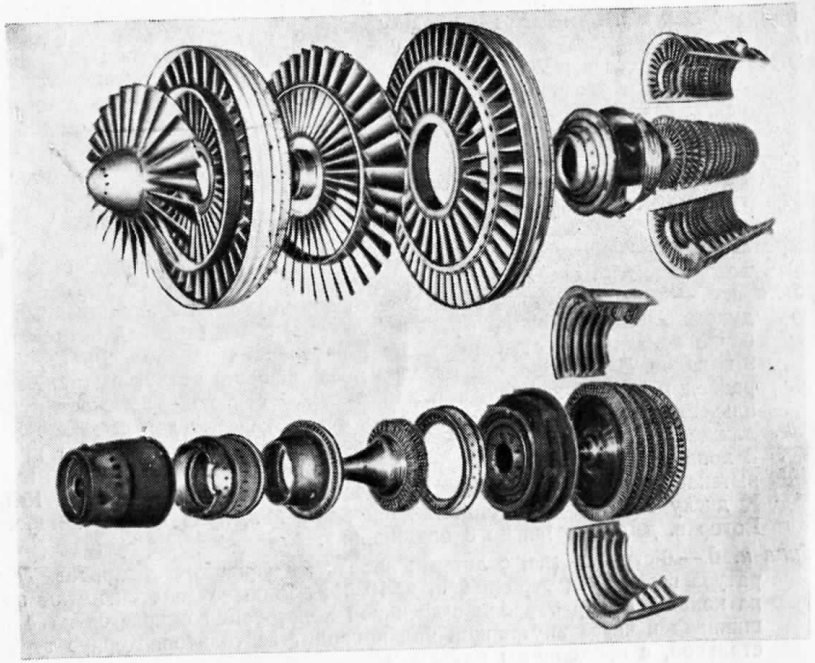
Реактивное сопло — отдельное для каждого контура. Сопло внутреннего контура нерегулируемое [1], с центральным конусом длиной 1,5—1,8 *м*.

Реверс тяги — створчатого типа. Устанавливается только во внешнем контуре. Вентилятор двигателя имеет подвижной кожух диаметром 2600 *мм*, при смещении которого назад открываются щели с отклоняющими решетками и воздушный поток внешнего контура направляется вперед. Одновременно блокирующие створки перекрывают внешний контур двигателя.

[1] По источнику № 399 реактивное сопло регулируемое.



Расчетная кривая зависимости удельного расхода топлива от тяги на крейсерском режиме



Поузловая разборка TF39

Реверсивное устройство приводится в действие электрической системой и имеет дублирующую гидравлическую аварийную систему. Для приведения реверса в действие требуется 1,2 *сек.* Вес реверса 424 *кгс.* При его изготовлении широко применяются алюминиевые сотовые конструкции, синтетическая резина и подшипники из тефлона.

Система регулирования — гидромеханическая. Объединенная система регулирования направляющих лопаток компрессора и расхода топлива. Регулятор предельного числа оборотов. Единый рычаг управления.

Топливная система. Топливный насос Песко 024891-102. Давление 84 *кгс/см²*. Топливный регулятор Вудворд 2407 с датчиком температуры на входе в компрессор. Топливо MIL-L-5624 (JP-4).

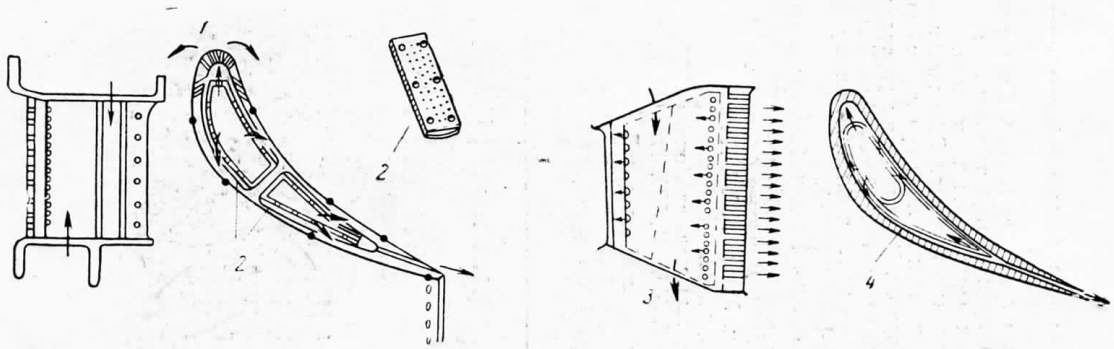
Система запуска. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла TFN с мощным разрядом. Две запальные свечи. Газотурбинный стартер Эрисерч ATS 100-302.

Система смазки — циркуляционная. Давление 4,2 *кгс/см²*. Масляный бак объединен с теплообменником. Масло MIL-L-7808.

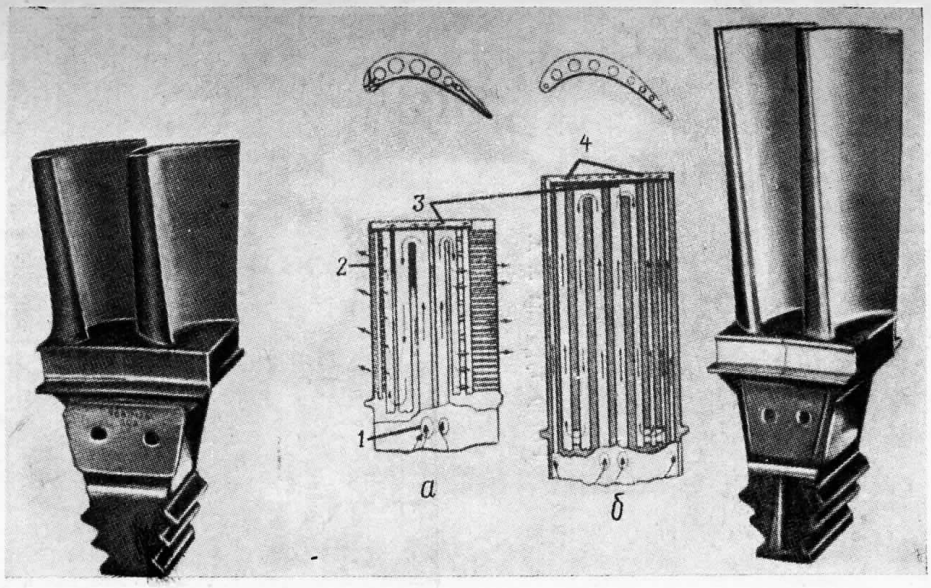
Состояние в производстве — серийный.

Применение — военно-транспортный самолет Локхид С-5А.

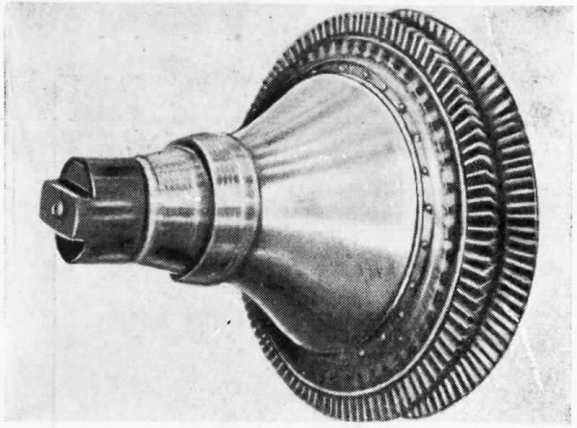
№№ источников: 67, 98, 198, 236, 246, 331, 399, 407, 440, 44 доп.



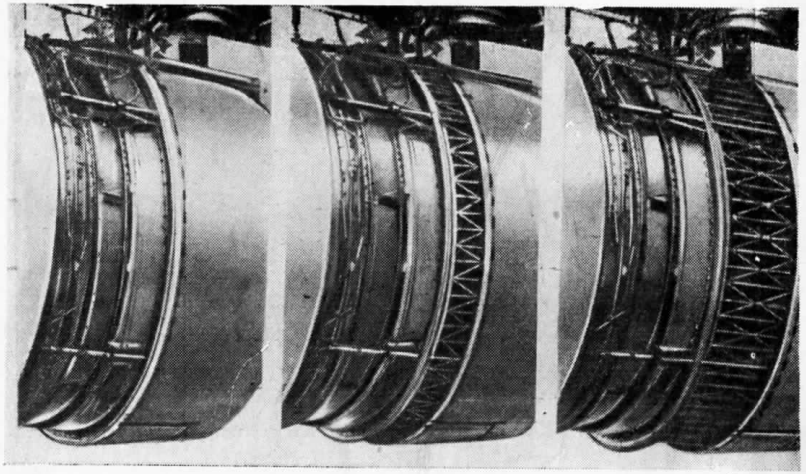
Сопловые лопатки турбины в. д.
1—1-я ступень; *2, 4*—дефлекторы; *3*—воздух, отобранный из 13-й ступени компрессора для охлаждения лопаток 2-й ступени



Охлаждаемые рабочие лопатки турбины в. д.
а—1-я ступень; *б*—2-я ступень; *1*—вход охлаждающего воздуха; *2*—осевые отверстия; *3*—отверстия для отвода пыли; *4*—выход охлаждающего воздуха



Ротор турбины в. д.



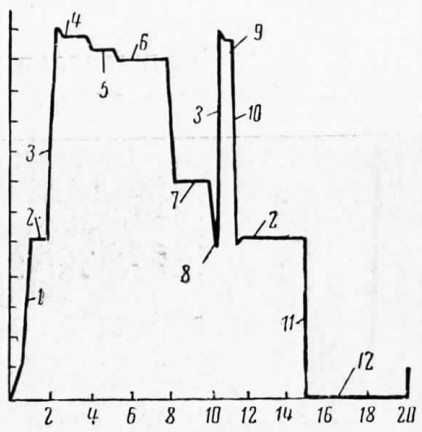
Этапы работы реверсирующего устройства

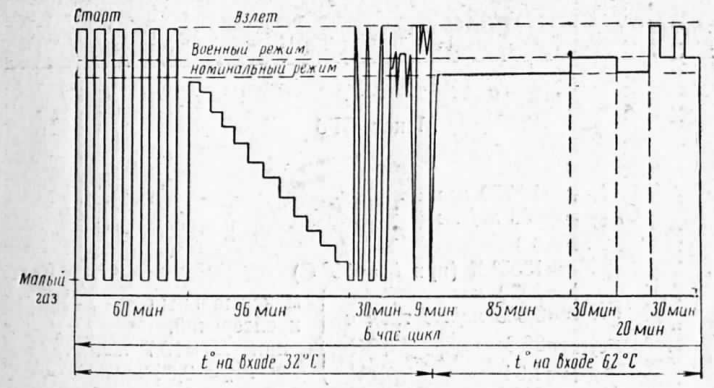
Цикл испытаний газогенераторной части.

За время цикла воспроизводятся крайние условия эксплуатации в жаркий день. Перемещение дросселя в течение 1 *сек.*

По оси абсцисс — время, *мин*; по оси ординат — температура, °С.

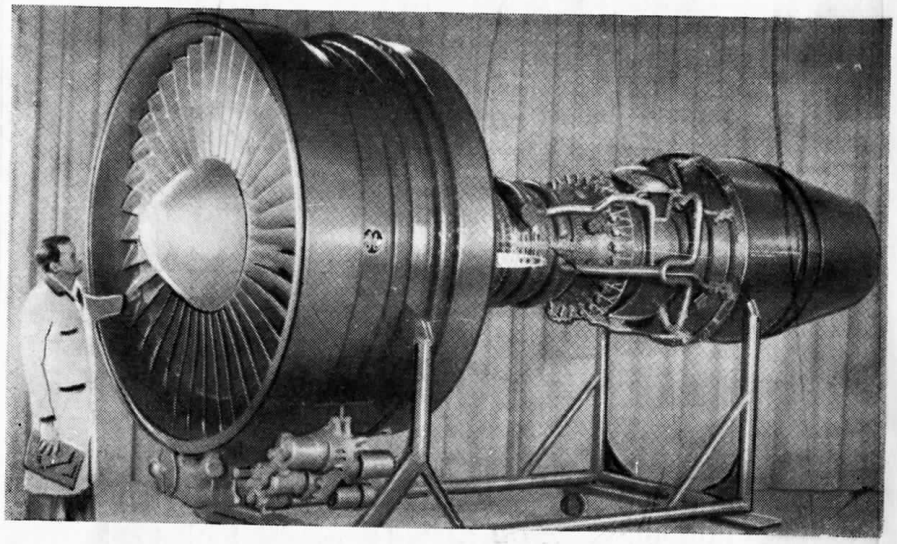
1—запуск; *2*—малый газ; *3*—разгон; *4*—взлет; *5*—набор высоты; *6*—крейсерский режим; *7*—заход на посадку; *8*—разгон от 40% нагрузки до военного режима; *9*—включение реверса на 30 *сек; 10*—сброс; *11*—выключение; *12*—5-минутная остановка





6-часовой цикл квалификационных испытаний на надежность

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК CF6-6



Макет CF6

$R_{взл} = 17\,750$ *кгс*
$G_{в.сум} = 608$ *кг/сек*
$m = 6{,}3$
$T_г = 1555°$ К (при $t_н = 29°$ С)

максимальный крейсерский, при $H = 10{,}7$ *км*, $M_п = 0{,}85$:
$R = 3990$ *кгс*
$C_R = 0{,}635$ *кг/кгс тяги ч*

$\pi_{сум} = 26{,}6$
$\pi_{вен} = 1{,}64$
$D_{вен} = 2185$ *мм*
$L = 4380$ *мм*
$G_{дв} = 3330$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}187$ *кгс/кгс*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК CF6-6

Создан на основе ТРДД TF39

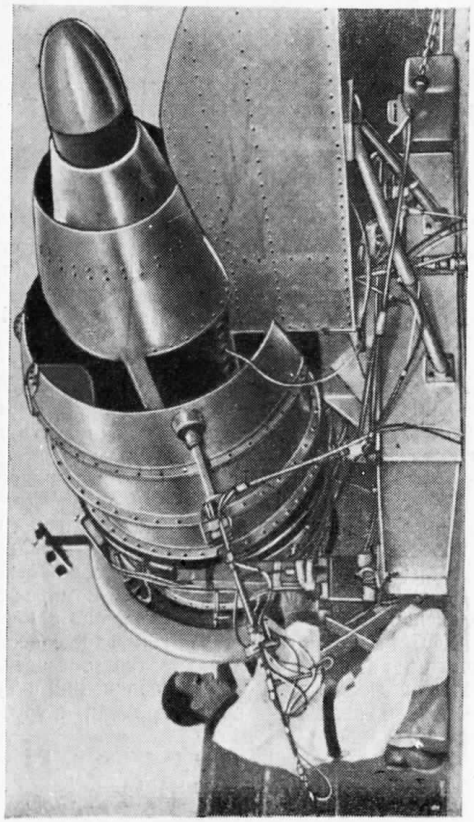
Вентилятор — состоит из одной полной ступени и одной подпорной (четвертной), расположенной за первой. Рабочее колесо 1-й ступени имеет 38 лопаток с большой хордой и малым удлинением, снабженных противовибрационными полками на расстоянии в 2/3 высоты лопатки. Замки рабочих лопаток вентилятора по прочности превосходят перо лопатки и рассчитаны на перегрузки от центробежных сил до 200%. Окружная скорость на концах рабочих лопаток на взлетном режиме ~380 *м/сек*. Ротор вентилятора опирается на 2 подшипника. ВНА отсутствует. Выходной спрямляющий аппарат установлен с большим осевым зазором. Защитный кожух предотвращает пробивание корпуса в случае обрыва рабочей лопатки. Передняя часть корпуса вентилятора имеет на выходе 12 наклонных стоек, которые крепятся болтами к переднему корпусу компрессора. Вентилятор изготовлен в основном из титанового сплава (~75%). Его ресурс планировался в 30 000 *ч*. Рабочие лопатки 2-й ступени установлены на заднем ободе конического барабана, закрепленного на болтах на задней стороне диска 1-й ступени вентилятора. Направляющие лопатки 2-й ступени установлены консольно на обойме, закрепленной на внутренних и внешних стойках. Воздух, выходящий из 2-й ступени вентилятора, распределяется между внутренним и внешним контурами.

Компрессор — 16-ступенчатый. Лопатки ВНА и направляющих аппаратов первых шести ступеней — поворотные. Предусмотрен отбор воздуха между ступенями. Ротор барабанно-дискового типа. Первый и три последних диска расположены консольно. Корпус диффузора несет средние подшипники ротора в. д. Каналы диффузора имеют плавную кривизну, обеспечивающую малую потерю давления. Диаметр входа в компрессор 749 *мм*.

Камера сгорания — кольцевая, имеет внутреннее пленочное и внешнее конвективное охлаждение. Применены осевые завихрители, способные пропустить большее количество воздуха в зону горения, обеспечивая обедненную смесь для снижения уровня дымления по сравнению с ТРДД TF39 (фиг. на стр. 37). Форсунки, запальные свечи, провода и трубопроводы могут сниматься снаружи.

Турбина в. д. — 2-ступенчатая, с воздушным охлаждением. Рабочие лопатки 1-й ступени имеют пленочное и конвективное охлаждение ($T_{макс} = 1216°$ К, $T_{ср} = 1160°$ К при $t_н = 29°$ С), а 2-й ступени — только конвективное. Сопловые лопатки 1-й ступени ($T_{макс} = 1260°$ К, $T_{ср} = 1209°$ К при $t_н = 29°$ С) имеют как внешние, так и внутренние обоймы. Сопловые лопатки 2-й ступени жестко закреплены во внешней обойме. Тонкостенные диски с массивными коническими ступицами соединены между собой конической проставкой и крепятся к валу, ведущему компрессор, с помощью конического же элемента большого диаметра.

Турбина н. д. — 5-ступенчатая, с постоянным внешним диаметром проточной части. Температура газа перед турбиной н. д. 1035° К. Ротор барабанно-дискового типа. Рабочие лопатки на концах снабжены полками. Сопловые лопатки 1-й ступени жестко закреплены во внешней и внутренней обоймах, а в остальных ступенях установлены консольно и несут лабиринтные уплотнительные кольца.



Модель ТРДД CF6 для акустических испытаний

Сопло внешнего контура — нерегулируемое.

Сопло внутреннего контура — короткое, сужающееся, нерегулируемое, с центральным телом.

Реверс тяги внешнего контура — кольцевой, с решетками отклоняющих лопаток и с блокирующими створками, закрывающими при реверсировании выпускной канал вентилятора. Для реверсирования тяги задняя часть внешнего кожуха вентилятора сдвигается назад с помощью винтов на шариковом ходу, открывая лопаточные решетки. 16 блокирующих створок при нормальном полете установлены заподлицо со стенками внешнего кожуха вентилятора и шарнирно соединены с его внутренним кожухом. При реверсировании тяги они поворачиваются внутрь, открывая лопаточные решетки и перекрывая канал вентилятора.

Нейтрализатор тяги внутреннего контура (спойлер) — решетчатого типа, устанавливается за соплом. Две лопаточные решетки крепятся в вертикальной плоскости на неподвижной цапфе и заключены в обтекателе. При передвижении обтекателя назад лопаточные решетки открываются за соплом и придают потоку радиальное направление наружу, отклоняя его несколько вперед в горизонтальной плоскости.

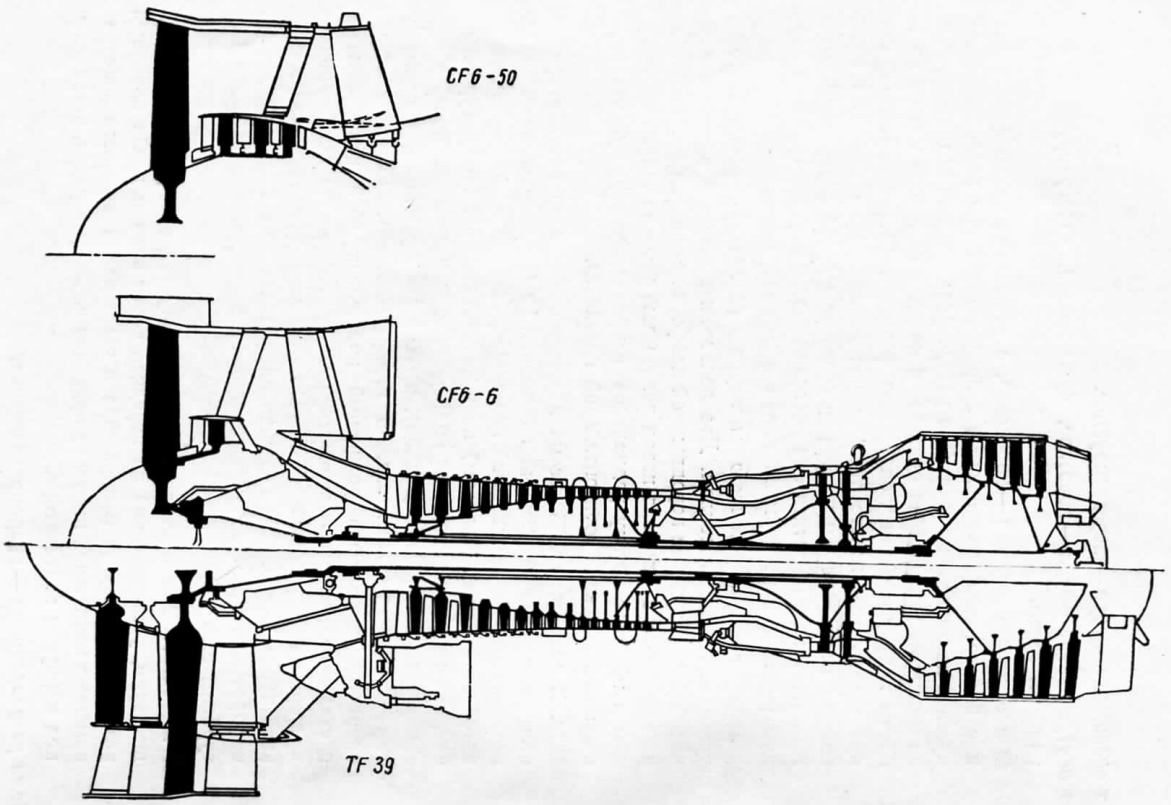
Подшипники. В двигателе CF6 восемь подшипников. Ротор вентилятора опирается на шариковый упорный подшипник № 1, расположенный за диском вентилятора, и на роликовый подшипник № 2. Оба эти подшипника крепятся во входном (силовом) корпусе компрессора. Ротор турбины н. д. опирается на два роликовых подшипника: № 7, установленный в корпусе задней опоры турбины (задний), и № 6, расположенный в промежуточном корпусе турбины в. д. и н. д. (передний). Ротор компрессора опирается спереди на роликовый подшипник № 3 вала компрессора и сзади на два расположенных рядом подшипника № 4 — роликовый и шариковый упорный в месте соединения с коническим элементом вала турбины в. д. Оба подшипника установлены в корпусе диффузора компрессора. Роликовый подшипник № 5 установлен на задней цапфе турбины в. д.

Приводы агрегатов. Вал привода агрегатов получает вращение от конической шестерни, установленной на передней части вала н. д. Он пропущен через передний корпус компрессора и через канал внешнего контура и с помощью конических шестерен приводит коробку передач, установленную под корпусом вентилятора.

Система регулирования — гидромеханическая.

Состояние в производстве — серийный.

Применение — воздушный автобус Мак Доннелл Дуглас DC-10-10; европейский воздушный автобус А-300В.



Сравнительные схемы TF39, CF6-6 и CF6-50

Данные семейства двигателей CF6

	CF6-6	CF6-6A	CF6-6B	CF6-50A	CF6-50B	CF6-50C
Взлетный режим						
R, *кгс* (идеальное сопло)	18 145 [1]	18 145 [1]	19 050 [1]	22 225 [1]	22 680 [2]	23 135 [2]
R, *кгс* (реальное сопло)	17 750 [1]	17 750 [1]	18 650 [1]	21 800 [1]	22 225 [2]	22 700 [2]
$G_{вII}$, *кг/сек*	525	515	525	530	530	535
$G_{вI}$, *кг/сек*	83	85	88	122	124	125
Максимальный продолжительный режим ($M_п$=0,85, H=10,7 *км*, МСА)						
R, *кгс* (реальное сопло)	4330	4520	4610	5170	5215	5215
C_R, *кг/кгс тяги ч* (реальное сопло)	0,648	0,654	0,660	0,668	0,670	0,669
Максимальный крейсерский режим ($M_п$=0,85, H=10,7 *км*, МСА)						
R, *кгс* (реальное сопло)	3990	3990	4040	4760	4760	4760
C_R, *кг/кгс тяги ч* (реальное сопло)	0,635	0,636	0,637	0,651	0,651	0,650
$\pi_{сум}$	26,6	27,1	27,6	29,9	29,9	29,9
$\pi_{вен}$	1,64	1,71	1,71	1,69	1,69	1,69
Схема двигателя [3]	1+1+16+2+5 (для всех модификаций CF6-6)			1+3+14[4]+2+4 (для всех модификаций CF6-50)		
D, *мм*	2185	2185	2185	2185	2185	2185
$G_{дв}$, *кгс*	3333	3348	3378	3674	3674	3709
Готовность к эксплуатации	IX/1970	XII/1971	XII/1972	VIII/1972	V/1974	V/1975

[1] При $t_н$=29° С.
[2] При $t_н$=25,5° С.
[3] Конструктивные отличия CF6-50 от CF6-6 см. на фигуре стр. 34.
[4] Компрессор по источнику № 60 доп. имеет 15 ступеней.

№№ источников: 105, 123, 133, 161, 164, 168, 199, 230, 261, 268, 306, 331, 391, 95 доп.

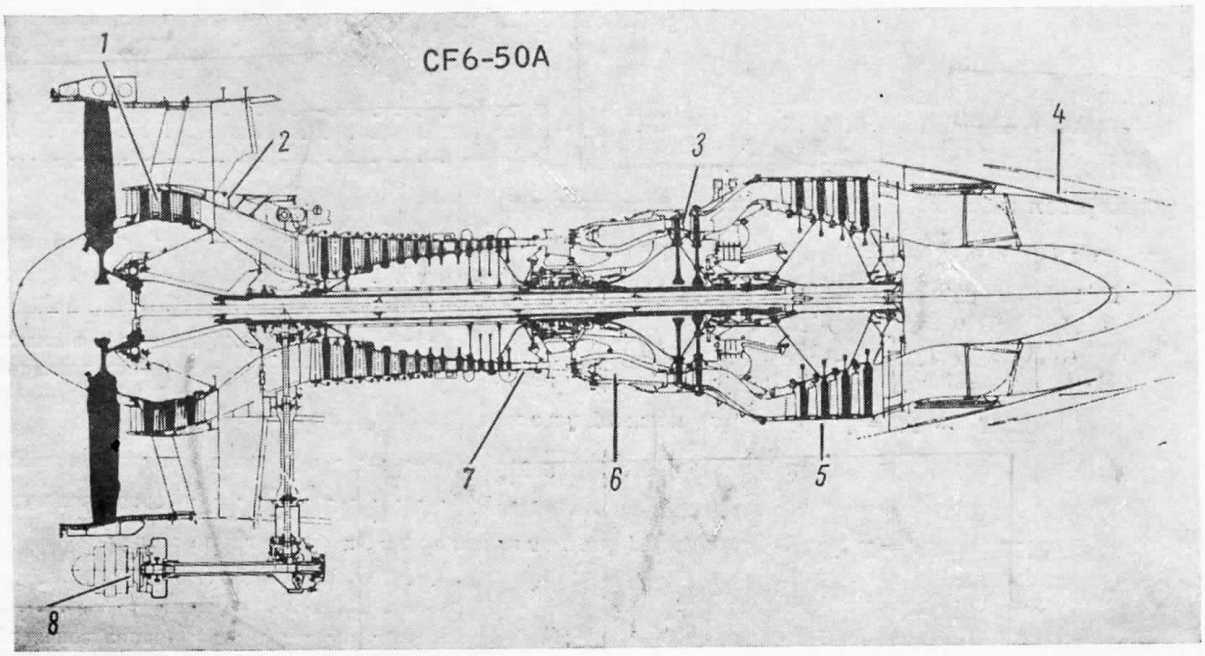


Схема ТРДД CF6-50A. Показаны ее отличия от схемы ТРДД CF6-6.
1—три подпорные ступени вместо одной; *2*—регулируемые перепускные заслонки; *3*—улучшенные материалы и техника охлаждения турбины в. д.; *4*—двухпозиционное сопло; *5*—турбина н. д.: 1-я ступень устранена, 2-я ступень модифицирована, последние три ступени такие же, как и в ТРДД CF6-6; *6*—камера сгорания усилена; *7*—компрессор: 15-я и 16-я ступени устранены, улучшены материалы и усилены элементы оставшихся ступеней; *8*—органы управления и агрегаты не изменены, за исключением системы регулирования подачи топлива, которая переделана в связи с введением перепускных заслонок и двухпозиционного сопла

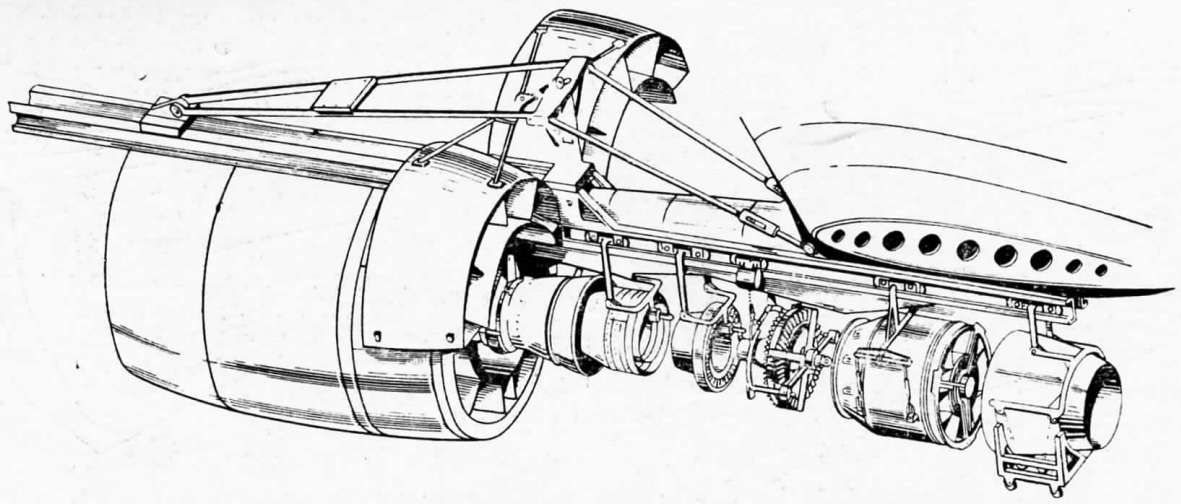
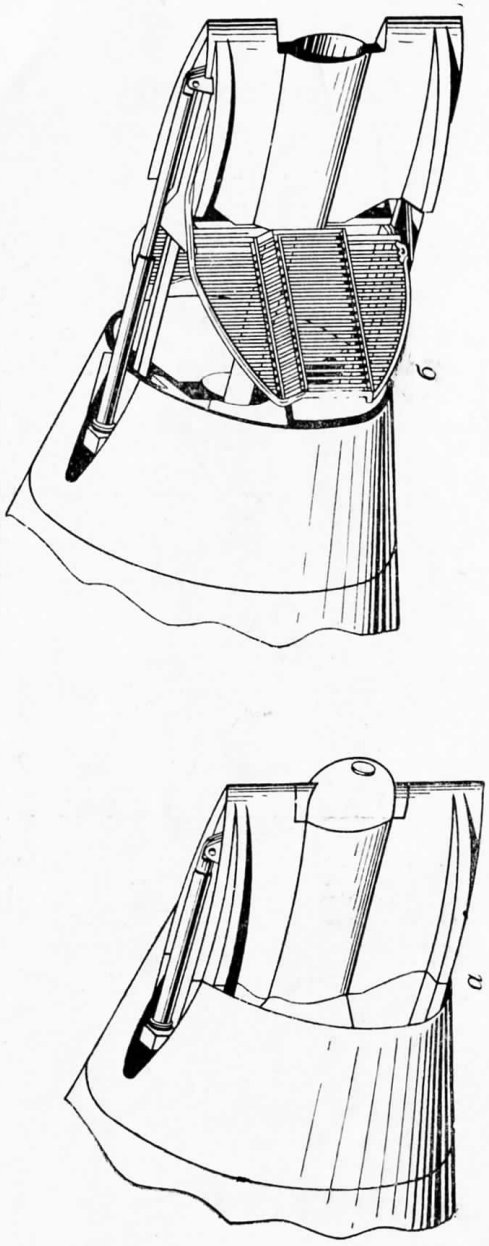
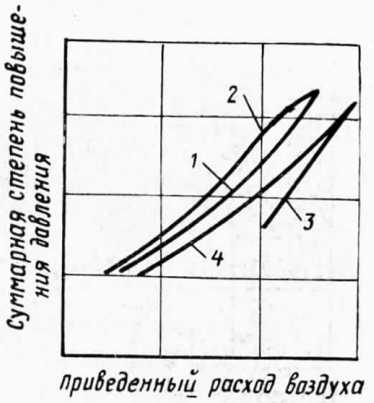


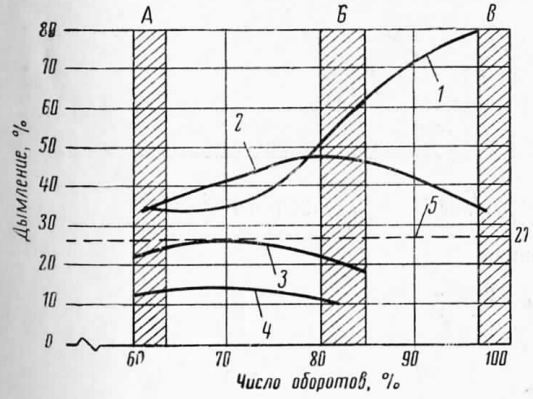
Схема узловой разборки двигателя CF6 на крыле



Нейтрализатор тяги внутреннего контура ТРДД CF6.
а—положение при прямой тяге; *б*—положение при нейтрализации тяги

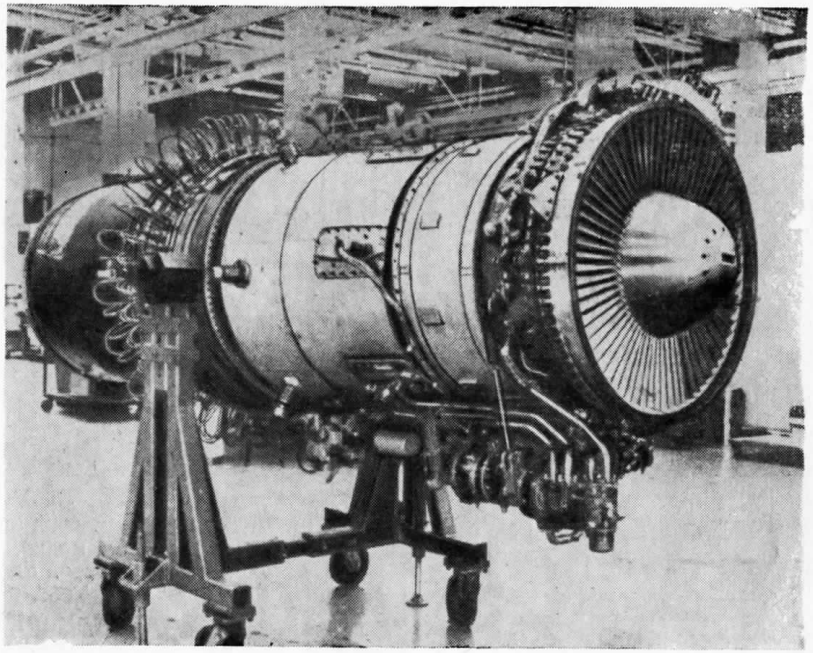


Результаты испытаний вентилятора экспериментального ТРДД CF6.
1—линия помпажа при очень сильном боковом ветре; *2*—обычная линия помпажа; *3*—линия рабочих режимов в условиях $M_п = 0{,}85$ и $H = 10{,}7$ *км*; *4*—линия рабочих режимов в наземных условиях



Снижение дымления в двигателе CF6 с модифицированной камерой сгорания ТРДД TF39.
А—режим малого газа; *Б*—режим захода на посадку; *В*—режим взлета и набора высоты.
1—YTF39; *2*—первый осевой завихритель; *3*—предполагаемый осевой завихритель; *4*—испытание отдельной камеры; *5*—гарантированный уровень

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE1/10



$R_{взл}$ = 4000—4500 *кгс*
$T_г$ < 1366° К
m — умеренная

D = 965 *мм*
L = 3632 *мм*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE1/10

Демонстрационный двигатель

Разработан на основе газогенератора GE.1

Вентилятор — передний, без ВНА, с двумя рядами регулируемых направляющих аппаратов.

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

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина — с воздушным охлаждением.

Реактивное сопло — регулируемое.

Состояние в производстве. В 1969 г. проходил испытания на стенде.

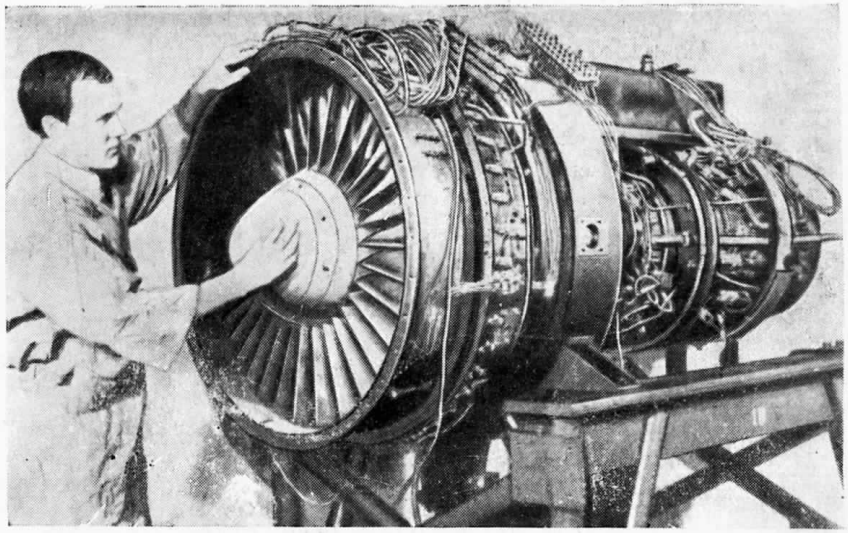
Модификации и варианты:

Подъемно-маршевый ТРДДФ с устройством для отклонения вектора тяги. Предназначался для боевого самолета AVS.

На основе ТРДДФ GE1/10 разрабатывались двигатели F-100 и F-400 для истребителей F-15 и F-14.

№№ источников: 277, 302, 332, 399, 88 доп.

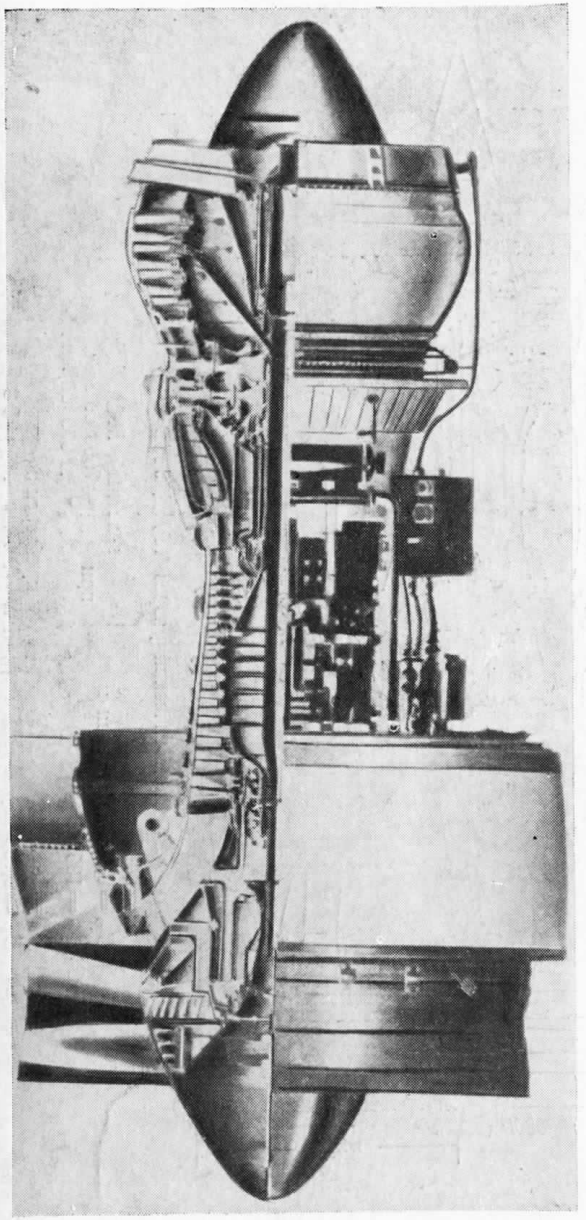
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК TF34



$R_{взл} = 4000$ (5000) *кгс*
$C_R = 0{,}37$ *кг/кгс тяги ч*
$G_в = 153$ (186) *кг/сек*
$m = 6{,}2$
$\pi_к = 17$
$T_г = 1473°$ K

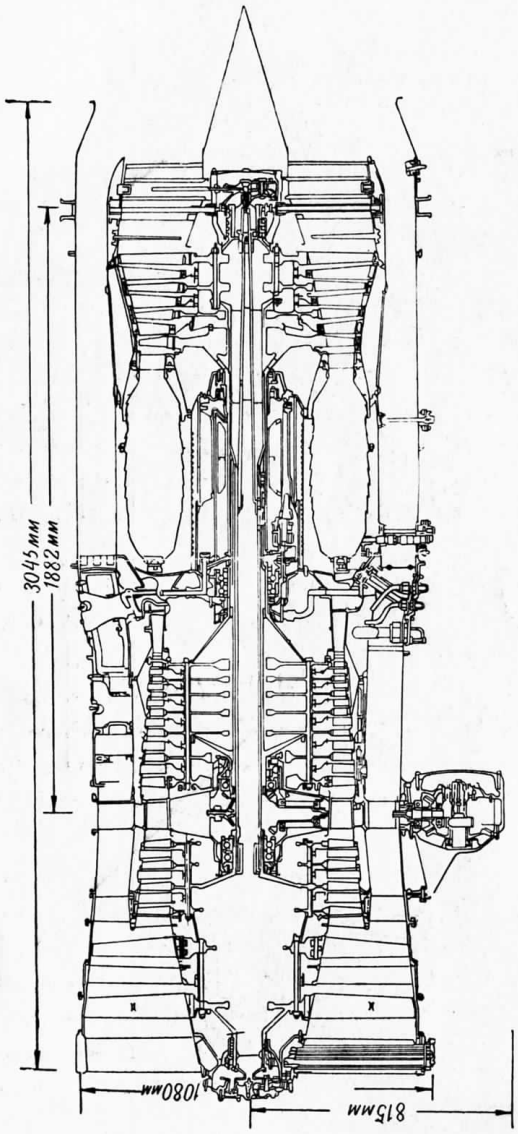
$D_{вен} = 1270$ *мм*
$L = 2560$ *мм*
$G_{дв} = 600$ *кгс*

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА.
Компрессор — осевой, 14-ступенчатый. Лопатки НА первых ступеней поворотные. В конструкции первых девяти ступеней применен титановый сплав.
Камера сгорания — кольцевая, с испарительными форсунками.
Турбина в. д. — 2-ступенчатая. Рабочие лопатки имеют конвективное охлаждение, а сопловые — пленочное.
Турбина н. д. — 4-ступенчатая. Рабочие лопатки на концах имеют бандажные полки.
Система регулирования — гидромеханическая с электронным усилителем.
Состояние в производстве — опытный.
Применение — самолет ПЛО Локхид S-3A.
№№ источников: 60, 62, 164, 307.



Схематический разрез ТРДД TF34

ПРАТТ-УИТНИ JT8D-5



Схематический разрез ТРДД JT8D

$R = 5445$ *кгс*
$C_R = 0{,}565$ *кг/кгс тяги ч* } взлетный, МСА,
$G_{в.сум} = 135\ (62_I + 73_{II})$ *кг/сек* } при $n_{н.д} = 7500$ *об/мин*, $n_{в.д} = 11\,060$ *об/мин*

$R = 1565$ *кгс* } крейсерский,
$C_R = 0{,}793$ *кг/кгс тяги ч* } при $H = 9{,}1$ *км*, $M_п = 0{,}8$

$m = 1{,}18$ $D_{вх} = 1080$ *мм*
$\pi_{вен} = 1{,}77$ $L = 3141$ *мм*
$\pi_{сум} = 14{,}2$ $G_{д.в} = 1405$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}258$ *кгс/кгс*

ПРАТТ-УИТНИ JT8D-5

Входное устройство. Корпус неразъемный, из титанового сплава. 19 нерегулируемых лопаток ВНА. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора.

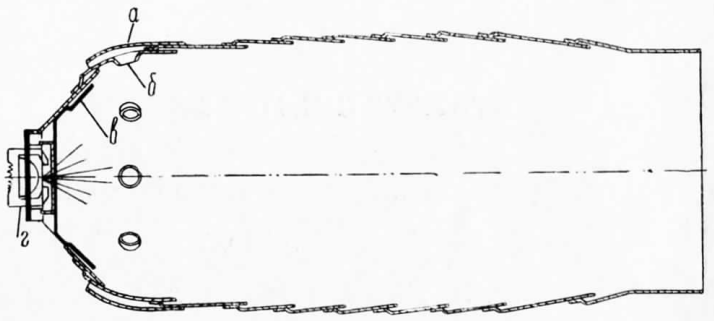
Вентилятор — 2-ступенчатый. Направляющие лопатки стальные. Каждое рабочее колесо имеет 35 лопаток из титанового сплава. Лопатки 1-й ступени закреплены на диске с помощью замков, имеющих форму закругленного ласточкина хвоста. Эти лопатки имеют бандажные полки, образующие замкнутый обод на расстоянии 61% высоты лопатки. Лопатки 2-й ступени закреплены на диске шарнирно. Рабочие колеса вентилятора конструктивно объединены в один узел с ротором компрессора н. д. Кольцевой канал внешнего контура проходит вдоль всего двигателя, образуя его внешний корпус.

Компрессор н. д. — 4-ступенчатый. Корпус стальной, неразъемный. Ротор дискового типа с лопатками из титанового сплава, опирается на роликовый и сдвоенный шариковый подшипники.

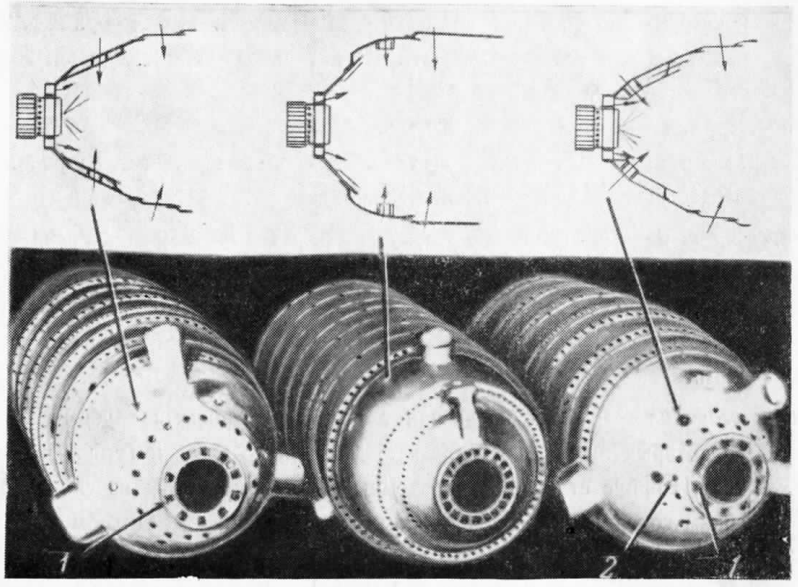
Компрессор в. д. — 7-ступенчатый. Корпус стальной, неразъемный. Ротор дискового типа с рабочими лопатками из стали или из титанового сплава опирается на роликовый и сдвоенный шариковый подшипники. Автоматические клапаны перепуска воздуха при запуске и выходе на режим.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с девятью жаровыми трубами, каждая из которых имеет двухканальную форсунку с впрыском топлива по потоку. Корпус стальной, неразъемный. Жаровые трубы из сплава с высоким содержанием никеля, хрома и молибдена, имеют хромокарбидное покрытие в местах, подверженных наибольшему нагреванию, а также на завихрителях и гнездах форсунок. Общий кольцевой газосборник. Для снижения дымления исследуются новые модификации жаровых труб (фиг. на стр. 44).

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. 1-я ступень приводит компрессор в. д. Остальные три ступени приводят компрессор н. д. и вентилятор. Лопатки 1-й ступени соплового аппарата полые, остальных ступеней — сплошные, из кобальтового сплава с алюминиевым покрытием. Рабочие лопатки



Схематическое изображение элементов жаровой трубы, проходящей испытания.
а—кольцевой заборник; *б*—обедняющая трубка; *в*—внутренний дефлектор охлаждающего воздуха; *г*—переделанные топливные форсунки



а *б* *в*

Жаровые трубы, разработанные и испытанные фирмой Пратт-Уитни.
а, б и *в* — модификации труб.
1—измененный завихритель; *2*—отверстия для впуска охлаждающего воздуха

сплошные, из сплава с высоким содержанием никеля и с алюминиевым покрытием.

Реактивное сопло — нерегулируемое, с центральным конусом, опирающимся на четыре радиальные стойки. В сопле происходит смешение потоков внутреннего и внешнего контуров.

Система регулирования — гидромеханическая, с автоматическим регулятором числа оборотов при запуске, выходе на режим, снижении числа оборотов и на установившемся режиме. Единый рычаг управления.

Топливная система — с топливным насосом Томпсон 243600. Давление 70 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Гамильтон Стэндард JFC-46-2. Топливо JP-1, JP-4 или JP-5.

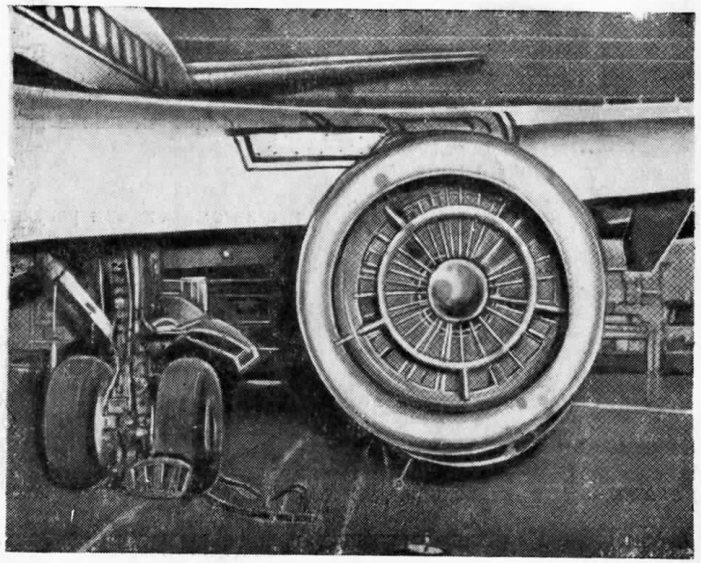
Система смазки — циркуляционная. Давление 2,8 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Для предупреждения попадания масла в воздух, отбираемый от компрессора, коренные подшипники ограждаются лабиринтными уплотнениями, имеющими наддув и вентиляцию. Тепловые экраны из листового металла и стекловолокнистая изоляция препятствуют чрезмерному нагреванию масла в системе. Масло MIL-L-7808.

Система запуска — с пневматическим стартером Эрисерч ATS-100. Блок зажигания Бендикс-Сцинтилла TCFN2 с мощным разрядом. Две пусковые свечи и одна свеча для продолжительной работы, имеющая автоматический переключатель повторного запуска.

Реверс тяги. Возможна установка реверса любого типа, в зависимости от марки самолета.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Устанавливается на пассажирских самолетах Дуглас DC-9 и Боинг 737.



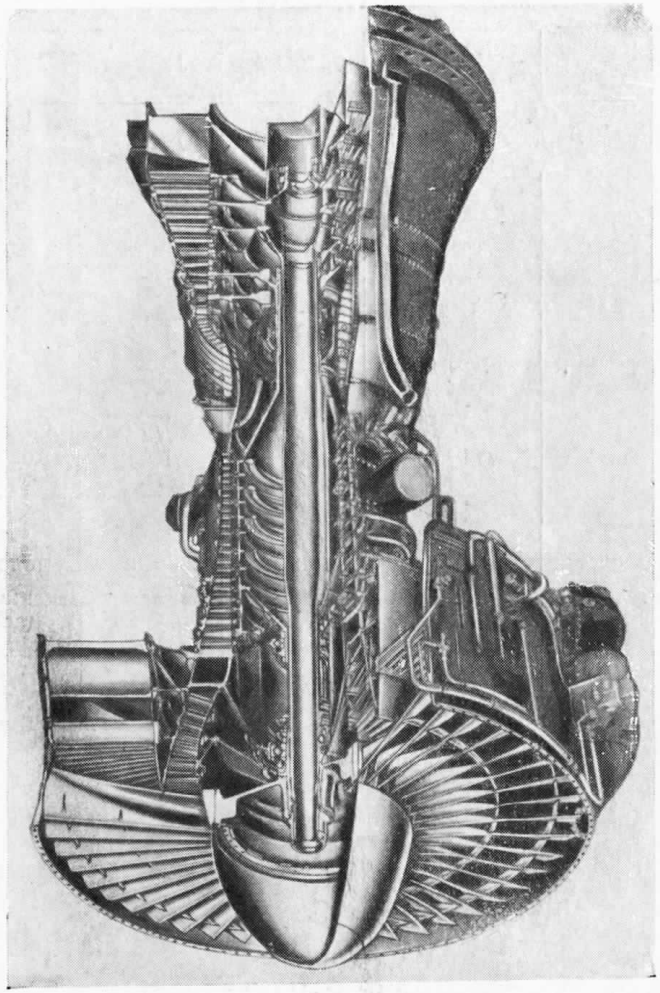
Входное устройство ТРДД JT8D с шумоглушащим кольцом

Модификации ТРДД JT8D

Данные	JT8D-7	JT8D-9	JT8D-11	JT8D-15
Взлетный режим ($H=0$, МСА)				
R, *кгс*	6350 при 29° С	6580	6800 макс.	7040
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,585	0,595	0,62	—
$G_в$, *кг/сек*	143 ($69_I + 74_{II}$)	—	—	—
m	1,07	1,1	1,05	—
n, *об/мин*	н.д—8000 в.д—11 450	—	—	—
$\pi_{сум}$	16,0	16,0	17,5	—
D, *мм*	1080	1080	1092	—
L, *мм*	3050	3050	—	—
$G_{дв}$, *кгс*	1405	1450	1500[a]	—
Состояние в производстве	Серийный	Серийный	Серийный	В доводке
Применение	Боинг 727, 737, Дуглас DC-9	Боинг 727, 737, Дуглас DC-9	Боинг 737, Дуглас DC-9	Боинг 737, Дассо «Меркурий»

№№ источников: 63, 164, 202, 399, 440, 18 доп., 38 доп.

ПРАТТ-УИТНИ JT9D



Данные JT9D-3

$R_{взл} = 19\,730$ *кгс*
$C_{R\ л} = 0{,}346$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум} = 673\ (113_{I} + 560_{II})$ *кг/сек*
$\tau_{сум} = 22$

$m = 5$
$T_{г} = 1420$ (?)° K
$R = 4310$ *кгс*
$C_R = 0{,}640$ *кг/кгс тяги ч* } крейсерский, при $M_{п} = 0{,}9$, $H = 10{,}7$ *км*
$\tau_{сум} = 24{,}5$ (?)

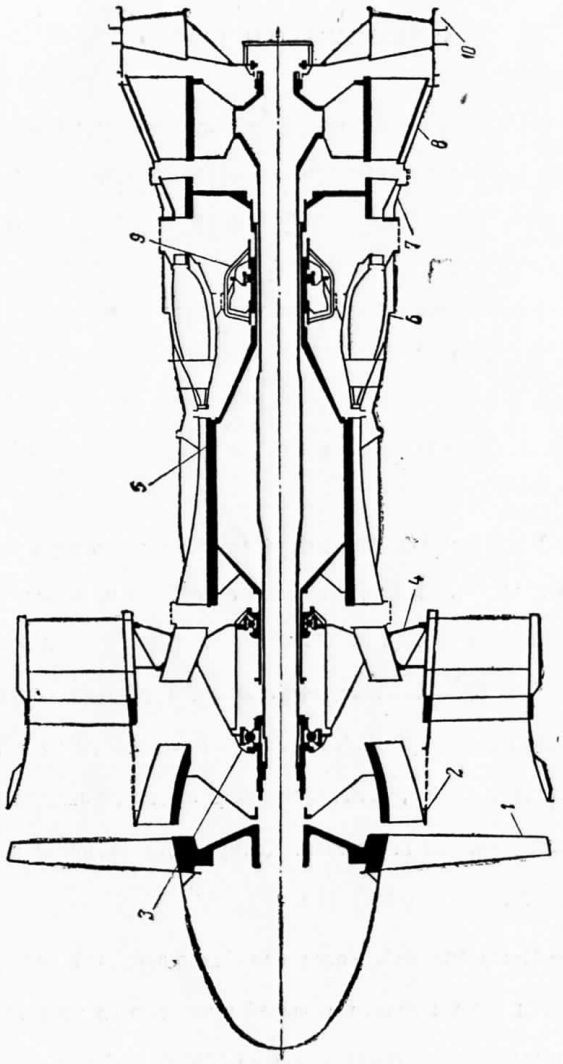
$D_{вен} = 2428$ *мм*
$L = 3250$ *мм*
$G_{дв} = 3840$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}194$ *кгс/кгс*

ПРАТТ-УИТНИ JT9D

Вентилятор — без ВНА, одноступенчатый, с рабочим колесом, установленным консольно перед передним подшипником вала. Рабочее колесо имеет 46 лопаток, изготовленных из титанового сплава Ti—6Al—4V, с двумя рядами противовибрационных полок, и диск, также изготовленный из титанового сплава. Спрямляющий аппарат, расположенный за рабочим колесом, изготовлен из сплава Ti—5Al—2,5Sn. Корпус вентилятора имеет поперечный разъем и изготовлен из титанового сплава. Внешний контур при взлете обеспечивает 77%, а на крейсерском режиме — 61% общей тяги двигателя.

Компрессор н. д.— 3-ступенчатый. Ротор барабанно-дискового типа жестко связан с колесом вентилятора и приводится от турбины н. д. через внутренний вал, опирающийся на два подшипника, один из которых расположен за диском вентилятора. Входные направляющие лопатки могут устанавливаться в два положения. Рабочие лопатки выполнены из некорродирующего титанового сплава, а лопатки направляющих аппаратов — из стали с никелькадмиевым покрытием. Корпус, изготовленный из титанового сплава, имеет поперечный разъем.

Компрессор в. д.— 11-ступенчатый. Ротор барабанно-дисковой конструкции. Рабочие лопатки первых девяти ступеней выполняются из титановых сплавов. Они выдерживают температуру до 755° K. Рабочие лопатки последних двух ступеней выполнены из никелевого сплава. Лопатки входного и первых трех направляющих аппаратов поворачиваются гидравлической системой. Корпус стальной, с поперечным разъемом.



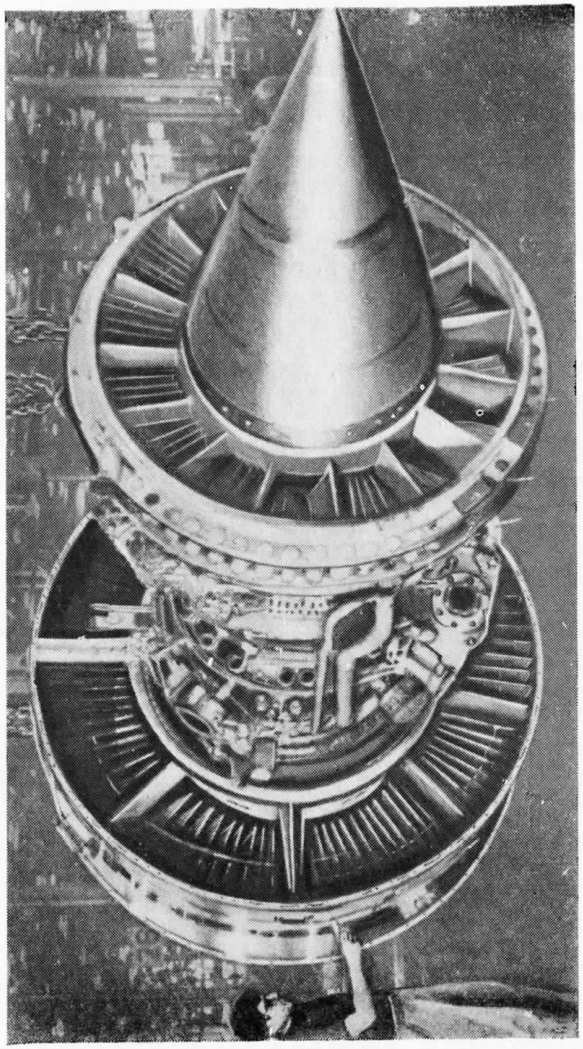
Основные узлы ТРДД JT9D.
1—вентилятор; *2*—компрессор н. д.; *3*—подшипник № 1; *4*—промежуточный корпус; *5*—компрессор в. д.; *6*—диффузор и камера сгорания; *7*—турбина в. д.; *8*—турбина н. д.; *9*—подшипник № 3; *10*—корпус крепления реактивной трубы

Камера сгорания — кольцевая, с 24 сдвоенными форсунками. Головная часть камеры сгорания конструктивно объединена с корпусом диффузора, что сокращает общую длину двигателя. Корпус диффузора выполнен из жаропрочного хромоникелевого сплава инконель 718. Жаровая труба изготовлена из жаропрочного сплава на никелевой основе с высоким сопротивлением окислению гастеллой X. Корпус камеры сгорания стальной, с поперечным разъемом. Предусмотрена возможность осмотра камеры сгорания с помощью бороскопов, вводимых через гнездо форсунки и через специальные люки.

Турбина в. д.—2-ступенчатая. Диски рабочих колес выполнены из сплава на никелевой основе. Рабочие лопатки обеих ступеней полые, с воздушным охлаждением; они выполнены из жаропрочного сплава U-700 на никелевой основе с покрытием из окиси алюминия. Из этого же материала изготовлены лопатки соплового аппарата 2-й ступени. Лопатки соплового аппарата 1-й ступени выполнены из сплава WI-52 на кобальтовой основе с покрытием из окиси алюминия. Сопловые лопатки обеих ступеней также полые и имеют воздушное охлаждение. Корпус турбины стальной с поперечным разъемом.

Турбина н. д. — 4-ступенчатая. Ротор барабанно-дискового типа. Все четыре диска выполнены из никелевого сплава. Рабочие лопатки первых двух ступеней изготовлены из сплава на кобальтовой основе. Сопловые лопатки всех ступеней отлиты из сплава на никелевой основе. Корпус стальной, имеет вертикальный разъем.

Реактивное сопло — нерегулируемое, с центральным телом.



JT9D. Вид сзади

Реверс тяги — решетчатого типа в обоих контурах. Задняя часть кожуха внешнего контура при реверсировании отодвигается назад, освобождая отклоняющую решетку из 22 рядов лопаток, отлитых из магниевого сплава и фрезерованных. В то же самое время ряд блокирующих створок, которые в нерабочем состоянии прижимаются к внутренней стороне кожуха, выдвигаются с помощью стержневого механизма, полностью перекрывая выпускной канал и направляя воздушный или газовый поток через отклоняющую решетку. Расчетное время закрытия створок 1,2 *сек*, время выключения реверса 5,5 *сек*. В реверсе внешнего контура для подвижной части кожуха и блокирующих створок применяются сотовые конструкции из алюминиевых сплавов. Винтовой механизм с сервоприводом действует от пневматического мотора, работающего на воздухе, отбираемом от 15-й ступени компрессора. Большинство деталей реверса внутреннего контура выполнены из сплава инконель 625.

Система регулирования — гидромеханическая.

Топливная система. Топливный насос TRW 277700-1, давление 77 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Гамильтон Стандарт JFC-87. Топливо MIL-J-5624 (JP-4) или ASTM A-1 (JP-1).

Система смазки — циркуляционная. Давление 3,5 *кгс/см²*. Масло MIL-L-7808.

Система запуска — с газотурбинным стартером Гамильтон Стандарт PS700-1. Блок зажигания G.L.A.43035 с мощным разрядом. 2 запальные свечи.

Состояние в производстве — серийный.

Применение — пассажирский самолет Боинг 747.

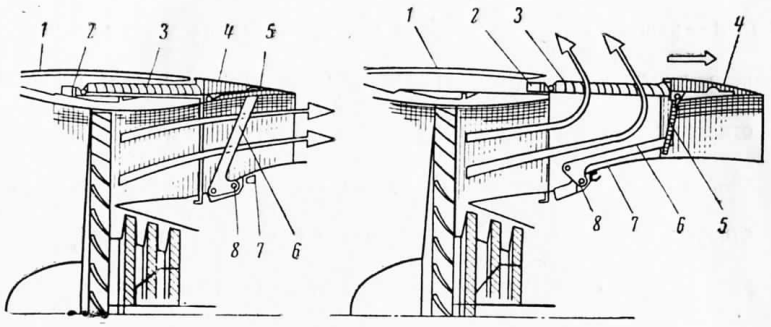


Схема действия реверса внешнего контура.
1—гондола; *2*—механизм перемещения отклоняющей решетки; *3*—отклоняющая решетка; *4*—подвижной кожух; *5*—створки, блокирующие воздушный поток; *6*—рычаг перемещения створок; *7*—кожух; *8*—шарнир рычага створок

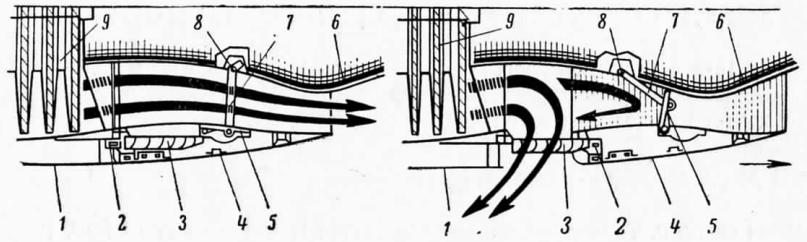


Схема действия реверса внутреннего контура.
1—кожух двигателя; *2*—салазки подвижной части кожуха; *3*—решетка, отклоняющая реактивную струю; *4*—подвижная часть кожуха; *5*—створки, блокирующие реактивную струю; *6*—центральное тело сопла; *7*—рычаг перемещения створок; *8*—шарнир рычага створок; *9*—турбина

Модификации JT9D

Показатели	JT9D-3	JT9D-7	JT9D-9	JT9D-15	JT9D-?
Взлетный режим ($H=0$, МСА)					
R, *кгс*	19 730	20 640	17 237	20 640	23 135
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,346	0,355	—	0,355	—
$\pi_{сум}$	22	23	—	23	—
$G_{в.сум}$, *кг/сек*	673	—	—	695	—
m	5	4,9	—	4,9	—
Режим набора высоты ($M=0,9$, $H=10,7$ *км*)					
R, *кгс*	4520	4716	—	4850	—
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,631	0,645	—	0,655	—
Крейсерский режим ($M=0,9$, $H=10,7$ *км*)					
R, *кгс*	4310	4505	—	4716	—
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,640	0,635	—	0,645	—
Вес, *кгс*	3840	3980	3550	3810	—
Диаметр, *мм*	2428	2428	—	2438	—
Длина, *мм*	3250	—	—	3260	—

№№ источников: 68, 88, 102, 109, 115, 164, 228, 279, 315, 362, 399, 409, 440.

ПРАТТ-УИТНИ JT18D

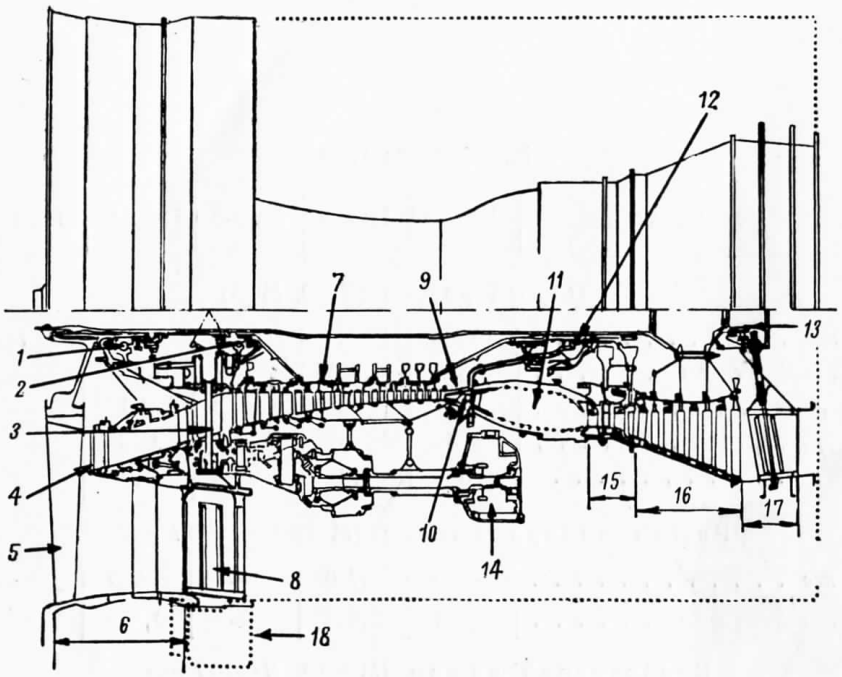


Схема ТРДД JT18D.

Пунктиром обозначен вариант с длинным каналом внешнего контура. *1*—подшипник № 1; *2*—подшипник № 2; *3*—вал привода агрегатов; *4*—компрессор н. д.; *5*—вентилятор; *6*—корпус вентилятора; *7*—компрессор в. д.; *8*—промежуточный корпус; *9*—диффузор; *10*—топливная форсунка; *11*—кольцевая камера сгорания; *12*—подшипник № 3; *13*—подшипник № 4; *14*—коробка передач; *15*—турбина в. д.; *16*—турбина н. д.; *17*—корпус на выходе из турбины; *18*—расположение коробки передач при длинном канале внешнего контура

$R_{взл} = 15\,875$ *кгс*

$C_R = 0{,}340$ *кг/кгс тяги ч*

$G_{в.сум} = 536$ *кг/сек*

$m = 5$

$T_г = 1365°$ К

$\pi_{сум} = 21{,}5$

$D = 2160$ *мм*

$L = 2946$ *мм*

$G_{дв} = 2957$ *кгс* (с коротким каналом внешнего контура)

$G_{дв} = 3384$ *кгс* (с длинным каналом внешнего контура)

$\gamma_R = 0{,}18$ *кгс/кгс* (с коротким каналом внешнего контура)

$\gamma_R = 0{,}21$ *кгс/кгс* (с длинным каналом внешнего контура)

$R = 3179$ *кгс*
$C_R = 0{,}716$ *кг/кгс тяги ч*
$\pi_{сум} = 24$
} крейсерский, при $M = 0{,}85$, $H = 10{,}7$ *км*

ПРАТТ-УИТНИ JT18D

Разработан на основе ТРДД JT9D в двух вариантах: с коротким и длинным каналами внешнего контура.

Вентилятор — без ВНА, одноступенчатый, с лопатками из титанового сплава. Установлен консольно на одном валу с компрессором н. д. Рабочие лопатки могут заменяться отдельно в условиях аэродрома. С целью снижения шума увеличено число лопаток выходного спрямляющего аппарата вентилятора. Для погашения турбулентного следа за рабочими лопатками вентилятора лопатки выходного спрямляющего аппарата расположены от него на расстоянии, в 2—3 раза большем, чем хорда рабочей лопатки. Выходной канал вентилятора будет иметь специальное покрытие, поглощающее шум.

Компрессор н. д.— 3-ступенчатый. Корпус неразъемный. ВНА — регулируемый, может устанавливаться в два положения. Рабочие и направляющие лопатки изготовляются из титанового сплава. Ротор вентилятора и компрессора н. д. опирается на опорно-упорный подшипник № 1, расположенный непосредственно за колесом вентилятора.

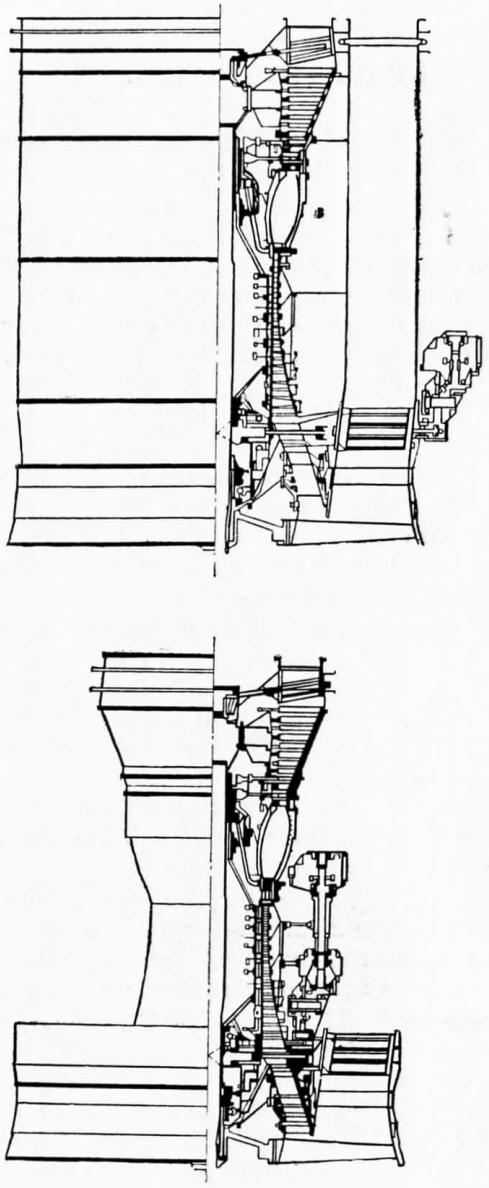
Компрессор в. д. — 11-ступенчатый. Корпус с поперечными разъемами. Лопатки первых трех направляющих аппаратов поворотные. Рабочие и направляющие лопатки первых девяти ступеней изготовлены из титанового сплава, последних двух—из стали с высоким содержанием никеля. Ротор компрессора в. д. опирается спереди на опорно-упорный шарикоподшипник № 2 и сзади — на роликоподшипник № 3.

Камера сгорания — кольцевая, с 20 форсунками. Для снижения уровня дымления передняя часть камеры сгорания сконструирована таким образом, чтобы ускорить смешение топлива с воздухом.

Турбина в. д. — 2-ступенчатая, приводит компрессор в. д. Лопатки обоих сопловых аппаратов и рабочие лопатки 1-й ступени имеют воздушное охлаждение. Ротор установлен консольно и спереди опирается на роликоподшипник № 3 совместно с ротором компрессора в. д. Подшипник № 3 охлаждается воздухом, отбираемым из внешнего контура. Корпус турбины неразъемный.

Турбина н. д. — 4-ступенчатая, приводит вентилятор и компрессор н. д. За последней ступенью турбины располагается роликовый подшипник № 4, который служит задней опорой ротора н. д. Детали турбин (н. д. и в. д.) изготовляются из высокотемпературных сплавов на никелевой и кобальтовой основе.

Реверс тяги. В двигателе с длинным каналом внешнего контура может быть установлен один реверс ковшового типа за общим соплом внешнего



Схемы JT18D с коротким и длинным каналами внешнего контура

и внутреннего контуров. В двигателе с коротким каналом внешнего контура потребуется два реверса — отдельно для отклонения потоков внутреннего и внешнего контуров.

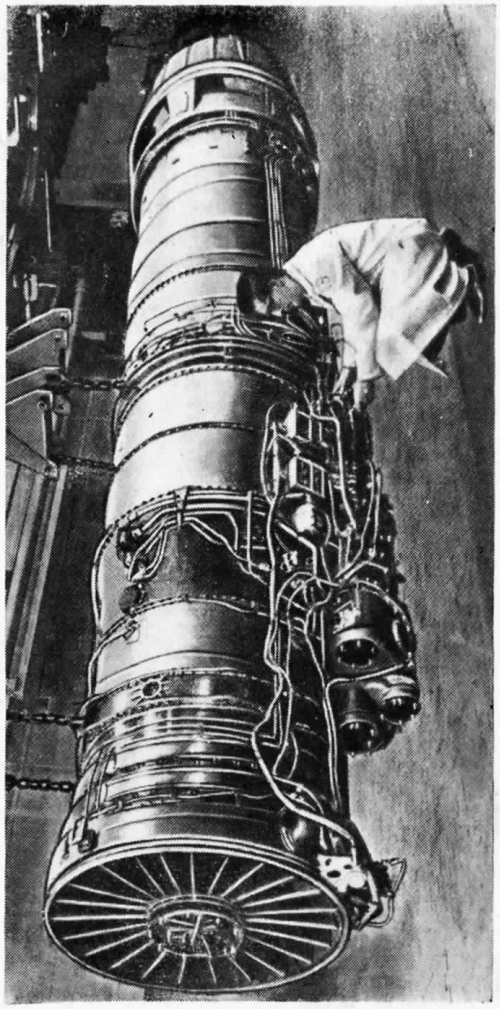
Привод агрегатов. Агрегаты приводятся от ротора компрессора в. д. Вертикальный валик привода агрегатов, проходящий между компрессорами в. д. и н. д., приводит через наружную коробку передач горизонтальный валик, помещенный под компрессором в. д. и камерой сгорания. В двигателе с длинным каналом внешнего контура вертикальный валик привода агрегатов удлинен и проходит через корпус вентилятора к коробке передач, расположенной под корпусом канала внешнего контура.

Состояние в производстве. Разрабатывался в 1967—1968 гг.

Применение. Предназначался для воздушного автобуса Локхид 1011, но не прошел по конкурсу.

№№ источников: 6, 75, 106, 107, 108, 112, 186, 232.

ПРАТТ-УИТНИ TF30-P-3



$R_{взл} = 5670$ *кгс* } при $n_{н.д} = 9500$ *об/мин*, $H = 0$
$R^{ф}_{взл} = 9500$ *кгс* }
$C^{ф}_{R} = 1{,}8$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум} = 122$ *кг/сек*
$G_{вц} = 64$ *кг/сек*
$m = 1{,}1$
$\pi_{взл} = 2{,}0$
$\pi_{сум} = 17{,}0$

$D = 965$ *мм*
$L = 4528$ *мм*
$G_{дв} = 1860$ (?) *кгс*
$\gamma^{ф}_{R} = 0{,}195$ *кгс/кгс*

ПРАТТ-УИТНИ TF30-P-3

Входное устройство. Корпус неразъемный. Лопатки ВНА нерегулируемые. Имеется противообледенительная система.

Вентилятор — 3-ступенчатый. Установлен на общем валу с компрессором н. д. Кожух канала внешнего контура, закрывающий корпусы компрессора, диффузора, камеры сгорания и турбины, изготовлен из титанового сплава.

Компрессор н. д. — 6-ступенчатый. Корпус изготовлен из титанового сплава и состоит из 4 частей. Ротор барабанного типа. Отбор воздуха производится от 6-й ступени.

Компрессор в. д. — 7-ступенчатый. Корпус изготовлен из титанового сплава и состоит из 2 частей. Ротор барабанного типа.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с 8 жаровыми трубами. Форсунки системы Делаван. Корпус стальной, разъемный.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. 1-я ступень (турбина в. д.) приводит компрессор в. д. и имеет рабочие лопатки с воздушным охлаждением. Ступени 2, 3 и 4-я (турбина н. д.) приводят компрессор н. д. и вентилятор. Корпус стальной, состоит из 2 частей. $T_г = 1373°$ К для Р-1 и 1429° К для Р-12.

Форсажная камера [1] — имеет пять зон горения, расположенных во внешнем и внутреннем контурах. Применение различных сочетаний этих зон обеспечивает плавное изменение тяги во всем диапазоне работы форсажной камеры. Форсирование дает прирост тяги от 20 до 100%.

Реактивное сопло — сверхзвуковое, эжекторного типа, полностью регулируемое. Общее для обоих контуров.

Система регулирования — гидромеханическая. Регулирование сверхзвукового воздухозаборного канала.

Топливная система. 2-ступенчатый топливный насос Чэндлер Эванс 9496. Давление 77 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Бендикс CJ-G3. Топливный насос для форсажной камеры Песко 024536. Давление 82 *кгс/см²*. Регулятор сопла и расхода топлива для форсажной камеры Бендикс AA-J2.

Система смазки — циркуляционная. Давление 2,8 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Масло MIL-L-7800.

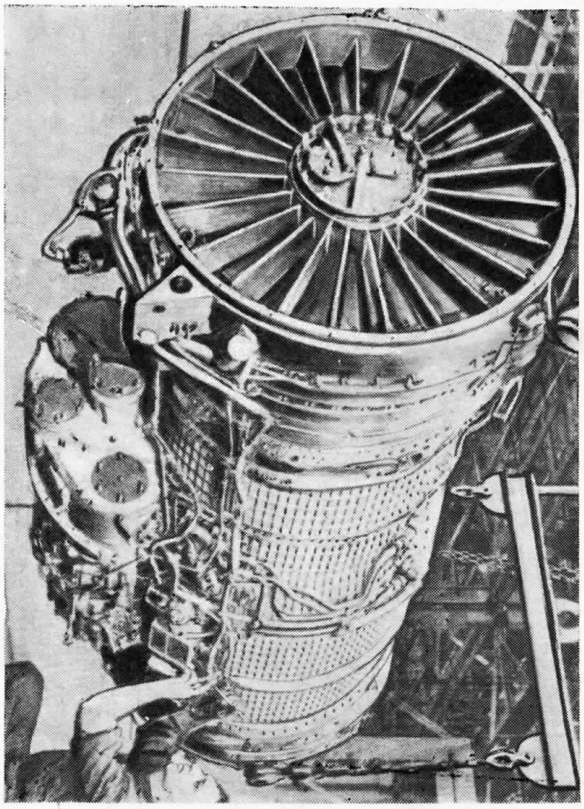
Система запуска. Блок зажигания GLA 42844 для камеры сгорания. Воспламенение в форсажной камере методом переброса пламени. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS 100-272.

Состояние в производстве — серийный.

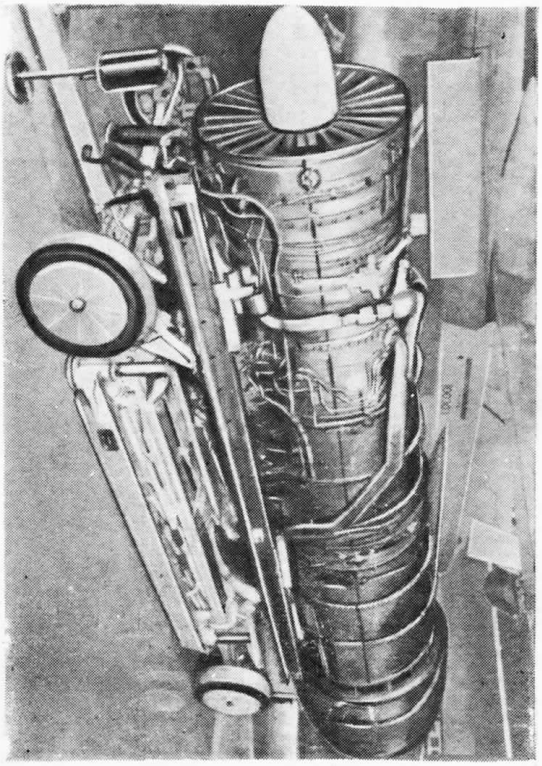
Применение — истребитель-бомбардировщик Дженерал Дайнемикс F-111.

[1] Приводится описание форсажной камеры модификации TF30-P-1 из Справочника «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1967 г.

ТРДД TF30-P-6



ТРДДФ TF30-P-401



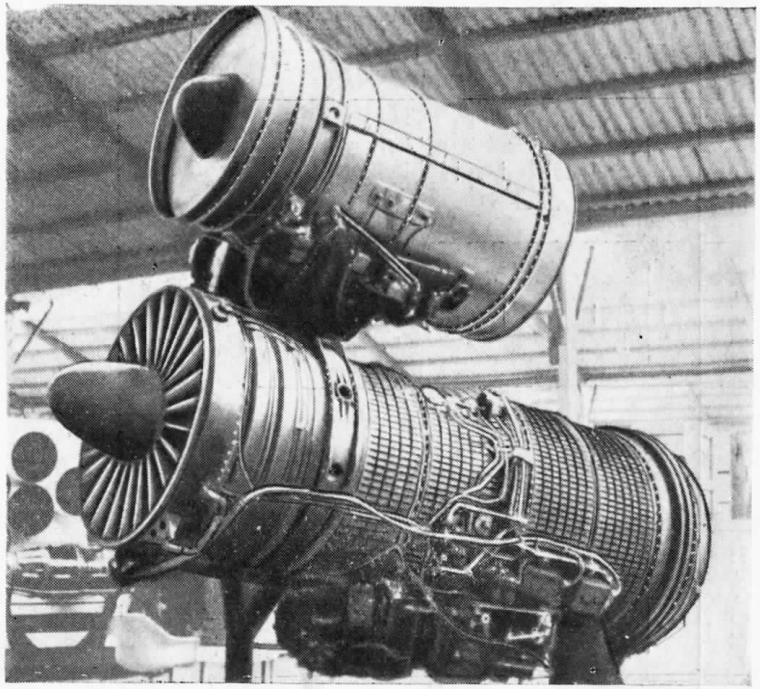
Модификации ТРДД TF30

Данные	TF30-P-6	TF30-P-8	TF30-P-12	TF30-P-18	TF30-P-100	TF30-P-401	TF30-P-412	TF30-P-420
$R_{взл}$, *кгс*	5100—5220	5535	5630 / 10 000 Ф	6800	— / 12 860 Ф	— / 9070 Ф	— / 9070 Ф	— / 8890 Ф
$C_{R\,взл}$, *кг/кгс тяги ч*	0,62	0,63	—	—	—	—	—	—
$\pi_{сум}$	17,1	18,1	—	—	—	—	—	—
D, *мм*	965—1067	965	—	—	—	—	—	—
$G_{дв}$, *кгс*	1130—1230	1146[a]	—	—	—	—	—	—
Применение	Истр.-бомб. LTV A-7A	Истр. LTV A-7B, Бомб. LTV A-7E	Истр. F-111B	Палубный бомб. LTV A-7E	Истр.-бомб. F-111F	Истр. F-14A	Истр. F-14A	Перехватчик LTV F-8J

№№ источников: 101, 181, 216, 399, 440, 96 доп., 97 доп.

ПРАТТ-УИТНИ JTF16B

Укороченный ТРДД с форсажной камерой



Полноразмерный макет ТРДД JTF16 (вверху) и TF30-P-6

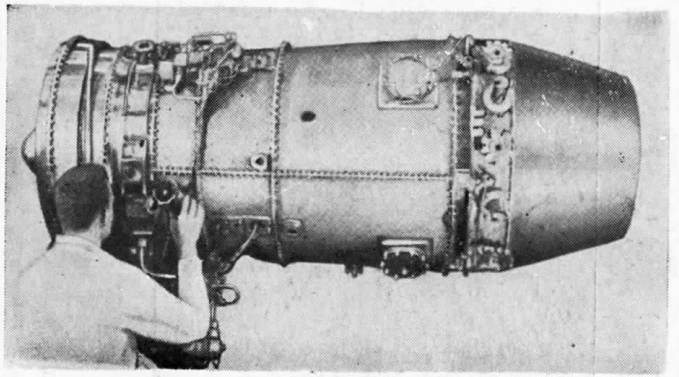
$R_{взл}$ = 4540—5450 *кгс* D = 965 *мм*

$R^{ф}_{взл}$ = 9070 *кгс* L = 1950 *мм*

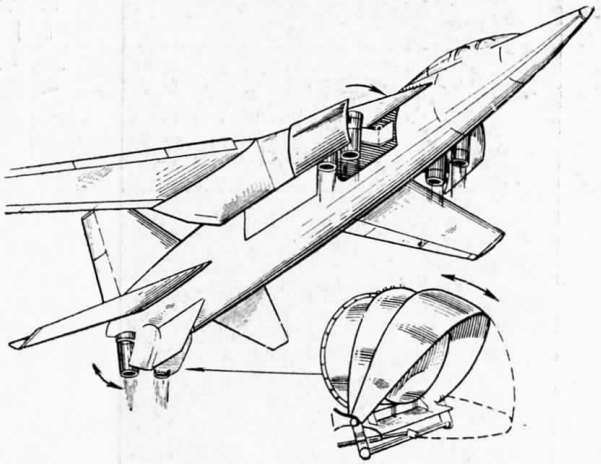
Вентилятор — переднего расположения.
Компрессор — осевой.
Камера сгорания — кольцевая.
Состояние в производстве — опытный.
Применение. Разрабатывался по программе создания двигателя для стратегического бомбардировщика AMSA.
Модификация:

Подъемно-маршевый ТРДДФ JTF-16. $R_{взл}$ = 4540 *кгс*, $R^{ф}_{взл}$ = 8620 (?) *кгс*, D = 915 *мм*, L = 1675 *мм*. Применяется система отклонения тяги, представляющая собой сочлененный патрубок из листовой стали толщиной 1,5 *мм*, который устанавливается на вторичном реактивном сопле. Патрубок может повернуть реактивную струю вниз на 90° в течение 4 *сек*. Предназначался для боевых самолетов AVS и MRCA «Пантера».

№№ источников: 104, 145, 164, 213, 222, 319, 332, 399.

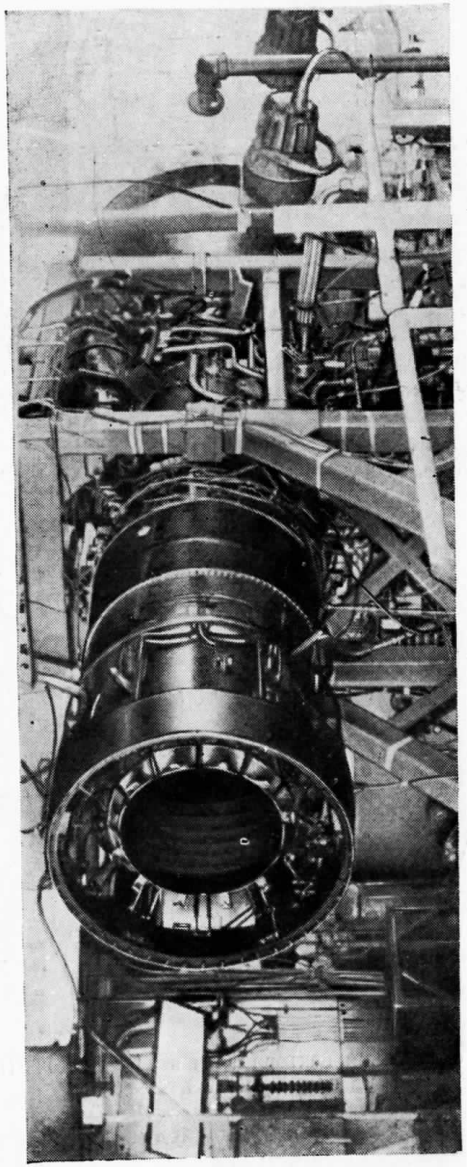


ТРДДФ JTF16.



Система отклонения вектора тяги в ТРДДФ JTF16 на самолете AVS

ПРАТТ-УИТНИ F-401 (JTF 22)



$R^{ф}_{взл} = 12\,700$ *кгс*
m — умеренная
$T_г = 1575°$ К
$\gamma^{ф}_R = 0{,}125$ *кгс/кгс*

ПРАТТ-УИТНИ F-401 (JTF 22)

Вентилятор — 2-ступенчатый, переднего расположения.

Компрессор н. д. — 4-ступенчатый.

Компрессор в. д. — 7-ступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина в. д. — одноступенчатая.

Турбина н. д. — 3-ступенчатая.

Реактивное сопло — сужающееся—расширяющееся, присовое, с воздушным охлаждением.

Состояние в производстве — опытный. Наработал при испытании 125 *ч.*

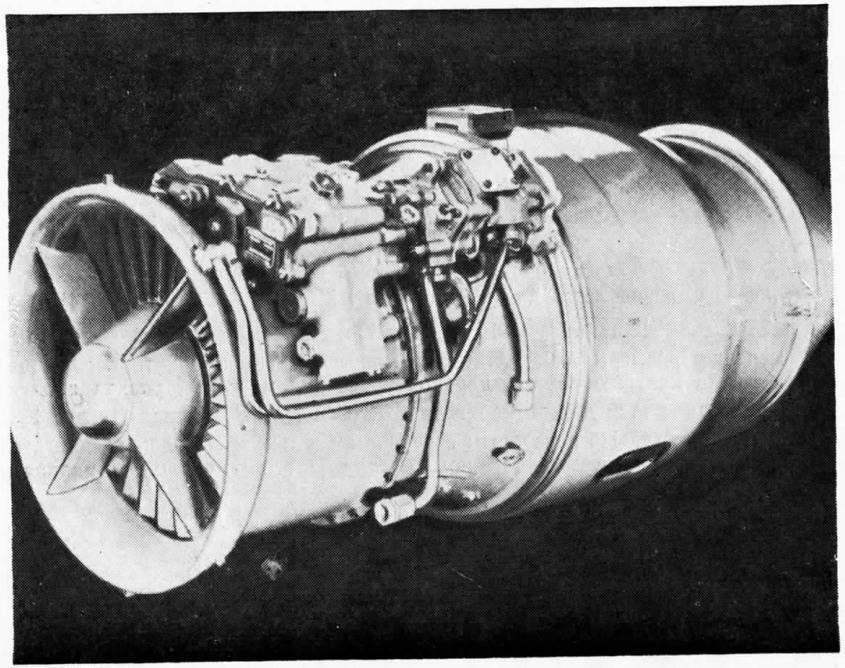
Применение. Предназначается для истребителя ВМФ США Грумман F-14B.

Вариант. ТРДДФ F-100. $R^{ф}_{взл} = 10\,885$ *кгс.* По сравнению с F-401 будет иметь меньшие размеры вентилятора, компрессора (?) и реактивного сопла, а также меньшие степень двухконтурности и массовый расход воздуха. Предназначается для истребителя ВВС США Мак Доннелл Дуглас F-15.

Примечание. По некоторым сведениям (источник № 89 доп.) двигатель F401/F100 имеет регулируемые НА компрессора и венцы сопловых аппаратов турбины.

№№ источников: 132, 90 доп., 91 доп., 92 доп., 93 доп., 94 доп.

УИЛЬЯМС РИСЕРЧ WR-19



$R_{взл} = 195$ *кгс*
$C_R = 0{,}70$ *кг/кгс тяги ч*
$\pi_{сум} = 8$
$m = 1$
$T_г \approx 1285°$ K

$D \approx 305$ *мм*
$L \approx 600$ *мм*
$G_{дв} = 27{,}6—30{,}8$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}14—0{,}16$ *кгс/кгс*

УИЛЬЯМС РИСЕРЧ WR-19

ТРДД с противоположным вращением валов в. д. и н. д.

Выполнен с применением титанового сплава. Внешний корпус изготовлен из стекловолокна.

Вентилятор — 2-ступенчатый, без ВНА.

Компрессор н. д. — осевой, 2-ступенчатый, вращается на одном валу с вентилятором.

Компрессор в. д.— центробежный, одноступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая. Топливо подается в камеру и распыляется через вращающуюся топливную форсунку, расположенную на валу в. д.

Турбина в. д. — осевая, одноступенчатая, приводит компрессор в. д. и агрегаты.

Турбина н. д. — осевая, 2-ступенчатая, приводит вентилятор и компрессор н. д. Рабочие лопатки выполнены из сплава IN100 на никелевой основе. Сопловые лопатки из сплава на кобальтовой основе хайнес 31.

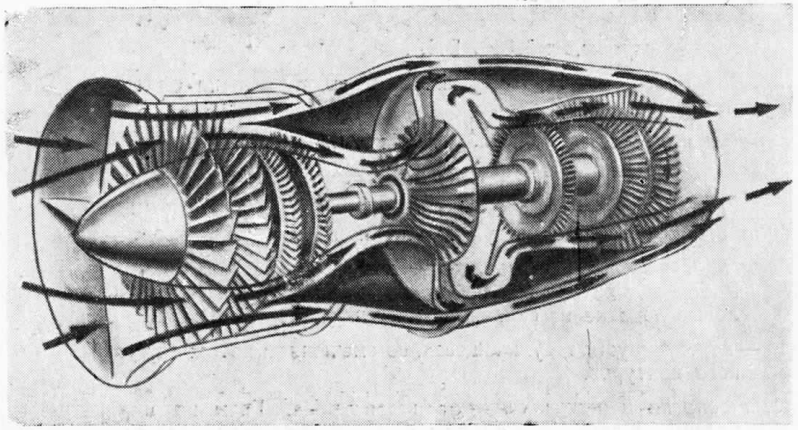
Сопло — нерегулируемое, сужающееся, со смешением потоков внутреннего и внешнего контуров.

Система запуска и зажигания — от пиропатрона. Газы из пиропатрона кроме раскрутки двигателя служат для нагрева экрана-катализатора, предназначенного для воспламенения топлива.

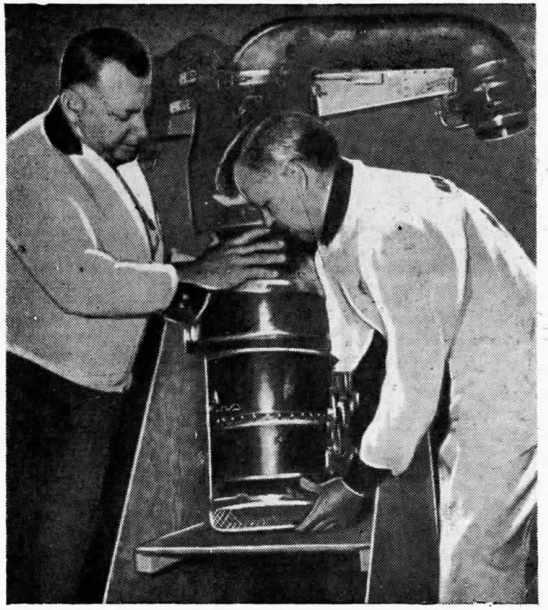
Состояние в производстве — опытный.

Применение — индивидуальный ранцевый летательный аппарат фирмы Белл.

№№ источников: 118, 209, 98 доп.

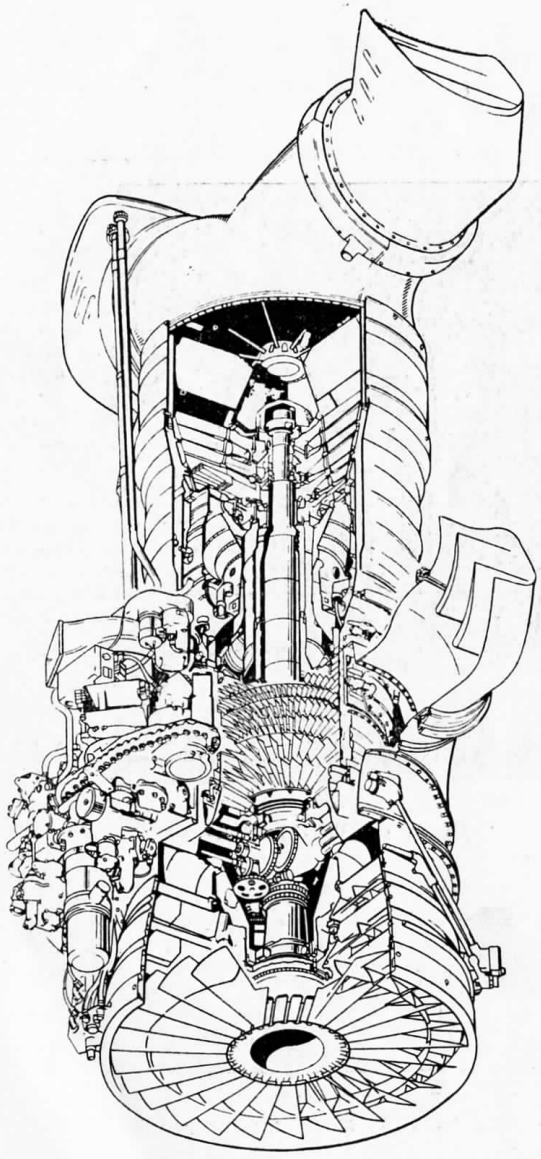


Схематический разрез ТРДД WR-19



Двигатель WR-19

РОЛЛС-РОЙС БРИСТОЛЬ «ПЕГАС» 6 Мк.101



Режим быстрого подъема
$R = 8620$ *кгс* ($H = 0$, $V = 0$, ограничен по времени)
Режим обычного подъема
$R = 8165$ *кгс*

$C_{R\text{ном}} = 0{,}60$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{\text{в.сум}} = 190$ *кг/сек*
$\pi_{\text{к}} = 13{,}5$
$\pi_{\text{вен}} = 2{,}0$
$m = 1{,}44$ (на режиме вертикального и укороченного взлета и посадки)
$T_{\text{г}} = 1400°$ К

$D_{\text{вен}} = 1220$ *мм*
$L = 2512$ (?) *мм*
$G_{\text{дв}} = 1280$ (?) *кгс*
$G_{\text{с.у}} = 1635$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}157$ *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС БРИСТОЛЬ «ПЕГАС» 6 Мк.101

Подъемно-маршевый ТРДД с поворотными соплами

Компрессор, камера сгорания и турбина в. д. подобны соответствующим узлам ТРД Бристоль-Сиддли «Орфей». Разрабатывается система форсирования во внешнем контуре.

Вентилятор — 3-ступенчатый с лопатками из титанового сплава. Установлен консольно на внутреннем валу, который приводится от 2-ступенчатой турбины н. д. Вентилятор и компрессор вращаются в противоположных направлениях для уменьшения гироскопического момента. За последней ступенью вентилятора воздух отбирается для охлаждения генератора, вентиляции двигательного отсека и охлаждения подшипников задних сопел. ВНА отсутствует.

Компрессор — 8-ступенчатый со стальными лопатками. Корпус разъемный из алюминиевого сплава. ВНА с поворотными лопатками. Ротор дискового типа приводится 2-ступенчатой турбиной в. д. За пятой ступенью компрессора в. д. установлены клапаны автоматического перепуска воздуха в канал внешнего контура. За шестой ступенью к. в. д. воздух отбирается в пневматическую систему управления поворотными соплами.

Камера сгорания — кольцевая, малодымная, испарительного типа. Разъемный корпус выполнен из стали. 18 топливных форсунок Даути с распределительным клапаном в каждой форсунке. Для увеличения тяги при вертикальном или укороченном взлете при $t_{\text{н}} > 5°$ С применяется впрыск воды в камеру сгорания.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Разъемный корпус выполнен из стали. Лопатки соплового аппарата полые. Рабочие лопатки первой ступени турбины в. д. имеют воздушное охлаждение.

Реактивное сопло. Передняя и задняя пара поворотных сопел, изготовленных из листовой стали, механически взаимосвязаны и поворачиваются одновременно под действием пневматических силовых механизмов. В горловине каждого сопла расположены на равном расстоянии друг от друга две профилированные направляющие лопатки. Общая тяга двигателей распределяется между передними и задними соплами почти поровну. Применение поворотных сопел позволяет свести к минимуму рециркуляцию газов вблизи земли, попадание в двигатель посторонних предметов и эрозию почвы, так как рулежка может производиться при отклонении выпускаемых газов назад.

Система регулирования — гидромеханическая. Регулятор Даути ENG.688/100 для изменения угла поворота лопаток ВНА компрессора. Регулятор Плесси AMSU-306 для изменения положения передних и задних сопел. Ограничитель температуры газов в выпускной трубе.

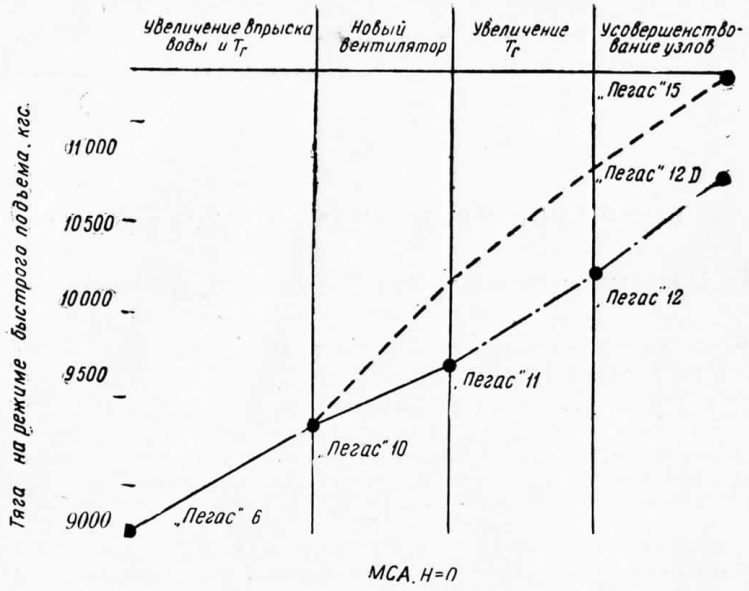
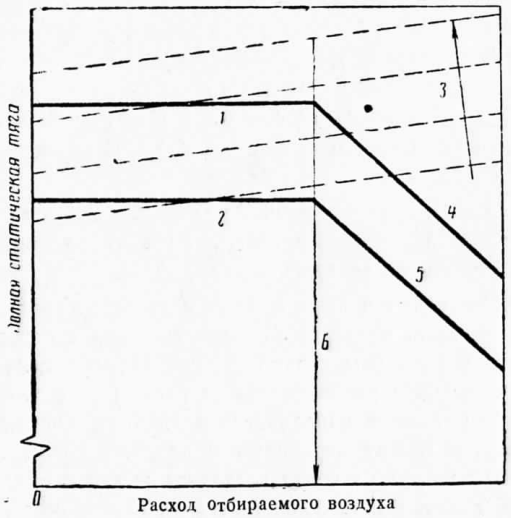


График доводки двигателей «Пегас».
— — — ТРДД с увеличенным диаметром;
—·— ТРДД с неизмененным диаметром



Характеристики двигателя на режимах быстрого и обычного подъема.
1—режим быстрого подъема; *2*—режим обычного подъема; *3*—увеличение числа оборотов; *4*—предел по $T_г$ при расчетном отборе воздуха на режиме быстрого подъема; *5*—предел по $T_г$ при расчетном отборе воздуха на режиме обычного подъема; *6*—расчетный отбор воздуха

Топливная система — одноконтурная Даути ENG.731/100. Сдвоенный топливный насос Даути ENG.724/2. Давление топлива 70 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива ENG.736/103 с регулятором приемистости и всережимным регулятором числа оборотов ротора н. д. Подкачивающий насос Плесси BP.231/2. Топливо D. Eng. R. D.2494, 2486, 2498.
Система смазки — циркуляционная. Давление масла 3,5 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник и бак выполнены заодно с двигателем. Расход масла 0,9 *кг/ч*. Масло D. Eng. R. D.2487.
Система запуска. Газотурбинный стартер Ротакс CT.2009. Система зажигания A.E.I. C45TS/12 с мощным разрядом. Две запальные свечи.
Состояние в производстве. Серийный.
Применение. Истребитель-бомбардировщик Хоукер-Сиддли F. G. A. «Хэриер» GR-1.

Модификации ТРДД «Пегас»

Марки двигателя	R, *кгс*	$G_в$, *кг/сек*	Состояние в производстве
„Пегас" 11	9750[1]	200	Опытный. Будет подготовлен к типовым испытаниям в середине 1971 г. Увеличение тяги достигается увеличением $G_в$ с изменением вентилятора и увеличением $T_г$. Будет установлен на самолетах «Хэриер» Мк.50/51.
„Пегас" 10	9300[1]	—	В марте 1970 г. прошел 150-часовые испытания. Предположительно увеличены $T_г$, $\pi_к$ и m. Предназначен для первых самолетов «Хэриер» Мк.50.
„Пегас" 5-2	7030	180	Серийный. Подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1967 г.
„Пегас" 3	6800	—	Подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1964 г.

[1] На режиме быстрого подъема.

№№ источников: 234, 399, 411, 6 доп., 7 доп., 94 доп., 99 доп., 100 доп.

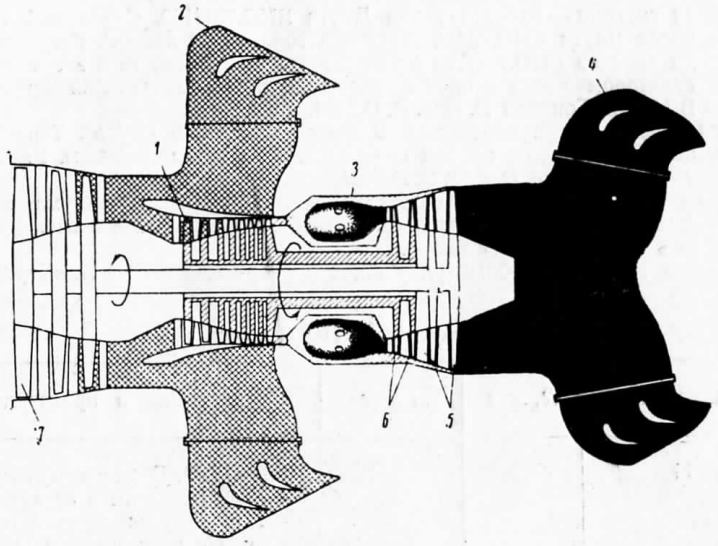


Схема течения воздуха и газа в ТРДД «Пегас».

1—компрессор; *2*—передняя пара сопел; *3*—кольцевая камера сгорания; *4*—задняя пара сопел; *5*—турбина н. д.; *6*—турбина в. д.; *7*—вентилятор.

Характеристики реактивной струи

Параметры	Передняя пара сопел	Задняя пара сопел
Скорость, *м/сек*	365	520
Температура, °К	383	953

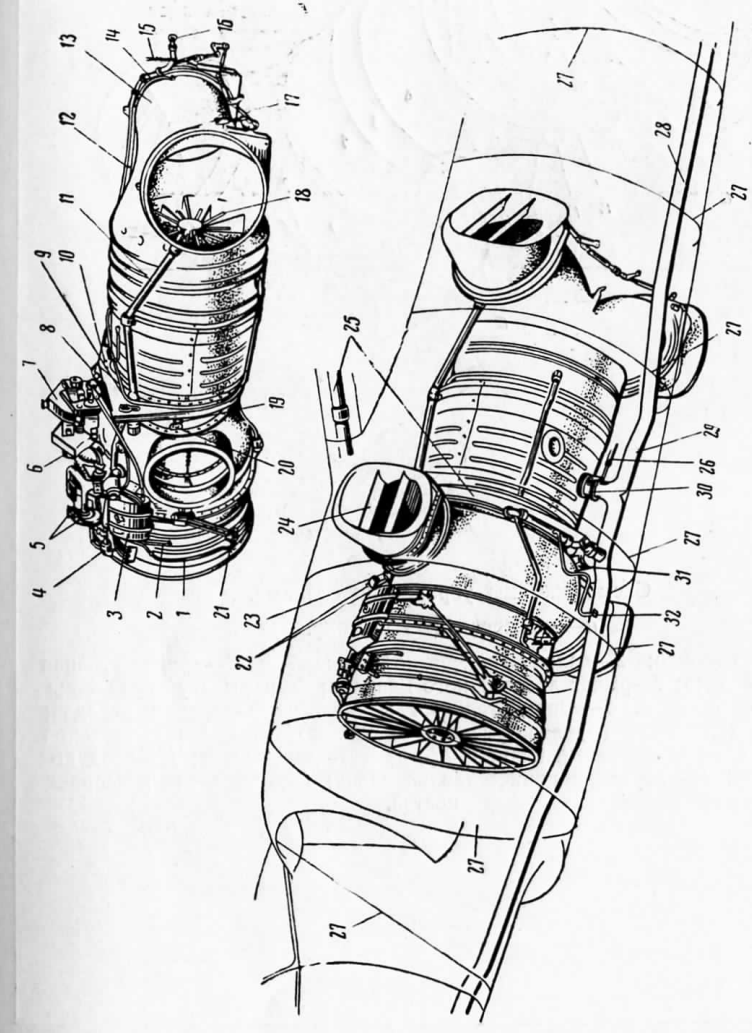
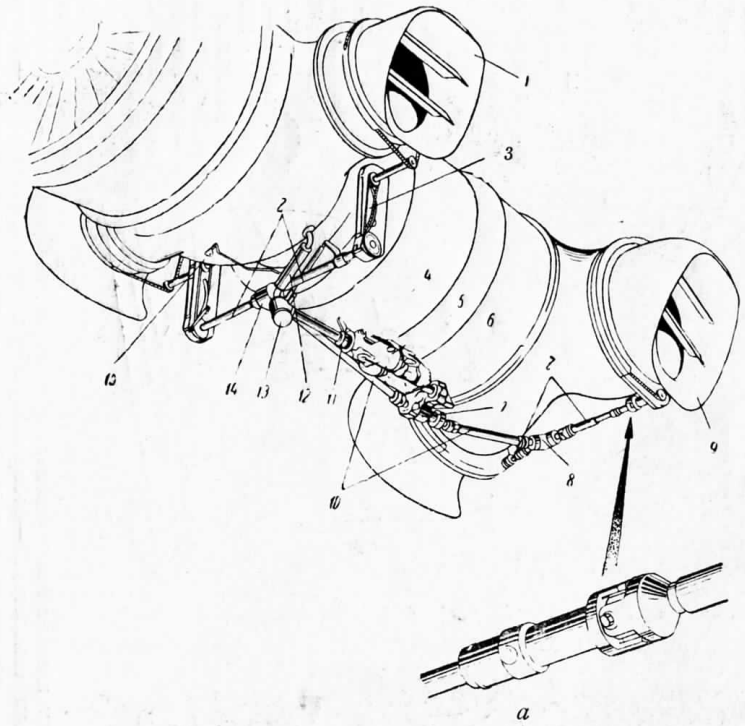


Схема установки ТРДД «Пегас» на самолете.

1—распылитель переднего огнетушителя; *2*—дренажная трубка генератора; *3*—масляный бак; *4*—фильтр для воздуха, нагнетающего кабину; *5*—синхронные генераторы; *6*—устройство для подъема двигателя; *7*—турбостартер/ВСУ; *8*—топливопровод; *9*—распылитель заднего огнетушителя; *10*—противопожарная перегородка; *11*—трубопроводы подачи охлаждающего воздуха к подшипникам заднего сопла; *12*—трубопровод впрыска воды; *13*—раздвоенная реактивная труба; *14*—тройной трубопровод; *15*—соединительная тяга; *16*—подача воздуха под высоким давлением в насос для подачи воды и отсек агрегатов; *17*—заднее крепление двигателя; *18*—термопары; *19*—монтажная цапфа двигателя; *20*—подъемная скоба (убираемая после установки двигателя); *21*—заправочный патрубок масляного бака; *22*—дренаж гидравлического насоса; *23*—промежуточный патрубок; *24*—лопатка сопла [1]; *25*—трубопровод концевого сопла левого крыла, управляющего положением самолета; *26*—тяга клапана отсечки подачи воздуха из двигателя; *27*—рама самолета; *28*—трубопровод заднего сопла управления положением самолета; *29*—отбор воздуха в. д. от компрессора; *30*—отсечной воздушный клапан; *31*—трубопровод концевого сопла правого крыла; *32*—сигнализатор неисправностей.

[1] В ходе доводки число лопаток сопла, в зависимости от требований, может изменяться.

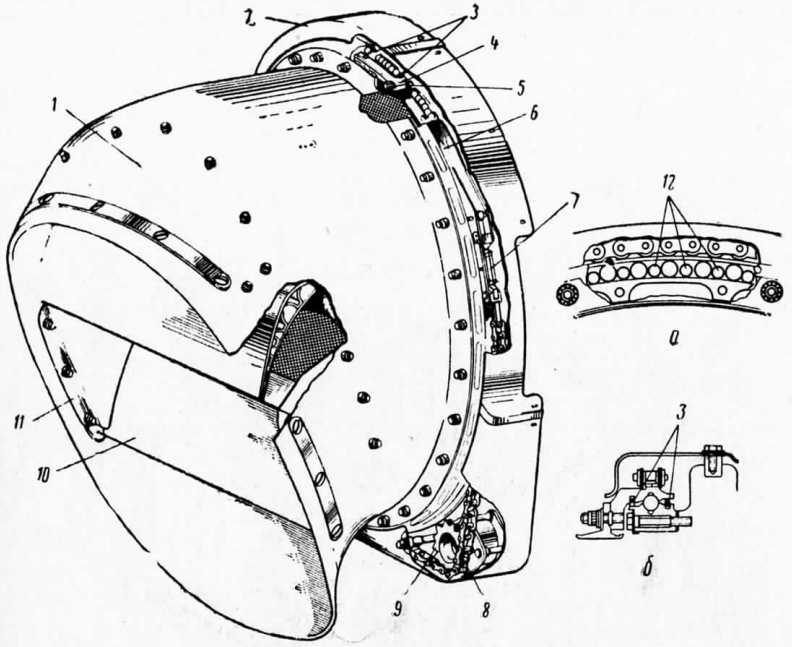


а

Схема системы управления соплами.

а—универсальный шарнир.

1—переднее сопло; *2*—валики поперечной передачи; *3*—промежуточная цепная передача; *4*—рычаг дроссельного клапана; *5*—к рычагу управления соплами из кабины; *6*—исполнительный механизм; *7*—коробка передач; *8*—задняя коническая передача; *9*—заднее сопло; *10*—валики продольной передачи; *11*—редукционный клапан; *12*—двухстенный шланг; *13*—воздушный фильтр; *14*—передняя коническая передача; *15*—указатель неисправностей.



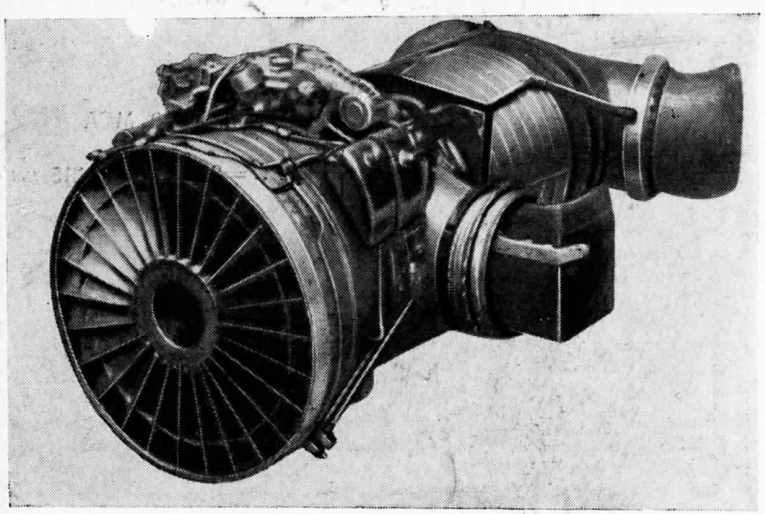
а

б

Узел заднего сопла с подшипниками.

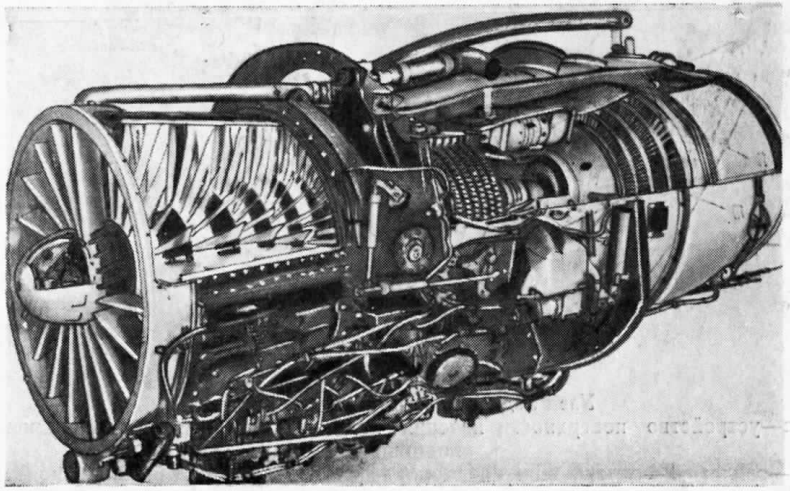
а—устройство поверхности качения подшипника; *б*—поперечное сечение подшипника.

1—сопло; *2*—ограждение цепной передачи; *3*—уплотняющие кольца; *4*—внутренняя поверхность качения; *5*—прокладка; *6*—внешняя поверхность качения; *7*—регулировочное приспособление цепной передачи; *8*—цепная передача; *9*—ведущая звездочка; *10*—лопатки; *11*—триммер; *12*—промежуточные ролики



ТРДД «Пегас» (вид спереди)

ТРДД РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ» 25 Мк.512-14



ТРДД «Спей» 25 с частично вырезанным корпусом

$R_{взл}$ = 5440 *кгс* при n = 12 800 *об/мин*
$C_{R\ взл}$ = 0,61 *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум}$ = 94,5 *кг/сек*
m = 0,7
$\pi_{сум}$ = 20,7
$R_{м.п}$ = 5255 *кгс* при n = 12 500 *об/мин*, H = 0, МСА
$R_{кр}$ = 1360 *кгс*
$C_{R\ кр}$ = 0,775 *кг/кгс тяги ч* } при H = 9,75 *км*, V = 815 *км/ч*
D = 940 *мм*
L = 2905—3160 *мм*
$G_{дв}$ = 1149—1168 *кгс*
γ_R = 0,215 *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ» 25 Мк.512-14

Отличается от предыдущих модификаций более совершенными аэродинамическими и механическими характеристиками, а также применением улучшенных материалов.

Вентилятор — 5-ступенчатый, приводится через внутренний вал 2-ступенчатой турбиной н. д. Рабочие лопатки 1-й и 5-й ступеней вентилятора выполнены из титана и снабжены антивибрационными полочками. Профиль этих лопаток изменен для улучшения характеристик вентилятора.

Компрессор — 12-ступенчатый, приводится внешним валом от 2-ступенчатой турбины в. д. Рабочие лопатки 1-й ступени компрессора снабжены антивибрационными полочками.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с 10 жаровыми трубами, изготовленными из улучшенного материала. Отличается более совершенными аэродинамическими характеристиками.

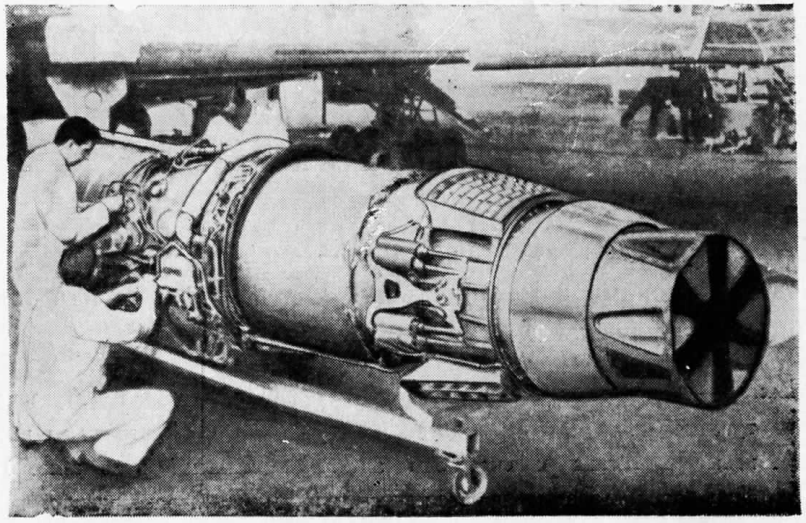
Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Рабочие лопатки 1-й ступени и сопловые лопатки обеих ступеней турбины в. д. с воздушным охлаждением. Профиль сопловых лопаток изменен для улучшения течения газа. Сопловые лопатки и диски турбины в. д. выполнены из упрочненных материалов.

Реверс тяги — с внутренними створками, которые управляются с помощью пневматических силовых цилиндров.

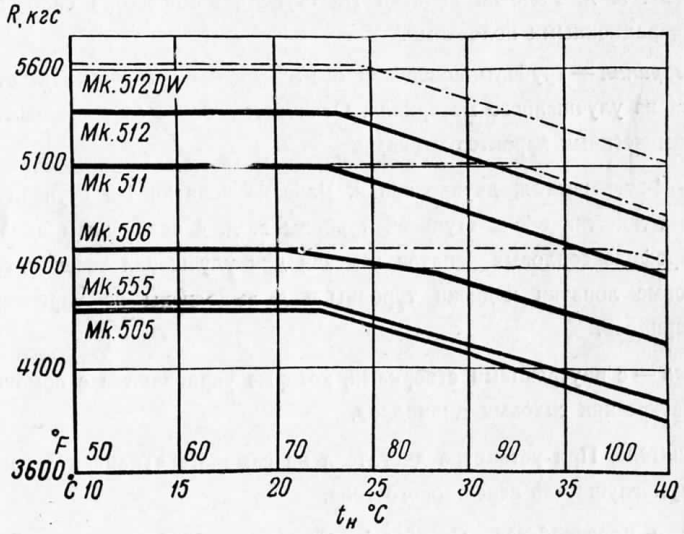
Шумоглушитель. При установке двигателя на самолете «Трайдент» применяется шумоглушитель лепесткового типа.

Состояние в производстве. Серийный. С августа 1968 г. двигатели поставляются авиакомпании BEA для установки на самолетах BAC.111 серии 500.

Применение. Пассажирские самолеты BAC.111 серии 500 и «Трайдент» 2Е.



ТРДД «Спей» 25 Мк.512 с реверсом тяги и шумоглушителем



Зависимость тяги ТРДД «Спей» Мк.512 от температуры наружного воздуха.

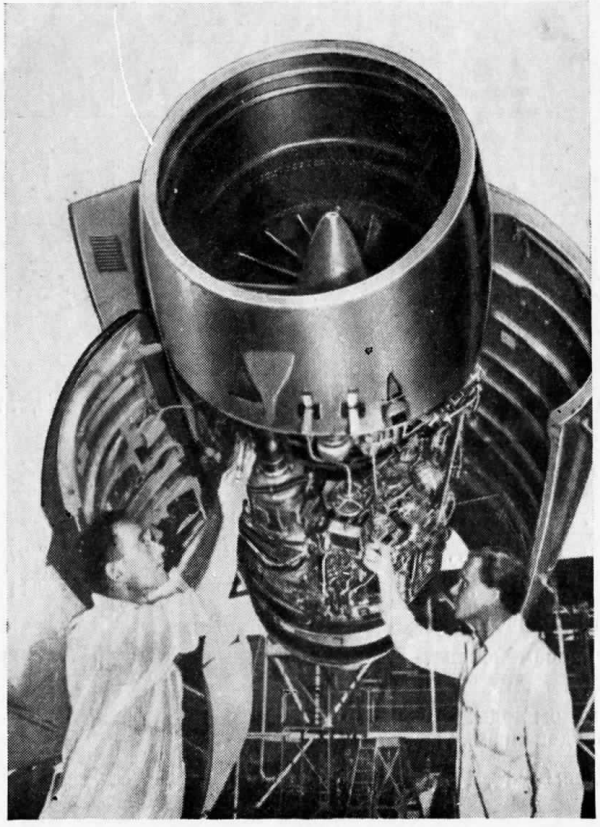
——— без впрыска воды; —·— с впрыском воды.

Модификации ТРДД «Спей» 25

Данные двигателя	„Спей“ 25 Мк.512-5	„Спей“ 25 Мк.512-14DW
Взлетный режим		
R, *кгс*	5425	5690 [1]
$n_{в.д}$, *об/мин*	12 390	—
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,61	—
$G_{в.сум}$, *кг/сек*	~94	~94
$\pi_{сум}$	20,7	20,7
m	0,7	0,7
Крейсерский режим (H=9,7 *км*, V=815 *км/ч*, МСА)		
R, *кгс*	1360	—
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,775	—
$D_{вх}$, *мм*	942	942
L, *мм*	2910	2795—3175
$G_{дв}$, *кгс*	1170	1175—1260 [2]
Состояние в производстве	Серийный	Серийный
Установлен на самолетах	„Трайдент“ 2Е и BAC.111-500	

[1] С впрыском воды.
[2] С оборудованием для впрыска воды.

№№ источников: 6, 16, 44, 148, 101 доп.



Обслуживание ТРДД «Спей» 25 Мк.512 при эксплуатации

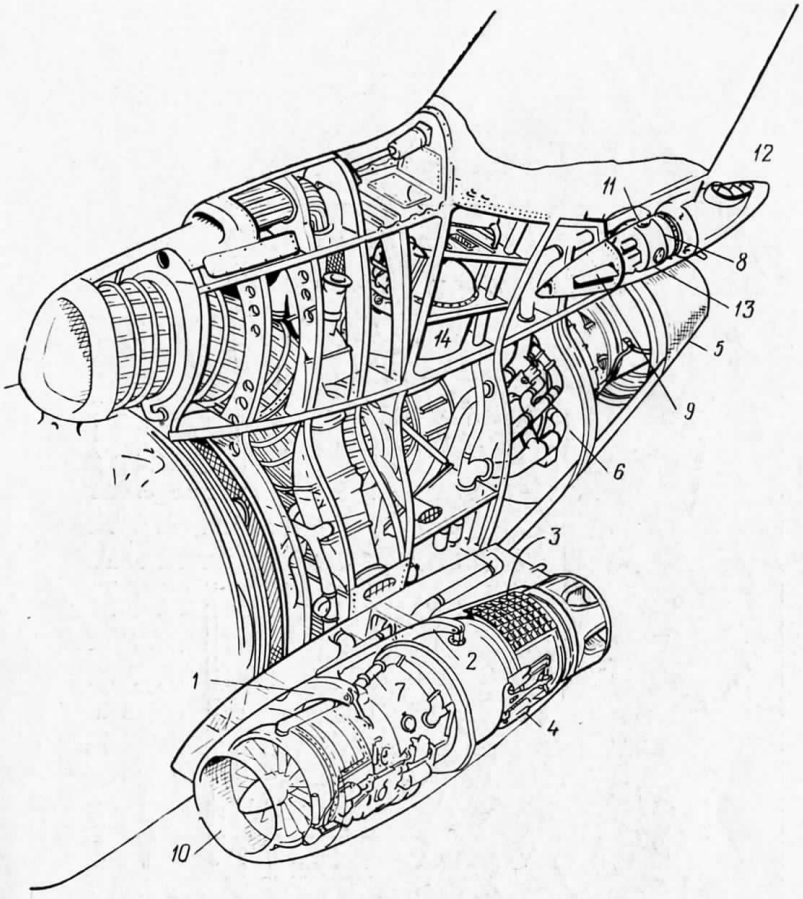
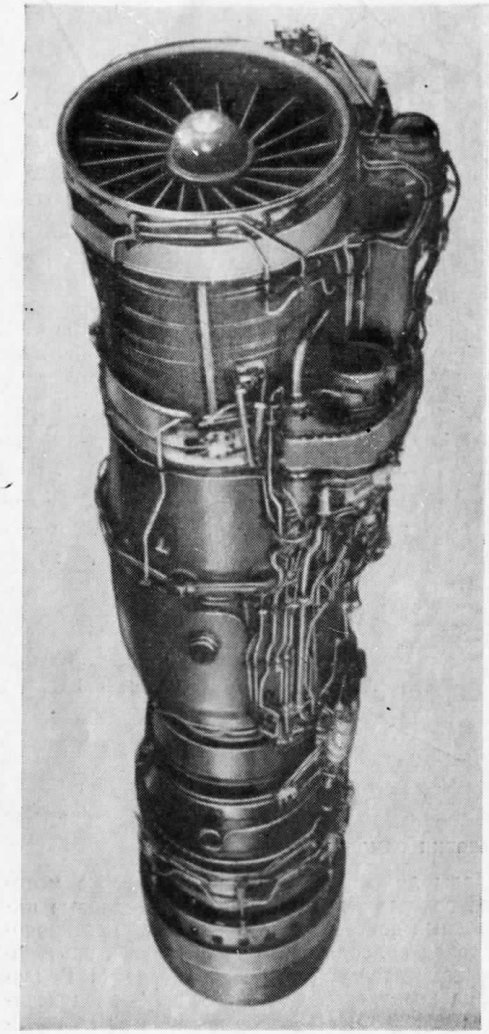


Схема силовой установки самолета «Трайдент» 2Е.

1—передняя подвеска мотогондолы двигателя; *2*—задняя подвеска мотогондолы двигателя; *3*—решетки реверса тяги (внешние); *4*—силовые цилиндры реверса тяги; *5*—центральный двигатель; *6*—поперечная противопожарная перегородка; *7*—трубопровод подвода горячего воздуха к противообледенительной системе; *8*—вспомогательная силовая установка Роллс-Ройс «Артуст» 520/200; *9*—дверца воздухозаборника ВСУ; *10*—воздухозаборник с противообледенительной системой; *11*—отбор воздуха от компрессора ВСУ на самолетные системы; *12*—выходное сопло ВСУ; *13*—смотровые дверцы ВСУ; *14*—водяной бак емкостью ~ 660 *л*



$R_{\text{взл}} = 5690$ *кгс*

$R^{\text{ф}}_{\text{взл}} = 9515$ *кгс* при $n_{\text{в.д}} = 12\,640$ *об/мин*,

$C_{R\,\text{взл}} = 0{,}63$—$0{,}664$ *кг/кгс тяги ч* $n_{\text{н.д}} = 8600$ *об/мин*

$C^{\text{ф}}_{R\,\text{взл}} = 1{,}95$ *кг/кгс тяги ч*

$m = 0{,}7$—$0{,}75$ $D = 940$ *мм*

$\tau_{\text{сум}} = 20{,}1$ $L = 3300$ *мм*

$\tau_{\text{вен}} = 2{,}7$ $G^{\text{ф}}_{\text{дв}} = 1633$ *кгс* [1]

$G_{\text{в.сум}} = 95$ *кг/сек* $\gamma_R = \dfrac{0{,}29}{0{,}17\Phi}$ *кгс/кгс*

$G_{\text{в II}} = 39$ *кг/сек*

[1] Сообщается также, что $G^{\text{ф}}_{\text{дв}} = 1620$ *кгс* (без УПС) и $G^{\text{ф}}_{\text{дв}} = 1690$ *кгс* (с УПС).

РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ» 201 (RB.168-25R)

Входное устройство. Стальной неразъемный корпус. Нерегулируемый ВНА с лопатками, обогреваемыми горячим воздухом.

Вентилятор — 5-ступенчатый. Корпус с продольным разъемом выполнен из титанового сплава. Ротор барабанно-дискового типа. Рабочие лопатки 1 и 5-й ступеней имеют антивибрационные полки и крепятся замком «ласточкин хвост». Рабочие лопатки остальных ступеней крепятся замком шарнирного типа.

Компрессор — 12-ступенчатый. Корпус стальной с продольным разъемом. Ротор дискового типа. Лопатки ВНА — регулируемые. За 7-й ступенью расположен коллектор для воздуха, который отбирается в систему УПС и может перепускаться во внешний контур. Рабочие лопатки 1-й ступени имеют антивибрационные полки и крепятся замком шарнирного типа, а остальные лопатки — замком «ласточкин хвост». От компрессора отбирается сжатый воздух в противообледенительную систему, для наддува топливного бака, кондиционирования воздуха и для охлаждения. Максимальный отбор воздуха доходит до 7,25 *кг*, из которых почти 80% используется для системы УПС и для других систем.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с десятью жаровыми трубами и двухступенчатыми форсунками. Корпус стальной с поперечным разъемом.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Корпус выполнен из стали. Рабочие лопатки 1-й ступени турбины в. д. с воздушным охлаждением.

Реактивное сопло — всережимное регулируемое сверхзвуковое с силовыми цилиндрами Плесси AMSU-201. Первичное сопло с регулируемым сечением, а вторичное сопло постоянного сечения. Вблизи расширяющегося эжекторного вторичного сопла помещен передвижной кожух, управляемый шестью силовыми гидроцилиндрами. На этом кожухе закреплены ролики, обкатывающие кулачки, составляющие одно целое с шарнирными створками первичного сопла. При перемещении кожуха вперед ролики отклоняют створки внутрь, уменьшая площадь горловины сопла, что соответствует уменьшенной или нулевой степени форсирования. При перемещении кожуха назад осуществляется открытие сопла.

Форсажная камера — общая для обоих контуров имеет три стабилизатора пламени V-образного сечения. Подача топлива в камеру осуществляется через три расположенных перед стабилизаторами кольцевых топливопровода. Статическая форсированная тяга (при $H = 0$) может непрерывно изменяться в пределах от ~ 6 до $\sim 70\%$. Переход на форсированный режим осуществляется очень плавно. Для получения малых степеней форсиро-

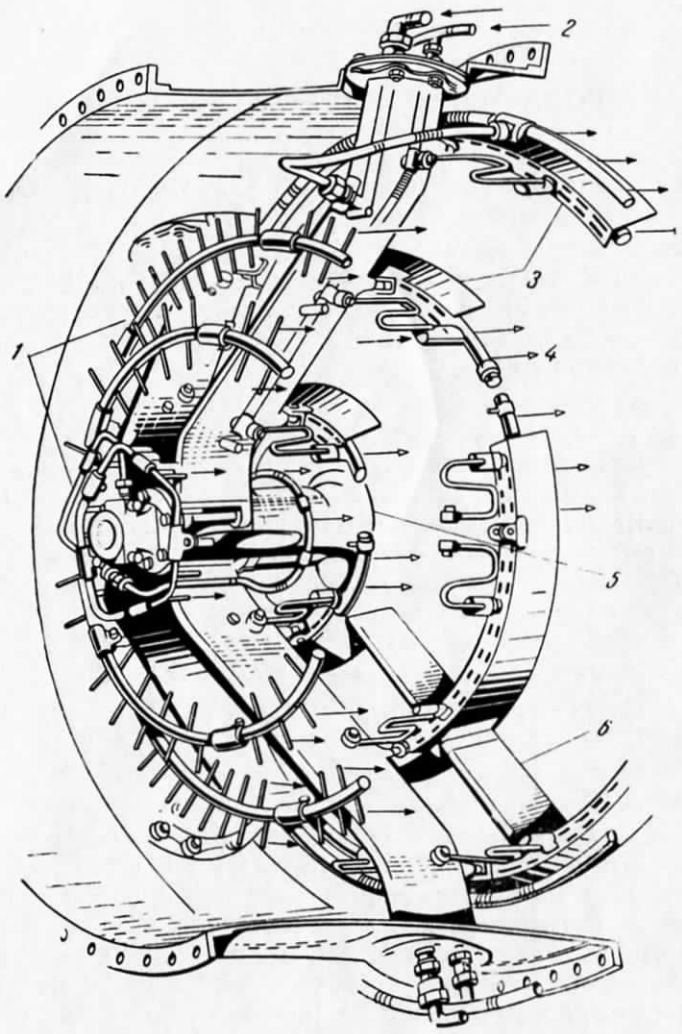


Схема топливной системы форсажной камеры ТРДДФ RB.168-25R.

1—кольцевые топливопроводы; *2*—подвод топлива; *3*—стабилизаторы пламени V-образного сечения; *4*—эмульсированное топливо; *5*—воспламенитель; *6*—пламеперебрасывающая стойка

вания внутри стабилизаторов помещены специальные топливные коллекторы, в которые подается эмульсированное топливо.

Система регулирования — электромеханическая. Электронный регулятор Ультра A8A32, регулирующий работу устройства для перепуска воздуха, температуру газа за турбиной и температуру воздуха за компрессором.

Топливная система. Топливный насос Лукас P-1000. Давление топлива 95 *кгс/см²*. Топливный насос фирмы Даути для форсажной камеры. Давление 70 *кгс/см²*. Топливо D. Eng. R. D. 2486 или 2498. Комбинированный регулятор приемистости и числа оборотов фирмы Лукас.

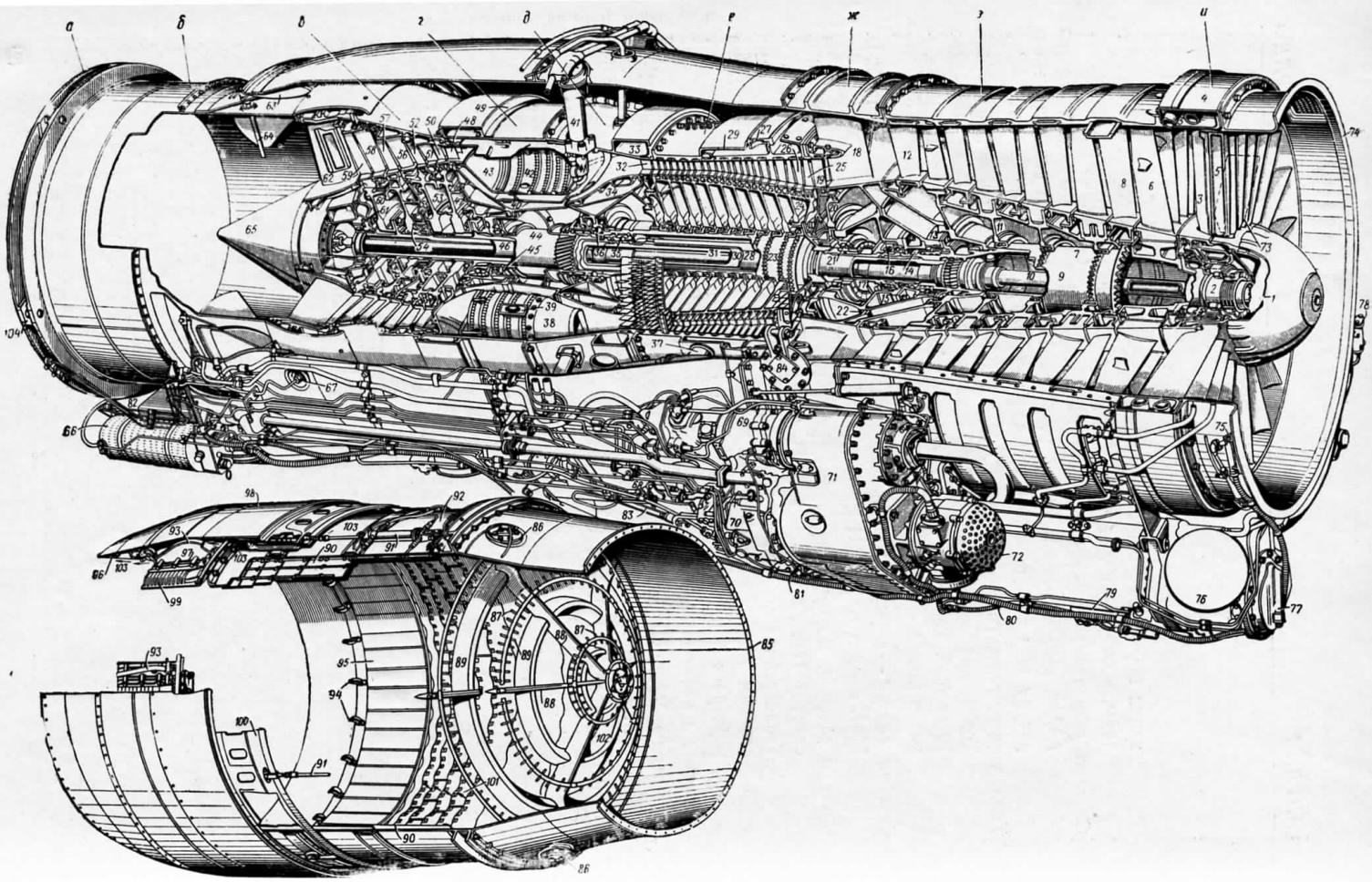
Система смазки — циркуляционная. Давление масла 2,5 *кгс/см²*. Масло D. Eng. R. D. 2487. Расход масла 454 *г/ч*.

Система запуска. Воздушный турбостартер Ротакс 1035/1 или газотурбинный стартер Плесси «Солент» 2 Мк.101 номинальной мощностью 70 *л. с.* Теплостойкая система зажигания A.E.I.C105TS/101 с двумя запальными свечами мощного разряда для основной камеры. Система зажигания переброской пламени фирмы Плесси для форсажной камеры.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Устанавливается на истребителях Мак Доннелл «Фэнтом» 2F-4K (ВМФ Англии) и F-4M (ВВС Англии).

№№ источников: 40, 148, 158, 191, 331, 399.

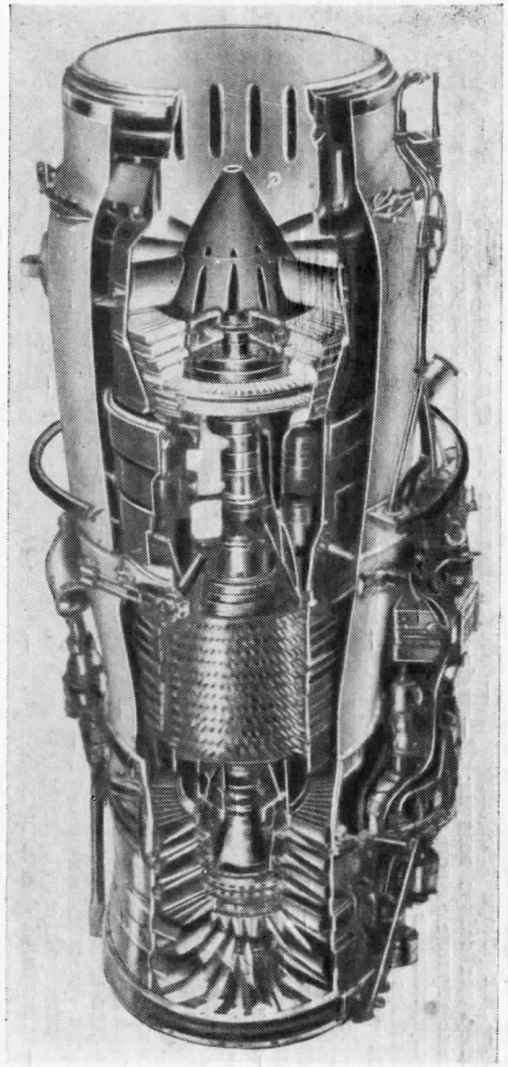


Частичный разрез ТРДДФ «Спей» RB.168-25R.

а—фланец крепления диффузора ф. к.; *б*—смеситель и переходник; *в*—корпус турбины; *г*—корпус камеры сгорания; *д*—корпус диффузора; *е*—корпус компрессора; *ж*—промежуточный корпус; *з*—корпус вентилятора; *и*—корпус входного устройства и переднего подшипника.

1—передний обтекатель; *2*—передний подшипник; *3*—лопатки ВНА; *4*—трубопровод для подвода горячего воздуха в противообледенительную систему; *5*—трубки воздухопровода противообледенительной системы; *6*—рабочая лопатка 1-й ступени вентилятора; *7*—воздушное уплотнение; *8*—лопатка НА вентилятора; *9*—вал вентилятора; *10*—трубка отвода масла от переднего подшипника; *11*—колесо ротора вентилятора; *12*—выходные спрямляющие лопатки вентилятора; *13*—задний подшипник вентилятора; *14*—шестерня малооборотной коробки передач; *15*—внутренняя коробка передач; *16*—подшипник привода высокооборотной коробки передач; *17*—шестерня высокооборотной коробки передач; *18*—разделитель канала внешнего контура; *19*—регулируемые входные направляющие лопатки; *20*—кольцо привода регулируемых входных направляющих лопаток; *21*—передний подшипник компрессора; *22*—ведущий вал высокооборотной коробки передач; *23*—вал ротора компрессора; *24*—диск ротора компрессора; *25*—рабочая лопатка 1-й ступени компрессора; *26*—лопатка НА компрессора; *27*—устройство для отбора воздуха; *28*—трубка подвода охлаждающего воздуха; *29*—коллектор отбора воздуха от 7-й ступени к системе управления пограничным слоем; *30*—промежуточный вал привода вентилятора; *31*—трубка подвода масла; *32*—выходные спрямляющие лопатки компрессора; *33*—коллектор подвода воздуха в противообледенительную систему; *34*—коллектор отбора воздуха от 12-й ступени; *35*—упорный подшипник вала турбины привода вентилятора; *36*—упорный подшипник вала турбины привода компрессора; *37*—воздухопровод системы управления пограничным слоем; *38*—передняя часть жаровой трубы; *39*—пламеперебрасывающий патрубок; *40*—тепловой экран; *41*—форсунка и трубка подвода топлива; *42*—жаровая труба; *43*—газосборный патрубок жаровой трубы; *44*—вал турбины; *45*—подшипник турбины; *46*—вал турбины привода вентилятора; *47*—диск первой ступени турбины привода компрессора; *48*—сопловые лопатки турбины привода компрессора; *49*—коллектор охлаждающего воздуха; *50*—рабочие лопатки первой ступени турбины привода компрессора; *51*—сопловые лопатки второй ступени турбины привода компрессора; *52*—рабочие лопатки второй ступени турбины привода компрессора; *53*—диск второй ступени турбины привода компрессора; *54*—межступенчатое уплотнение турбины; *55*—диск первой ступени турбины вентилятора; *56*—сопловые лопатки первой ступени турбины вентилятора; *57*—рабочие лопатки 1-й ступени турбины вентилятора; *58*—сопловой аппарат 2-й ступени турбины вентилятора; *59*—рабочие лопатки 2-й ступени турбины вентилятора; *60*—диск 2-й ступени турбины вентилятора; *61*—подшипник турбины вентилятора; *62*—стойки, несущие подшипник турбины вентилятора; *63*—желоб-смеситель; *64*—термопара для измерения температуры газа за турбиной; *65*—задний конус; *66*—усилители Т1, Т3 и Т6; *67*—датчик для проверки форсунок форсажной камеры; *68*—штуцер для измерения степени повышения давления; *69*—насос маслосистемы управления соплом; *70*—регулятор расхода топлива в форсажной камере; *71*—высокооборотная коробка передач; *72*—газотурбинный стартер фирмы Плесси; *73*—воздухо-масляный радиатор привода постоянного числа оборотов; *74*—воздухо-масляный радиатор двигателя; *75*—термопара Т1; *76*—монтажный фланец гидронасоса; *77*—коробка передач к агрегатам; *78*—маслобак двигателя; *79*—привод постоянного числа оборотов; *80*—к генератору переменного тока; *81*—масляные насосы; *82*—система зажигания с мощным разрядом; *83*—кулачковая коробка; *84*—цапфа подвески двигателя; *85*—диффузор ф. к.; *86*—трубки подачи топлива в кольцевые топливопроводы и в стабилизаторы с испарительными форсунками; *87*—основные топливопроводы; *88*—стойка; *89*—стабилизаторы с испарительными форсунками; *90*—тепловой экран; *91*—силовой цилиндр управления соплом; *92*—кожух форсажной камеры; *93*—кулачок; *94*—ролики; *95*—регулируемое первичное сопло; *96*—расширяющаяся часть сопла; *97*—ведущая створка; *98*—поверхность уплотнения на самолете; *99*—уплотняющая створка; *100*—передвижной кожух; *101*—щели, через которые подается охлаждающий воздух; *102*—воспламенитель форсажной камеры; *103*—внешний поток воздуха; *104*—кольцо задней подвески.

РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ» RB.168-20



ТРДД «Спей» RB.168-20 с частично вырезанным корпусом
$R_{взл} = 5215$ *кгс*
$m = 0{,}6$
$\pi_{сум} = 19$

РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ» RB.168-20 Мк.250

Военный вариант гражданского ТРДД «Спей» 25, приспособленный к полетам над морем

По сравнению с ТРДД «Спей» 25 изменены материалы некоторых узлов и применены защитные покрытия для обеспечения продолжительной работы двигателя в условиях атмосферы, насыщенной солью.

Вентилятор — 5-ступенчатый, приводится 2-ступенчатой турбиной н. д. Рабочие лопатки вентилятора с замком шарнирного типа.

Компрессор — 12-ступенчатый, приводится 2-ступенчатой турбиной в. д. На первых ступенях замок шарнирного типа. Направляющие лопатки всех ступеней выполнены из нержавеющей стали.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Рабочие и сопловые лопатки 1-й ступени турбины в. д. охлаждаются воздухом, который отбирается за компрессором. Он проходит по радиальным каналам в лопатках и выходит через отверстия в бандажных полках, присоединяясь к основному потоку газов. Рабочие лопатки с бандажными полками.

Система запуска. Воздушно-турбинный стартер, снабжаемый воздухом от генератора сжатого воздуха типа ГСВ «Палуст».

Состояние в производстве. Серийный.

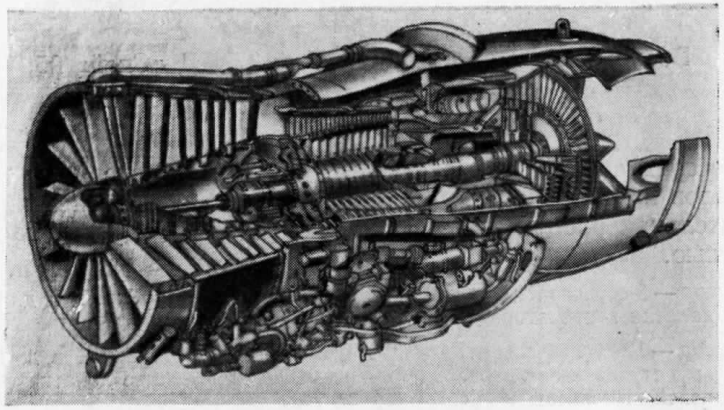
Применение. Устанавливается на противолодочном самолете Хоукер-Сиддли «Нимрод».

Модификация:

RB.168-25 «Спей». $R_{взл} = 5625$ *кгс.* Предназначается для проектируемого СВ/УВП Дорнье Do.131 A/B.

№№ источников: 153, 229, 260, 321, 29 доп.

РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ ДЖУНИОР» RB.183-2 Мк.555



Частичный разрез двигателя Мк.555

$R_{взл}$ = 4470 *кгс*
$C_{R\,взл}$ = 0,56 *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум}$ = 92 *кг/сек*
$G_{в\,II}$ = 46 *кг/сек*
m = 1,0
$\pi_{сум}$ = 15,4
$\pi_{вен}$ = 2,46
} при n = 12 000 *об/мин*

$R_{м.п}$ = 4295 *кгс*
$C_{R\,м.п.}$ = 0,55 *кг/кгс тяги ч*
} при n = 11 900 *об/мин*

$R_{кр}$ = 1343 *кгс*
$C_{R\,кр}$ = 0,75 *кг/кгс тяги ч*
} при H = 7,6 *км*; V = 786 *км/ч*

D = 940 *мм*
L = 2795 *мм*
$G_{дв}$ = 956—995 *кгс*
γ_R = 0,213—0,223 *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС «СПЕЙ ДЖУНИОР» RB.183-2 Мк.555-15

Входное устройство. Неразъемный стальной корпус с нерегулируемым ВНА, обогреваемым горячим воздухом.

Вентилятор — 4-ступенчатый. Ротор вентилятора барабанного типа, сварной. Корпус с продольным разъемом выполнен из алюминиевого сплава. Рабочие колеса с бандажированными лопатками из алюминиевого сплава. Ротор вентилятора соединен с внутренним валом, приводимым от 2-ступенчатой турбины н. д. Корпус канала внешнего контура выполнен из стекловолокна.

Компрессор — 12-ступенчатый. Корпус имеет продольный разъем и выполнен из стали. Лопатки ВНА поворотные. Автоматический клапан перепуска воздуха. Направляющие лопатки выполнены из алюминиевого и титанового сплавов. Ротор дискового типа с лопатками, выполненными из алюминиевого и титанового сплавов, соединен с внешним валом, приводимым от 2-ступенчатой турбины в. д. Компрессор с умеренной нагрузкой на ступени быстро реагирует на изменение положения дросселя и работает без срыва при любых условиях полета.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с 10 жаровыми трубами и двухступенчатыми топливными форсунками. Корпус стальной.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Корпус стальной. Рабочие лопатки 1-й ступени и сопловые лопатки 1 и 2-й ступеней турбины в. д. охлаждаются воздухом. Все рабочие и сопловые лопатки турбины из сплава нимоник. Подшипники турбины устанавливаются нежестко, так что усилия остаточной неуравновешенности не передаются на корпус двигателя.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Потоки воздуха внешнего контура и газов внутреннего контура смешиваются в смесителе, расположенном за турбиной.

Система регулирования — электромеханическая. Ограничитель температуры выходящих газов. Объединенный регулятор приемистости и числа оборотов фирмы Лукас.

Топливная система — фирмы Лукас. Топливный насос типа GD фирмы Лукас. Давление топлива 60 *кгс/см²*. Центробежный регулятор LPC-119. Регу-

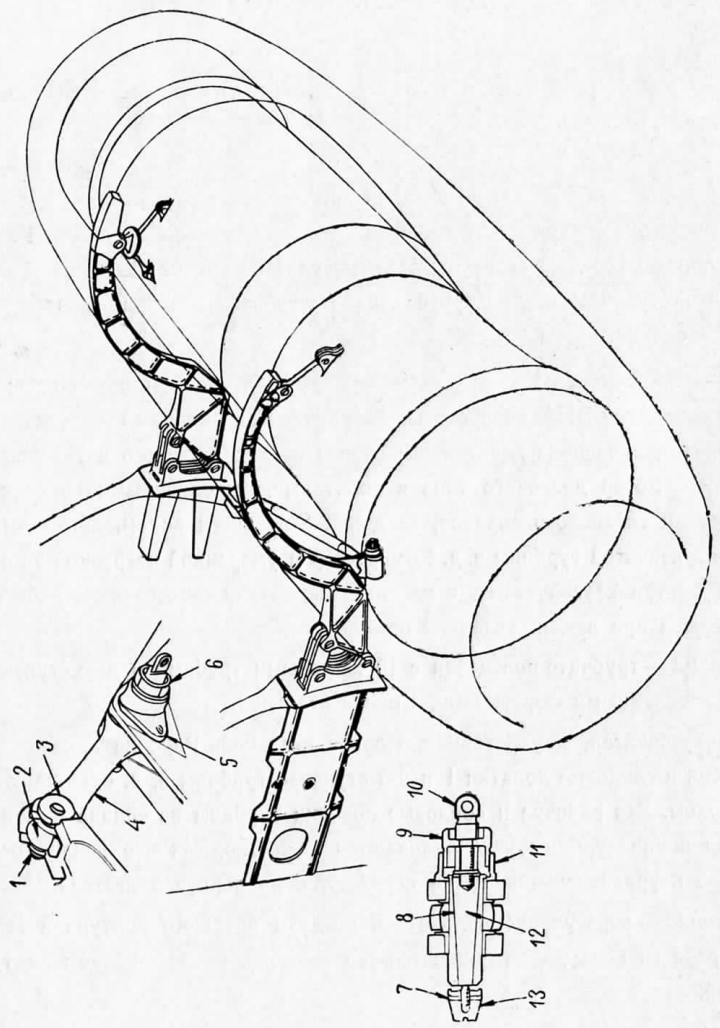


Схема крепления двигателя

1—гайка крепления; *2*—шаровая опора; *3*—болт с заплечиками; *4*—соединительный рычаг; *5*—соединительный фланец; *6*—антивибрационный болт крепления двигателя; *7*—заклепка; *8*—разъемная втулка; *9*—гайка крепления двигателя; *10*—болт с отверстием; *11*—соединительный фланец; *12*—конический болт; *13*—коническая гайка

лятор расхода топлива Лукас CASC-133. Подкачивающий насос BP.250 фирмы Плесси. Топливо D. Eng. R. D.2494 или 2486.

Система смазки — циркуляционная. Давление масла 2,5 *кгс/см²*. Маслобак и теплообменник выполнены заодно с двигателем. Расход масла 363 *г/ч*. Масло D. Eng. R. D.2487.

Система запуска. Воздушно-турбинный стартер Ротакс СТ.1013. Система зажигания A. E. I. C83TS/2 с двумя запальными свечами мощного разряда.

Шумоглушитель. Предусмотрена установка 6-лепесткового шумоглушителя.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. На пассажирском самолете Фоккер F-28 «Феллоушип».

Ресурс. Первоначальный ресурс 2000 *ч.*

Модификация:

«Спей Джуниор» Мк.550-15 (RB.183-1). Вариант ТРДД RB.163-1 «Спей», работающий на пониженных режимах. $R_{взл}=3925$ *кгс*; $R_{кр}=1343$ *кгс*, $C_{R\,кр}=0{,}748$ *кг/кгс тяги ч* (при $H=7{,}6$ *км* и $V=788$ *км/ч*). В серийном производстве. Установлен на самолетах Фоккер F-28 «Феллоушип» и Лир Джет 40.

№№ источников: 11, 36, 331, 399.

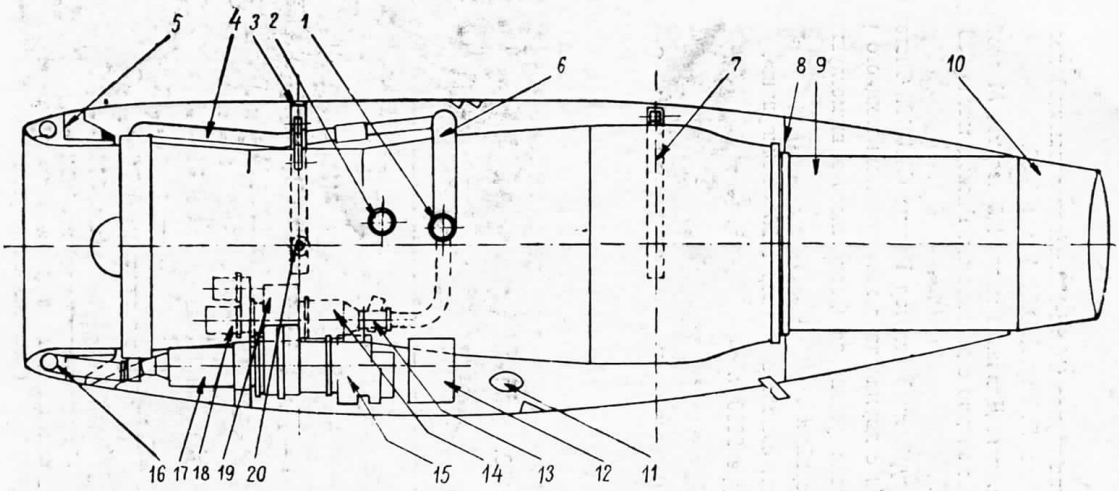
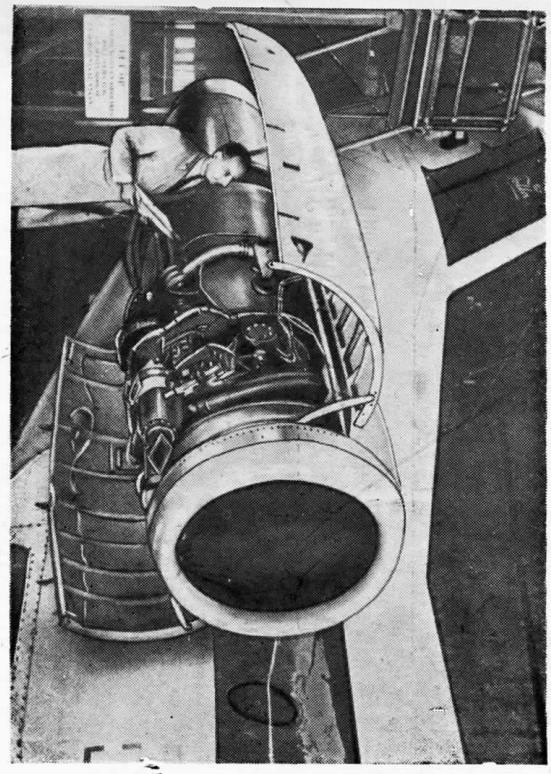
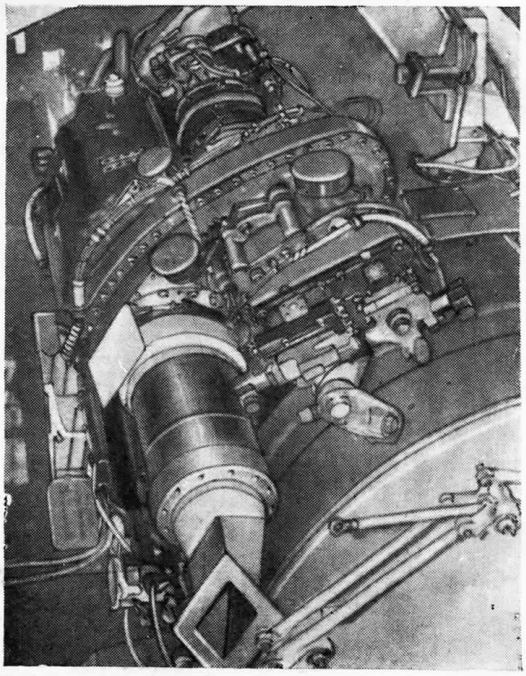


Схема расположения ТРДД «Спей Джуниор» в мотогондоле.

1—отбор воздуха за компрессором; *2*—отбор воздуха из 7-й ступени компрессора; *3*—передняя поперечная балка; *4*—трубопровод противообледенительной системы двигателя и мотогондолы; *5*—передняя противопожарная перегородка; *6*—поперечный трубопровод; *7*—задняя поперечная балка; *8*—задняя противопожарная перегородка; *9*—реактивная труба; *10*—сопло; *11*—сливной бак двигателя; *12*—масляный бак двигателя; *13*—регулировочный и отсечной клапаны; *14*—воздушно-турбинный стартер; *15*—привод постоянного числа оборотов; *16*—противообледенительный трубопровод передней кромки воздухозаборника; *17*—генератор переменного тока; *18*—гидравлические насосы; *19*—коробка агрегатов; *20*—основная цапфа подвески двигателя

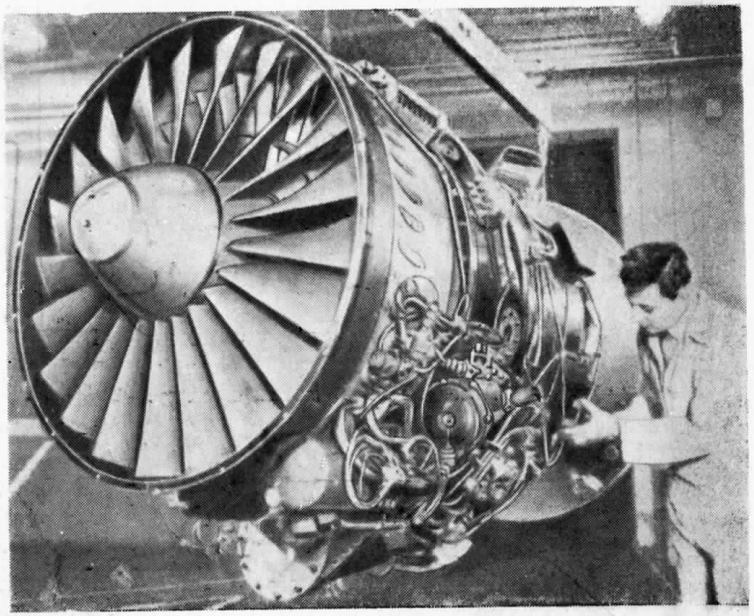


Силовая установка с откинутым капотом.



Агрегаты на двигателе

РОЛЛС-РОЙС RB.203 «ТРЕНТ»



ТРДД «Трент» во время сборки

$R_{взл} = 4415$ *кгс* } при $n_{вен} = 8755$ *об/мин*,
$C_{R\,взл} = 0{,}446$ *кг/кгс тяги ч* } $n_{н.д} = 13\,050$ *об/мин*,
$n_{в.д} = 15\,855$ *об/мин*

$G_{в\,I} + G_{в\,II} = 34 + 102$ *кг/сек*

$m = 3$

$\pi_{сум} = 16$

$R_{кр} = 1338$ *кгс* } при $H = 7{,}6$ *км*, $M_п = 0{,}7$
$C_{R\,кр} = 0{,}716$ *кг/кгс тяги ч* }

$D_{вен} = 985$ *мм*

$L = 2090$ *мм* (от входного устройства до фланца крепления выпускной системы)

$G_{дв} = 795$ *кгс*

$\gamma_R = 0{,}18$ *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС RB.203 «ТРЕНТ»

Трехвальный ТРДД без смешения потоков газа и воздуха

Вентилятор — одноступенчатый, выполнен из титанового сплава и не имеет ВНА. Колесо с лопатками крепится консольно на переднем конце вала, который приводится 2-ступенчатой турбиной вентилятора. Весь вращающийся узел опирается на три подшипника. Передний роликовый подшипник, расположенный непосредственно за колесом вентилятора, рассчитан на воздействие неуравновешенных нагрузок при поломке вентиляторной лопатки. Корпус канала внешнего контура, направляющие лопатки и корпус подшипника вентилятора выполнены в основном из композитных материалов (пластик, упрочненный стекловолокном). Воздух из канала внешнего контура выпускается через отдельное кольцевое сопло, выходное сечение которого расположено у заднего фланца турбины. Длина канала внешнего контура составляет 75% длины двигателя.

Компрессор н. д. — 4-ступенчатый. Ротор барабанно-дискового типа, выполненный из титанового сплава, приводится одноступенчатой турбиной н. д. Рабочие лопатки выполнены из титанового сплава. Детали статора и корпус компрессора — из стеклопластика. Ротор н. д. опирается на три подшипника.

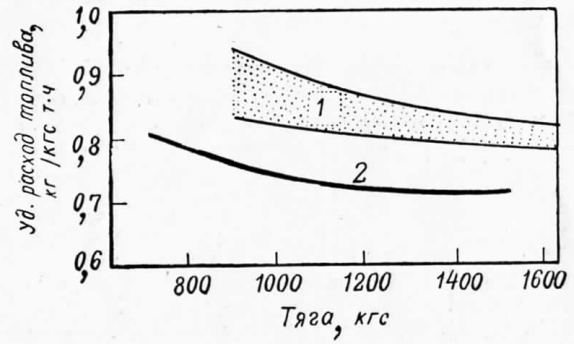
Компрессор в. д. — 5-ступенчатый. Корпус разъемный, изготовлен из титанового сплава. Ротор барабанно-дискового типа, выполнен из титанового сплава и состоит из трех основных частей, соединенных торцовыми шлицами. Он приводится от одноступенчатой турбины в. д. Между компрессорами н. д. и в. д. размещен промежуточный корпус, являющийся силовым элементом двигателя. Он соединяется с наружным корпусом внешнего контура обтекаемыми стойками, проходящими сквозь канал внешнего контура.

Камера сгорания — кольцевая, короткая, сконструирована по типу камеры сгорания подъемных двигателей фирмы Роллс-Ройс. 18 двухступенчатых топливных форсунок. Две диаметрально-противоположно установленные запальные свечи. Корпус камеры сгорания выполнен из сплава нимоник.

Турбина — 4-ступенчатая трехроторная. Корпус стальной, разъемный с полыми лопатками соплового аппарата. Рабочие лопатки одноступенчатой турбины в. д. охлаждаются воздухом, в результате чего их температура в среднем понижается на 220° С. Двигатель имеет умеренную рабочую температуру газа перед турбиной.

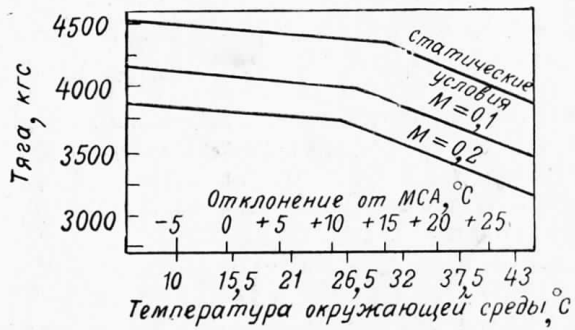
Реактивное сопло — нерегулируемое. Раздельные реактивные сопла для вентилятора и внутреннего контура.

Реверс тяги — многостворчатый решетчатого типа. Размещен в пределах габарита канала внешнего контура и кожуха реактивного сопла. Устанавливается по желанию заказчика.



Крейсерские характеристики ТРДД «Трент» при $H=6$ *км*, $M_п=0{,}7$.

1—серийные ТРДД 1967 г.; *2*—ТРДД «Трент»



Взлетные характеристики двигателя

Система регулирования — гидромеханическая. Предусмотрена возможность применения регулятора работы вентилятора.

Топливная система — фирмы Лукас. Топливный насос MGG и регулятор числа оборотов. Давление топлива 140 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Лукас FCV-52249. Подкачивающий насос фирмы Плесси BP.250. Топливо D. Eng. R. D.2494 или ASTM A-1.

Система смазки — циркуляционная. Масляный бак и теплообменник выполнены заодно с двигателем. В отсасывающих магистралях установлены магнитные пробки. Давление масла 2,5 *кгс/см²*. Расход масла 54 *г/ч*. Масло D. Eng. R. D.2487 и MIL-L-7808.

Система запуска. Электрический стартер Ротакс или воздушно-турбинный стартер. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла с мощным разрядом.

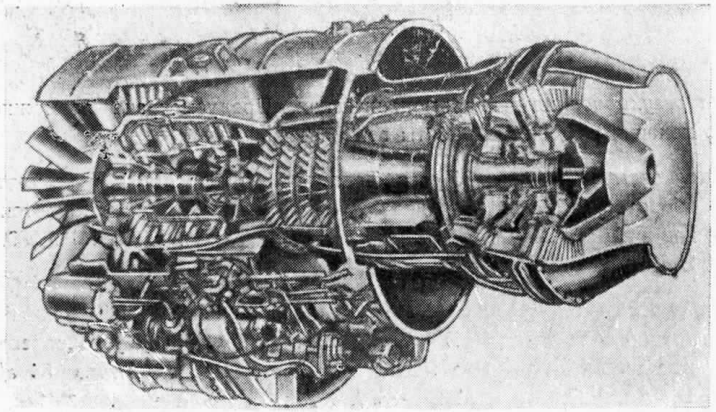
Состояние в производстве. Опытные образцы двигателя проходят стендовые испытания с декабря 1967 г.

Применение. Предлагается для проектируемого пассажирского самолета Хоукер-Сиддли HS.144 и японского транспортного самолета СХ.

Модификация:

RB.203-08. $R_{взл} \simeq 4530$ *кгс*. Предназначался для японского пассажирского самолета Ниппон Х-У.

№№ источников: 6, 11, 76, 148, 164, 172, 320, 350, 399, 60 доп., 61 доп., 62 доп., 66 доп., 70 доп., 71 доп., 72 доп., 73 доп., 75 доп., 76 доп.

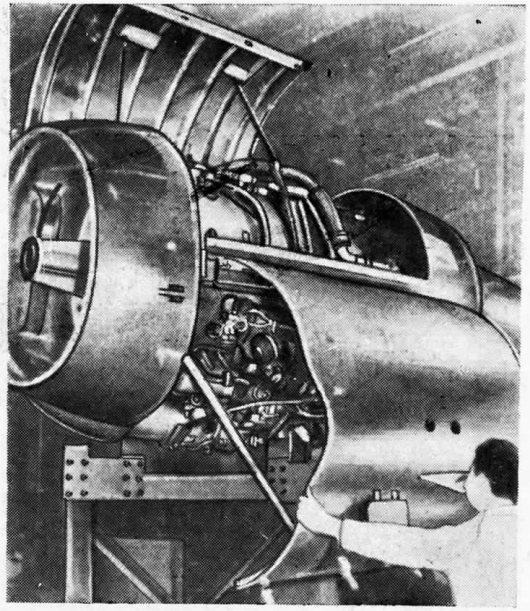


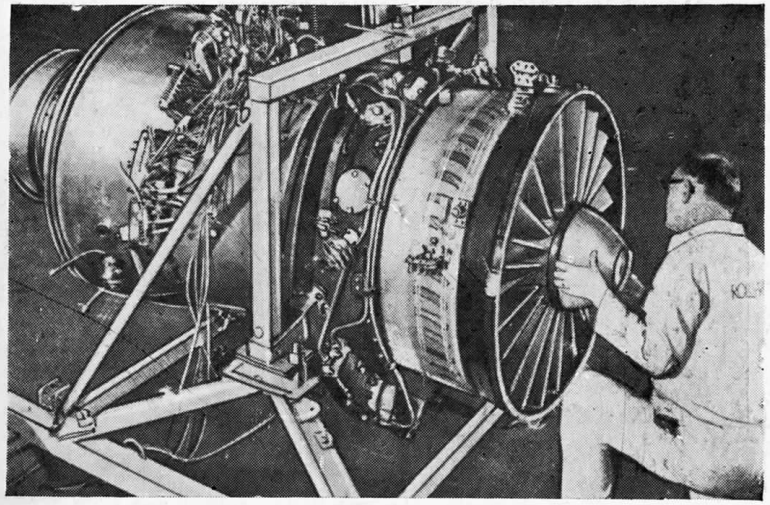
ТРДД «Трент» с частично вырезанным корпусом



Ротор вентилятора двигателя «Трент»

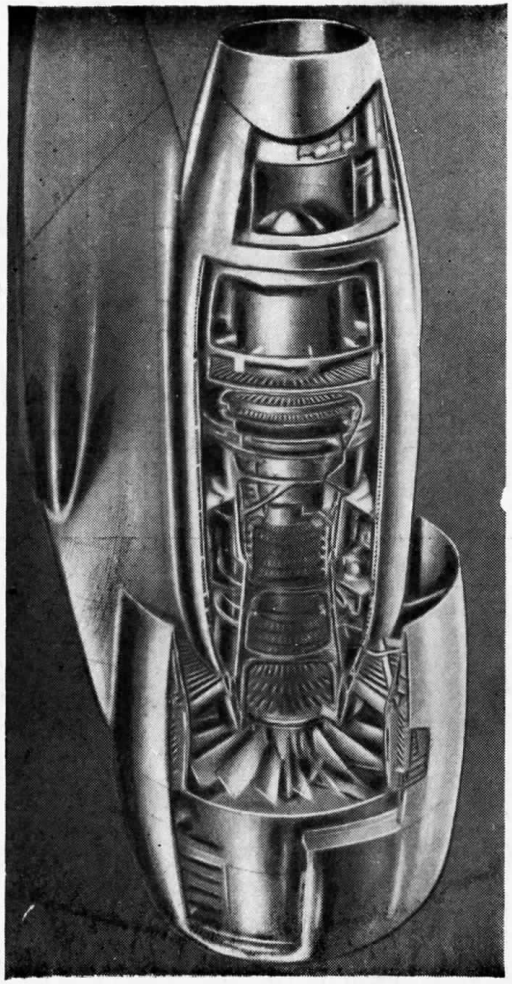
Макет двигателя «Трент» в гондоле с откинутым капотом





ТРДД «Трент» RB.203-01 во время сборки

РОЛЛС-РОЙС RB.207



Установка ТРДД RB.207 в мотогондоле самолета

Данные	ТРДД RB.207-03	
$R_{взл}$	21 550 *кгс*	$m_{кр}$ = 5
$C_{R\ взл}$	= 0,336 *кг/кгс тяги ч*	$\pi_{сум.кр}$ = 27
$G_{в\ I}+G_{в\ II}$	= 126+627 *кг/сек*	$\pi_{вен}$ = 1,6
$T_г$	= 1420° K	$D_{вх}$ = 2512 *мм*
$R_{м.кр}$	= 4760 *кгс*	L = 3270 *мм*
$C_{R\ м.кр}$	= 0,60 *кг/кгс тяги ч* при H = 10,7 *км*, $M_п$ = 0,8	$G_{дв}$ = 3895 *кгс*
		γ_R = 0,18 *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС RB.207-03

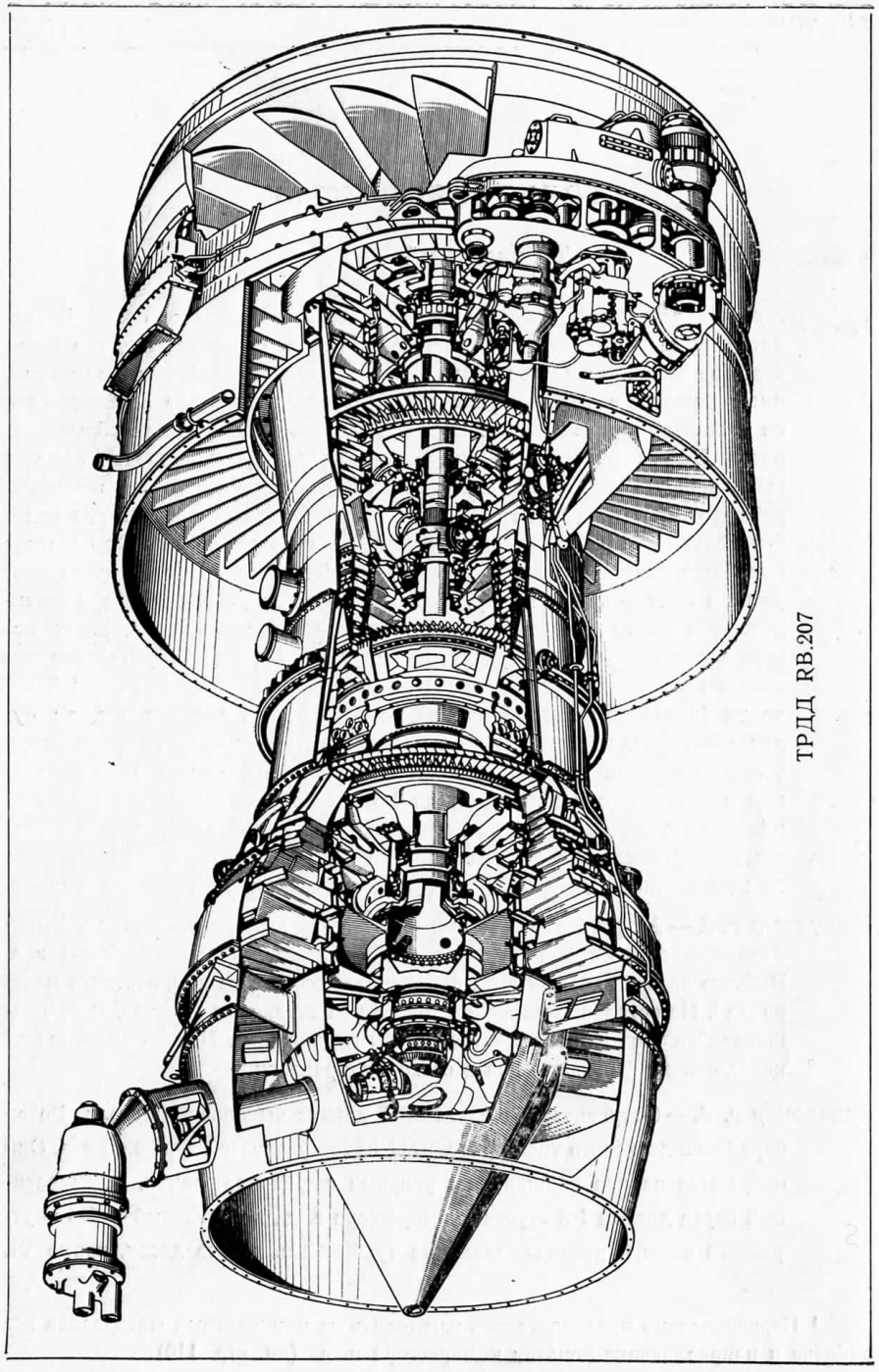
Трехвальный ТРДД

Вентилятор — одноступенчатый без ВНА, выполнен из титанового сплава. Вентилятор приводится 3-ступенчатой турбиной н. д. Ротор вентилятора и его турбины опирается на три подшипника. Передний подшипник роликовый, имеет большие размеры и расположен непосредственно за вентилятором, он рассчитан на воздействие нагрузок, возникающих в случае обрыва лопаток. Осевая фиксация вала вентилятора осуществляется при помощи шарикоподшипника внутреннего вала, установленного в заднем конце барабана компрессора н. д. Подшипник, фиксирующий внутренний вал, подобен подшипникам, применяемым в ТРДД «Спей» и «Конуэй». Он работает при более благоприятных условиях, поскольку температура и число оборотов в этом узле ниже. Передний обтекатель закреплен на диске вентилятора и имеет противообледенительный обогрев воздухом, поступающим через центральную трубку, проходящую внутри вала. Лопатки выходного направляющего аппарата вентилятора после конструктивной доводки (усиления передней кромки, покрытия пера лопатки и т. д.) будут выполнены из композитного материала хайфил. Корпус вентилятора утолщен в целях удержания лопаток в случае их обрыва. При попадании в вентилятор птицы весом до 1,8 *кгс* лопатка оказывает достаточное сопротивление удару, не деформируясь до соприкосновения с соседними лопатками. Все рабочие лопатки вентилятора будут изготовлены из композитного материала хайфил с усилением их передней кромки.

Компрессор н. д. — 7-ступенчатый. Разъемный корпус выполнен из стали. Ротор барабанно-дискового типа приводится одноступенчатой турбиной н. д. Рабочие лопатки первых двух ступеней выполнены из композитного материала [1]. На остальных ступенях лопатки из титановых сплавов. Весь вращающийся узел н. д. опирается на три подшипника. Центральный шарикоподшипник фиксирует вал в осевом направлении.

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый. Разъемный корпус выполнен из стали. Ротор барабанно-дискового типа приводится одноступенчатой турбиной в. д. Они опираются на два подшипника: упорный шарикоподшипник, установленный перед диском 1-й ступени компрессора в. д., и роликовый — без внутреннего кольца, расположенный за турбиной в. д. Все диски, кроме VI,

[1] Первоначально предполагалось изготовить из композитных материалов все рабочие и направляющие лопатки компрессора н. д. (см. стр. 110).



ТРДД RB.207

выполнены из высокопрочного титанового сплава. Материал был подобран специально для работы в условиях высокой температуры.

Камера сгорания — кольцевая, с разъемным стальным корпусом. Двухступенчатые топливные форсунки.

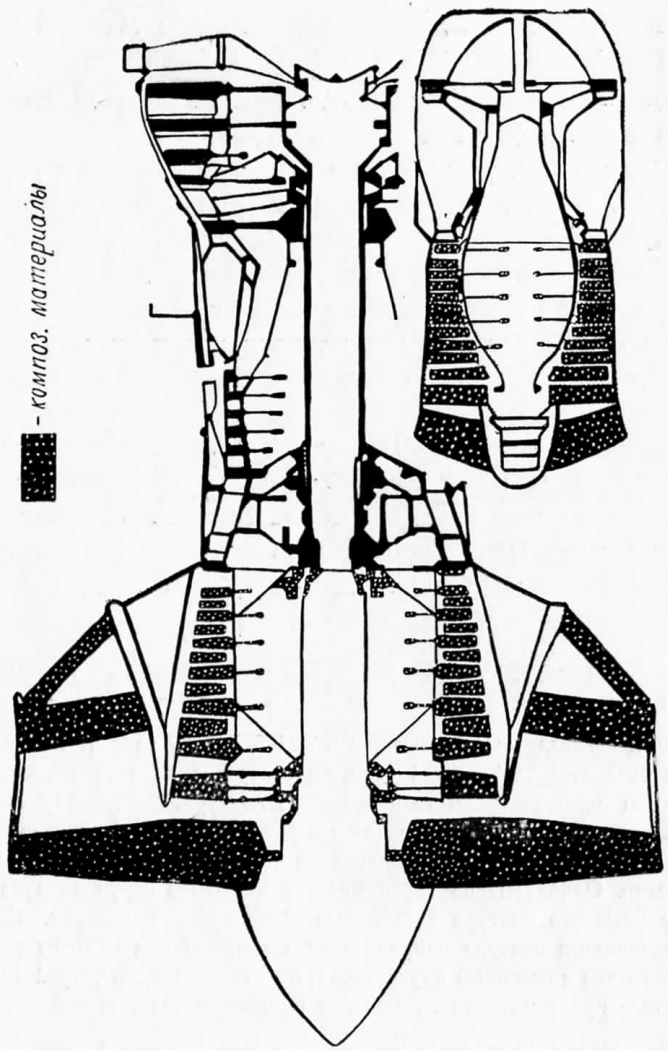
Турбина — 5-ступенчатая, трехроторная с разъемным стальным корпусом. Турбины в. д. и н. д. — одноступенчатые; турбина привода вентилятора — 3-ступенчатая. Диски, рабочие и сопловые лопатки изготовлены из обычных материалов, применяемых в турбинах существующих двигателей. Рабочие лопатки турбины в. д. с радиальными каналами для охлаждающего воздуха (см. стр. 114) изготовлены методом штамповки с вытяжкой, т. е. тем же способом, что и в двигателе Роллс-Ройс «Спей». Среднее уменьшение температуры металла рабочих лопаток турбины в. д. в результате охлаждения достигает 300° С. Сопловые лопатки турбин в. д. и н. д. литые, с профилированными вставками для подвода и направления потока охлаждающего воздуха к входной и выходной кромкам (см. стр. 114). Охлаждающий воздух равномерно вытекает из лопатки через прорези в задних кромках. (Схема охлаждения с лобовым натеканием).

Реактивное сопло — регулируемое, створчатого типа с пневматическими силовыми цилиндрами.

Реверс тяги и шумоглушитель. Так как в ТРДД RB.207 за счет внешнего контура создается 75% общей тяги, то реверсирование тяги осуществляется одним лишь реверсом тяги внешнего контура. Этот реверс тяги решетчатого типа. Он устанавливается в рабочее положение при смещении назад кожуха вентилятора, благодаря чему открываются отклоняющие решетки. Одновременно перекрывается движение струи воздуха по каналу внешнего контура с помощью блокирующих створок. Струя газов внутреннего контура направляется в стороны под прямым углом к оси двигателя с помощью двухстворчатого отклоняющего устройства. На двигателе предусмотрено применение шумоглушителя.

Система регулирования — гидромеханическая. Предусмотрена возможность применения регулятора работы вентилятора.

Топливная система — фирмы Лукас. Один топливный насос MGG и регулятор числа оборотов. Давление топлива 140 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Лукас FCU-52249. Подкачивающий насос Плесси BP.250. Топливо D. Eng. R. D. 2494 или 2486.



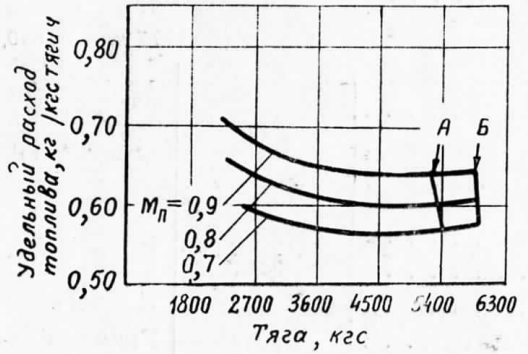
Применение композитных материалов в конструкции двигателей RB.207 и RB.162

Система смазки — циркуляционная. Топливо-масляный теплообменник. Давление масла 2,8 *кгс/см²*. Расход масла 54 *г/ч*. Масло D. Eng. R. D.2487.

Система запуска. Воздушно-турбинный стартер Плесси или Ротакс. Система зажигания А. Е. I. или Ротакс с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Состояние в производстве. Работа над двигателем приостановлена из-за отсутствия заказов. Двигатель ни разу не испытывался на стенде, однако его основные узлы подвергались стендовым испытаниям в течение 1968 г.

Применение. Разрабатывался как силовая установка для воздушного автобуса А-300.



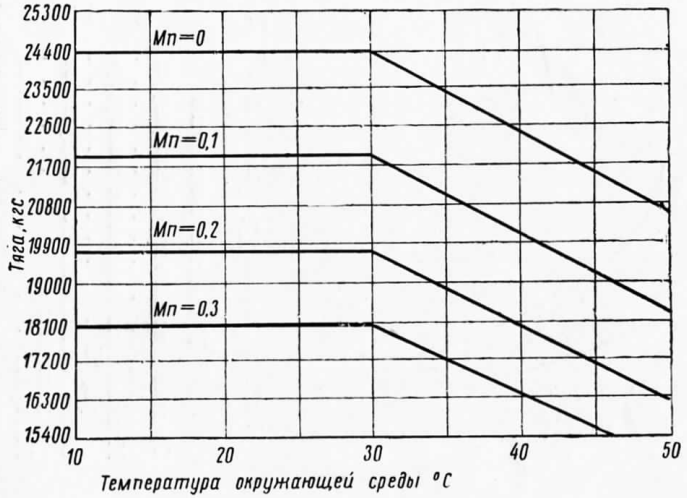
Скоростные характеристики двигателя RB.207 при $H = 10{,}7$ *км* МСА.

А—максимальный рекомендуемый крейсерский режим; *Б*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты

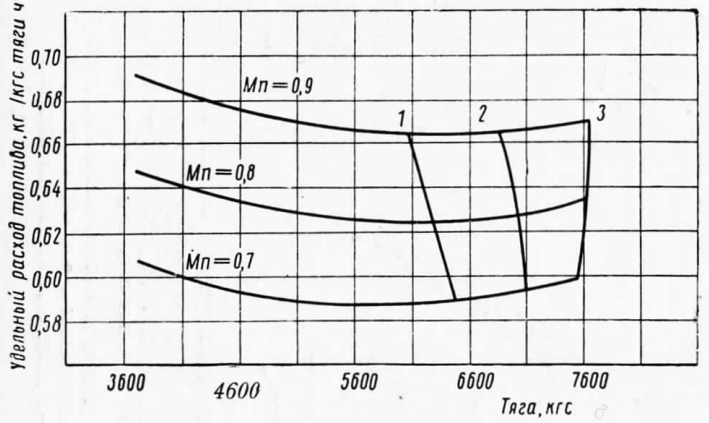
Модификации ТРДД RB.207

Основные данные	Модификации		
	RB.207	RB.207-10	RB.207-11
Взлетный режим ($H=0$, МСА)			
R, кгс	26 100	24 495	~ 26 085
Номинальный режим			
R, кгс	—	—	25 400
Крейсерский режим ($H=10{,}7$ км; $M_п=0{,}8$)			
R, кгс	5253	5240	—
C_R, кг/кгс тяги ч	0,615	0,615	0,63
m	4,36	4,35	—
$\pi_{сум}$	27	27	27
$D_г$, мм	2512	2512	2512
L, мм	4165	4010	4190
$G_{дв}$, кгс	4465	4460	4452
Состояние в производстве	Проект	Испытаны некоторые узлы	Работы прекращены
Установлен на самолетах	Предназначался для воздушного автобуса А-300		

№№ источников: 6, 8, 11, 106, 188, 220, 330, 350, 399, 1 доп., 5 доп., 63 доп., 68 доп., 74 доп., 77 доп., 79 доп., 81 доп., 87 доп.

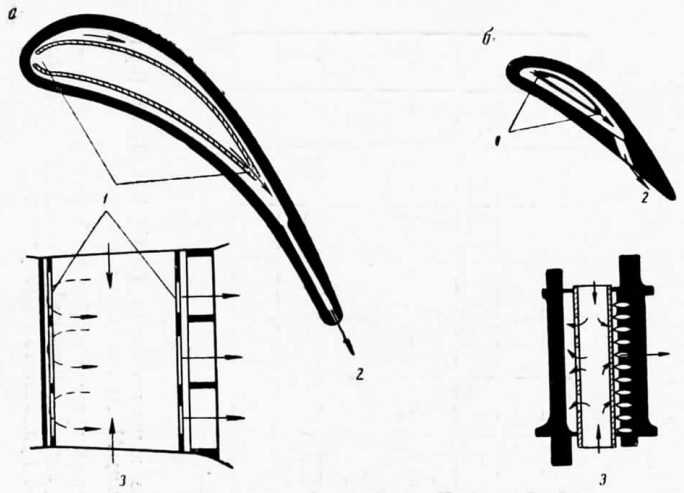


Расчетные характеристики ТРДД RB.207-10 при $H=0$, потери не учтены



Расчетные скоростные характеристики ТРДД RB.207-10 (при $H=9{,}15$ км; МСА; потери не учтены).

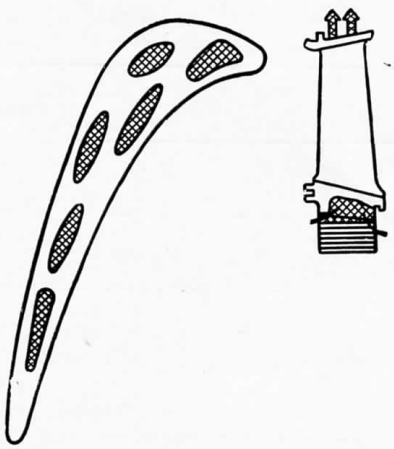
1—максимальный рекомендуемый крейсерский режим; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты; *3*—максимальный продолжительный режим



Сопловые лопатки с воздушным охлаждением ТРДД RB.207 и «Спей».

а—лопатка турбины в. д. ТРДД RB.207; *б*—лопатка 1-й ступени турбины в. д. ТРДД «Спей».

1—направление движения охлаждающего воздуха у передней и задней кромок лопатки; *2*—выход охлаждающего воздуха; *3*—подвод охлаждающего воздуха.

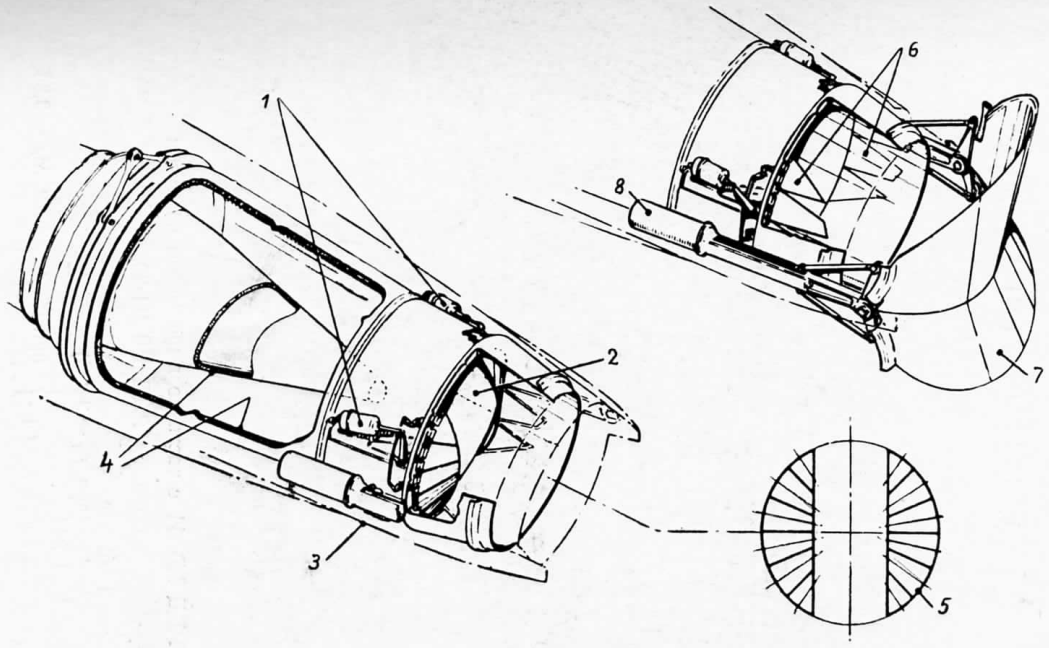


Рабочая лопатка турбины в. д. ТРДД RB.207.

Данные лопатки

Среднее понижение температуры (Δt), °С	300
Минимальное понижение температуры, °С	120
Отбор охлаждающего воздуха от компрессора, %	2,5
Материал	нимоник 108
Имеющийся улучшенный материал	РК42[1]

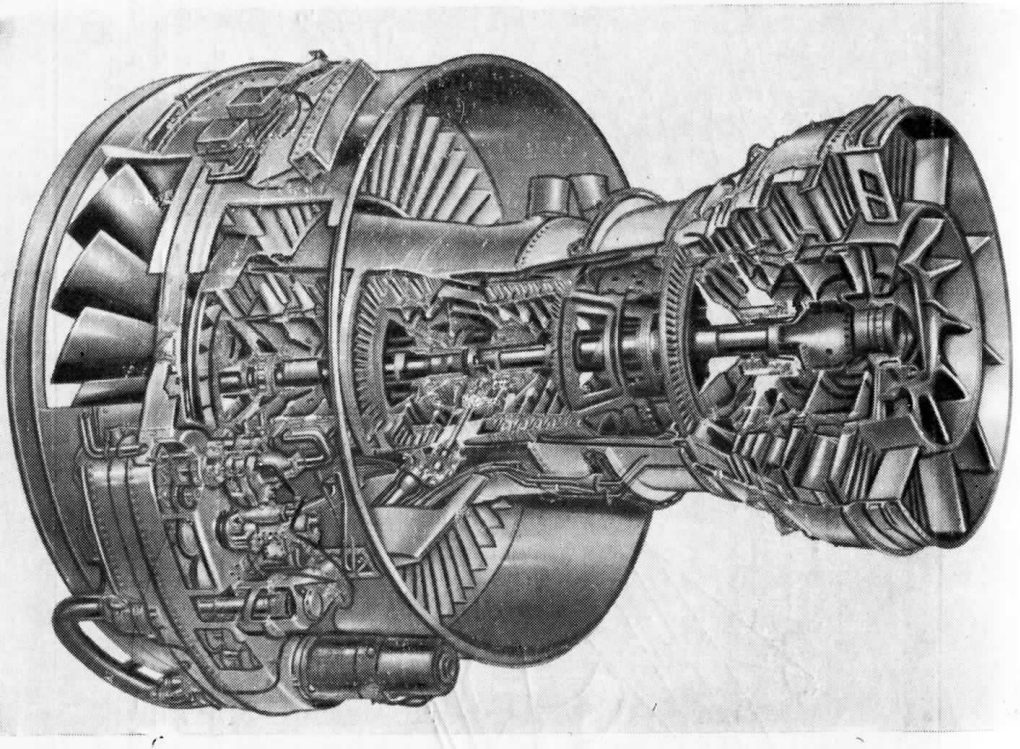
[1] Равноценен сплаву нимоник 108+20° С.



Узел сопла с устройством для отклонения тяги внутреннего контура.

1—силовые цилиндры механизма створок сопла; *2*—уменьшенная площадь сопла для снижения шума вследствие уменьшения скорости вращения вентилятора; *3*—заслонки в закрытом положении; *4*—акустический экран; *5*—вид створок сзади; *6*—шарнирно-закрепленные створки в раскрытом положении; *7*—заслонки для отклонения тяги в раскрытом положении; *8*—силовой цилиндр механизма заслонок для отклонения тяги.

РОЛЛС-РОЙС RB.211



ТРДД RB.211 с частично вырезанным корпусом

Данные ТРДД RB.211-22

$R_{взл} = 18\,415$ *кгс*
$T_г = 1483°$ К (при $t_н = 32°$ С)
$R_{кр} = 4220$ *кгс*
$C_{R\,кр} = 0{,}628$ *кг/кгс тяги ч*
при $H \simeq 10{,}7$ *км*, $M_п = 0{,}85$

$\pi_{сум.кр} = 27$
$m_{кр} = 5$
$D_{вх} = 2170$ *мм*
$L = 3300$ *мм*
$G_{дв} = 2885$ *кгс*
$\gamma_R \simeq 0{,}157$ *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС RB.211-22

Трехвальный ТРДД

Разработан на основе ТРДД RB.207.

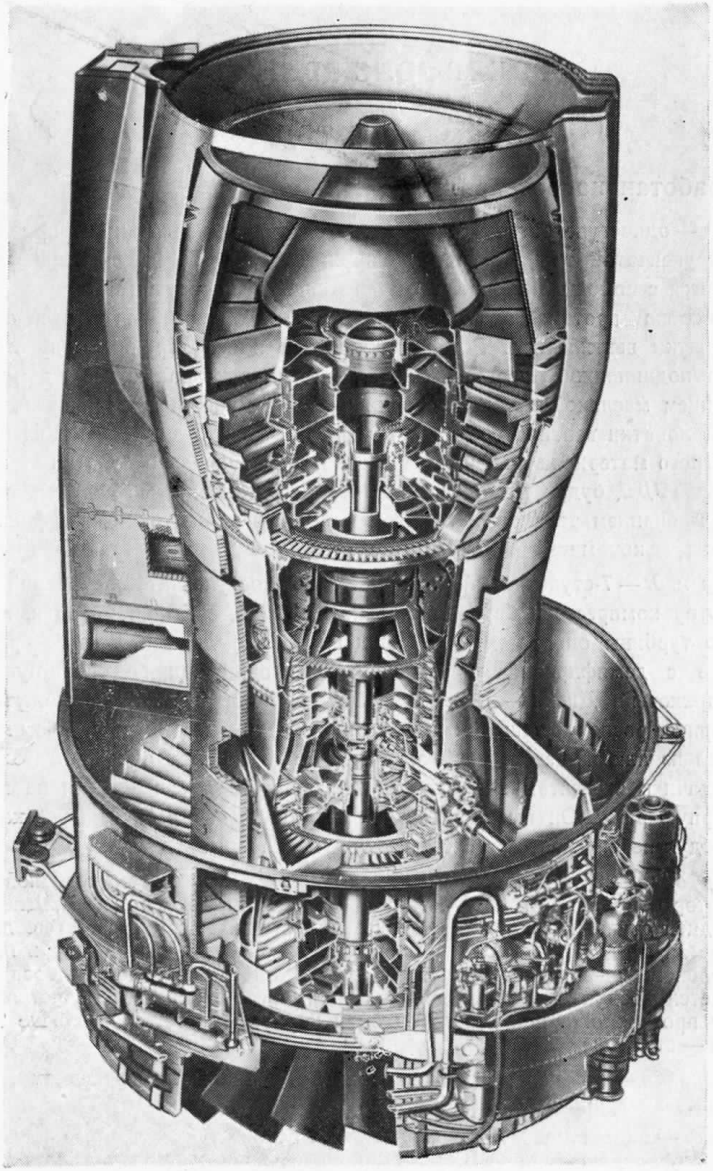
Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, расположен консольно и приводится 3-ступенчатой турбиной н. д. Окружная скорость вентилятора регулируется с помощью двухпозиционного сопла. Конструкция корпуса и вала способна противостоять нагрузкам, возникающим в случае обрыва лопатки вентилятора. Ротор вентилятора и его турбины опирается на три подшипника. Передний и задний подшипники роликовые с демпфированием масляной пленкой, средний — опорно-упорный шариковый. Рабочие лопатки вентилятора на опытных двигателях изготовлены из композитного материала хайфил или титана. Первоначально лопатки на серийных ТРДД будут выполнены из титанового сплава. По сравнению с использованием титановых лопаток применение лопаток из хайфила позволит сэкономить ~ 140 *кгс* веса.

Компрессор н. д. — 7-ступенчатый, приводится одноступенчатой турбиной н. д. Ротор компрессора барабанно-дискового типа, сварной. Ротор к. н. д. и его турбины опирается на 3 подшипника: передний и задний — роликовые с демпфированием масляной пленкой, средний — опорно-упорный шариковый. Диски — из титана. ВНА — регулируемый. Промежуточный корпус, расположенный между компрессорами н. д и в. д. и выполненный из алюминиевого сплава, несет гнездо средних опор двигателя, передачи к агрегатам и подвеску, передающую тягу двигателя на подмоторную раму. Он имеет также полые радиальные стойки, через которые воздух перепускается в систему наддува кабины.

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый, приводимый одноступенчатой турбиной в. д. Ротор барабанно-дискового типа сварен из титанового сплава. Диск последней ступени выполнен из никелевой стали. Ротор каскада в. д. опирается на два подшипника: шариковый, установленный перед к. н. д., и роликовый — позади турбины в. д. От 3-й ступени компрессора отбирается воздух для охлаждения турбин, вентиляции пространства между противопожарной перегородкой и корпусом турбины. Рабочие лопатки — стальные.

Камера сгорания — кольцевая, с одноканальными топливными форсунками, имеющими воздушный распыл (см. стр. 139 и 140).

Турбина в. д. — одноступенчатая, выполнена на основе турбины ранее созданного опытного двигателя (RB.178-61), но в ее конструкцию введены усовершенствования с целью повышения к. п. д. Рабочие лопатки первоначально были разработаны по образцу лопаток, применяемых на ТРДД «Спей», и изготовлены методом штамповки с вытяжкой. Они охлаждались воздухом по схеме однократного прохода охлаждающего воздуха



ТРДД RB.211 с частично вырезанным корпусом

по нескольким радиальным каналам лопатки. По более поздним сведениям охлаждение рабочей лопатки осуществлено по схеме с полупетлевым движением воздуха, натеканием его на переднюю кромку и выходом через заднюю кромку. Для уменьшения подогрева воздуха он подается через сопла с предварительной закруткой (см. стр. 125), в результате чего достигается осевой вход воздуха в промежуток между корнями лопаток. Хотя максимальные величины $T_г$ в данном двигателе выше, чем у ТРДД «Конуэй» и «Спей», благодаря эффективному охлаждению средняя рабочая температура металла лопатки на взлетном режиме в ТРДД RB.211 остается примерно на том же уровне. С целью уменьшения утечек через радиальный зазор рабочих лопаток применены тройные лабиринтные уплотнения. Лопатки соплового аппарата полые, литые из кобальтового сплава. Они охлаждаются воздухом, отбираемым от компрессора в. д. по той же схеме, что и в ТРДД «Спей». Однако охлаждающий воздух отводится из сопловых лопаток через щели в задней кромке, что увеличивает эффективность охлаждения по сравнению с ТРДД «Спей».

Турбина н. д. — одноступенчатая. Рабочие лопатки имеют бандажные полки; они штампованные из сплава нимоник и не имеют воздушного охлаждения. Лопатки соплового аппарата полые, литые из никелевого сплава. Они охлаждаются воздухом по той же схеме, что и сопловые лопатки турбины в. д., и несут в себе радиальные стойки опоры подшипников турбин в. д. и привода вентилятора, а также необходимые трубопроводы.

Турбина привода вентилятора — 3-ступенчатая. Рабочие лопатки литые, полые (с целью уменьшения веса) и изготовлены из сплава нимоник. Во избежание вибрации они выполнены с малым удлинением и имеют бандажные полки с концевыми уплотнениями. Лопатки сопловых аппаратов 1-й и 2-й ступеней турбины отлиты из никелевого сплава. Лопатки соплового аппарата 3-й ступени — из хромоникелевой стали.

Реактивное сопло — двухпозиционное.

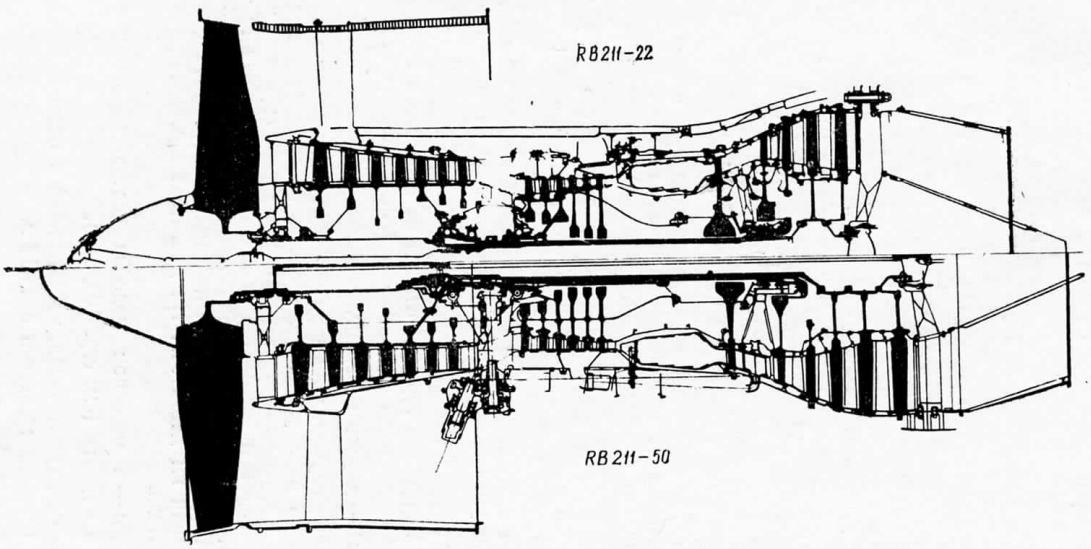
Реверс тяги и шумоглушитель. Реверсирование тяги двигателя осуществляется с помощью двух устройств, одно из которых реверсирует тягу вентилятора, а другое изменяет направление тяги горячих газов. Схема действия реверса и устройства для отклонения струи газов показана на стр. 131. Система управления обоими устройствами — пневматическая фирмы Гэрритт-Эрисерч. Они приводятся в действие летчиком при дросселировании им двигателя. На двигателе предусмотрена установка шумоглушителя.

Топливная система — в основном подобна соответствующим системам ТРДД RB.207 и «Трент» (см. стр. 103, 109).

Система смазки — циркуляционная, нагнетающий и откачивающие насосы шестеренные. Емкость масляного бака 17 *л*.

Состояние в производстве. В 1970 г. проводились летные испытания двигателя на летающей лаборатории VC.10 и самолете Локхид L-1011.

Применение. Предназначен для пассажирского самолета Локхид L-1011 «Тристар»).



Конструктивная схема ТРДД RB.211-22 (вверху) и RB.211-50 (внизу)

Модификации ТРДД RB.211 *

Основные данные	Модификации					
	RB.211-06	RB.211-10	RB.211-11	RB.211-15	RB.211-17	RB.211-18
Взлетный режим						
R, *кгс*	15 090	15 830	18 415	15 760	16 875	16 800— 18 400
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,332	—	—	0,334	0,339	—
$G_в$, *кг/сек*	548	—	—	—	—	—
$T_г$, °К	1324	—	—	—	—	1445
Крейсерский режим (H=7,6 *км*, $M_п$=0,7, МСА + 15° С)						
R, *кгс*	4955	—	—	—	—	—
n, *об/мин*	9620**	—	—	—	—	—
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,589	—	—	—	—	—
Крейсерский режим (H=10,7 *км*, $M_п$=0,85, МСА + 15° С)						
R, *кгс*	~3680	—	4204	—	—	4200
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,623	—	0,628	—	—	0,628
$\pi_{сум}$	27	—	27	27	27	27
m	5	—	5	—	—	5
$D_{вх}$, *мм*	2170	2540[1]	2280[2]	2240[3]	2240[3]	2240[3]
L, *мм*	2890	5537[1]	3200	3340	3340	3270
$G_{дв}$, *кгс*	2850	2950	2880	2815	2880	2885
Состояние в производстве	Проходит стендовые испытания	Проект	Проект	Проект	Проект	Проект
Установлен на самолетах	Предлагался для пассажирск. самолетов L-1011 и DC-10	Предлагался для пассажирск. самолета DC-10	—	—	—	—

* Фирма Роллс-Ройс разрабатывает уменьшенный вариант RB.211, имеющий марку RB.220 для пассажирского самолета Do.231 «V-Джет»: $R_{взл}$=10 850 *кгс*, $C_{R\,взл}$=0,34 *кг/кгс тяги ч*, m=6,5.

** По-видимому, к. в. д.

[1] Мотогондолы.

[2] Воздухозаборника.

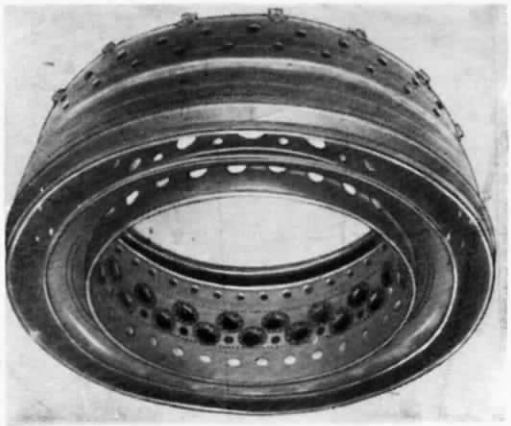
[3] Какой диаметр, не указано.

Продолжение

Основные данные	Модификации					
	RB.211-23	RB.211-24	RB.211-28	RB.211-28A	RB.211-40	RB.211-41
Взлетный режим						
R, *кгс*	17 410 [1]	19 540	21 545	21 910	19 520 [1]	19 520 [2]
$\pi_{сум}$	—	—	—	—	—	25,5
$T_г$, °К	—	—	—	—	—	1517 [1]
Крейсерский режим ($H=10{,}7$ *км*, $M_п=0{,}85$, МСА + 15° С)						
R, *кгс*	~4070	—	—	—	4205	4305
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,624	—	—	—	0,628	0,632
$\pi_{сум}$	27	—	—	—	27	27
m	5	—	—	—	5	5
$D_{вх}$, *мм*	2170	—	—	—	2170	2170
L, *мм*	2985	—	—	—	2985	2985
$G_{дв}$, *кгс*	—	—	—	—	2975	2975
Состояние в производстве	Проект	Планируемая готовн. к середине 1972 г.	Проект	Проект	Начало эксплуатации — весна 1972 г.	Начало эксплуатации — весна 1972 г.
Установлен на самолетах	Для пассажирск. самолета Локхид L-1011	Для пассажирск. самолетов L-1011-3 и BAC.311	Предлаг. для воздушного автобуса A-300B	Для увеличенного пассажирск. самолета L-1011 авиакомп. Голландии, Японии и др.		Для проектируемого пассажирск. самолета BAC.311

[1] При $t_н=32°$ С.
[2] При $t_н=29°$ С.

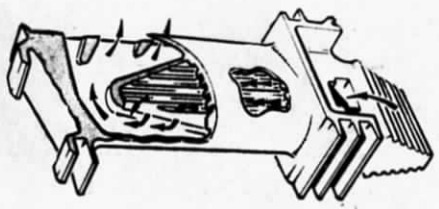
№№ источников: 6, 43, 109, 127, 157, 166, 411, 5 доп., 59 доп.



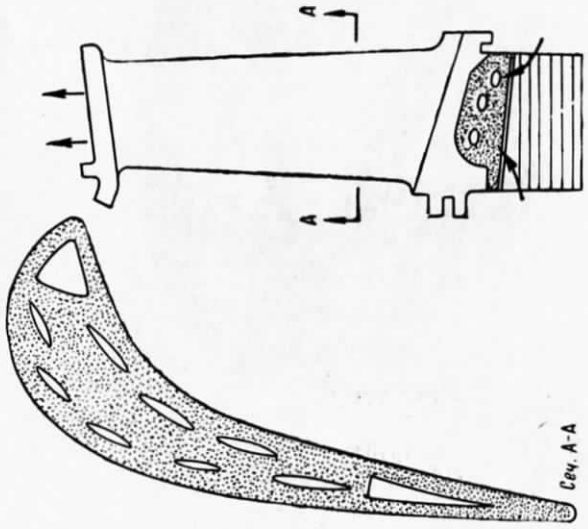
Жаровая труба кольцевой камеры сгорания ТРДД RB.211.



Лопатка вентилятора



б



а

Схемы охлаждения рабочих лопаток турбины в. д. ТРДД RB.211.
а—первоначальная; *б*—современная

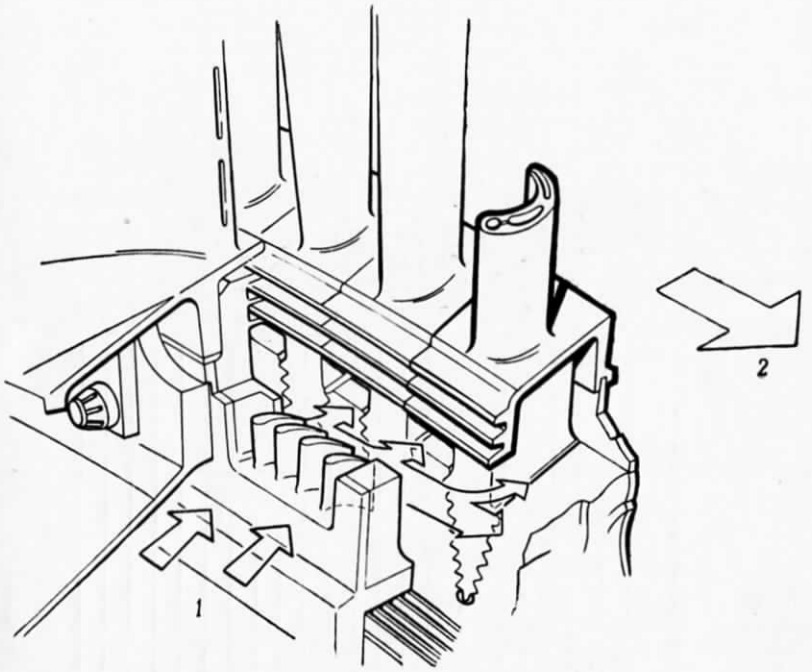
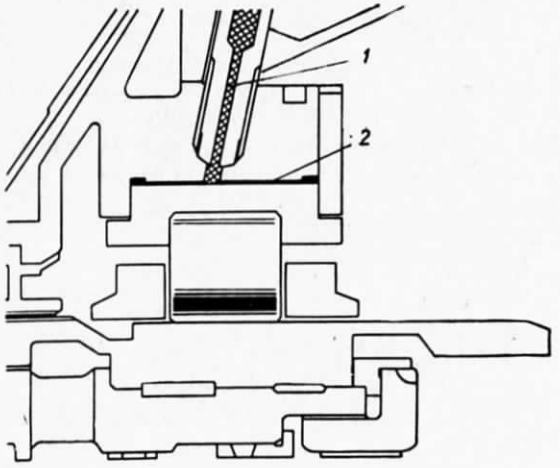


Схема системы охлаждения турбинных лопаток.
1—сопла предварительной закрутки; *2*—направление вращения турбины



Роликовый подшипник с демпфированием масляной пленкой.
1—подача масла под давлением; *2*—масляная пленка

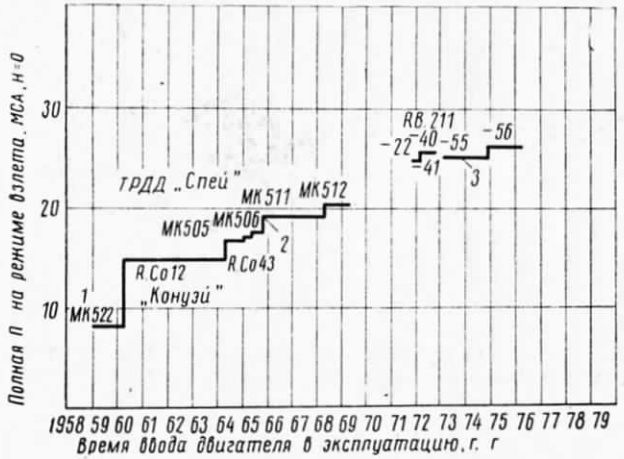


График увеличения суммарной степени повышения давления (для гражданских двигателей фирмы Роллс-Ройс, взлетный режим, $H=0$, $V=0$).

1—ТРД «Эвон»; *2*—значения $\pi_{сум}$ при работе в жаркий день; *3*—значения $\pi_{сум}$ для работы при наружной температуре до 29° С

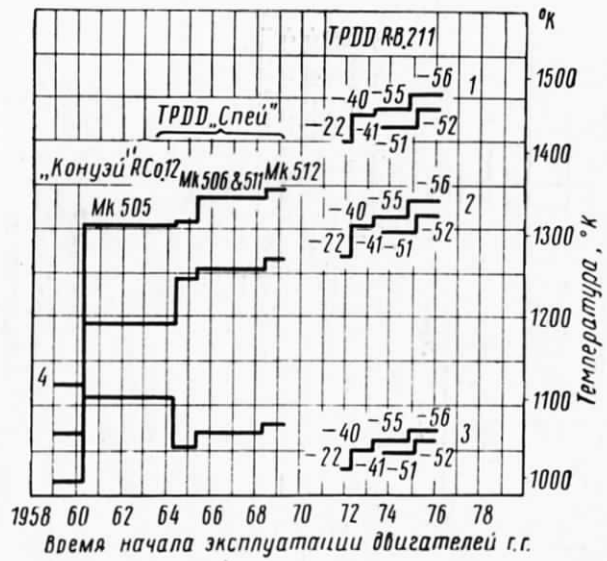
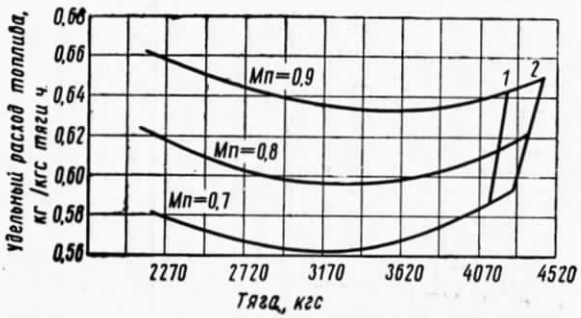
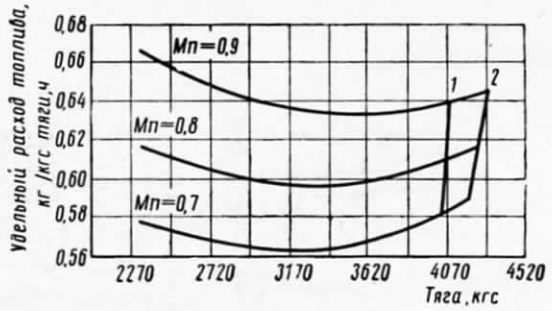


График повышения температуры в турбине (при $H=0$, $V=0$, МСА, взлетный режим).

1—температура газа перед турбиной; *2*—температура газа, омывающего рабочую лопатку; *3*—температура металла рабочей лопатки; *4*—ТРД «Эвон» Мк.522.

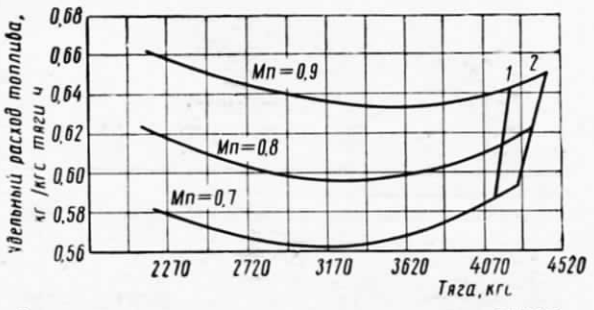


Высотно-скоростные характеристики ТРДД RB.211-22 при $H \simeq 10{,}7$ *км*, МСА и отсутствии потерь (не учтены потери в канале внешнего контура, возникающие за спрямляющим аппаратом вентилятора, а также потери, связанные с установкой реверса тяги вентилятора, устройства для отклонения потока газа и шумоглушителей). *1*—максимальный рекомендуемый крейсерский; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты и максимальный продолжительный режим



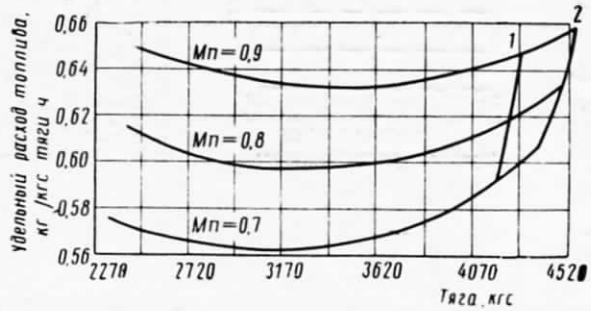
Высотно-скоростные характеристики ТРДД RB.211-23 при $H=10{,}7$ км, МСА и отсутствии потерь.

1—максимальный рекомендуемый крейсерский; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты и максимальный продолжительный режим



Высотно-скоростные характеристики ТРДД RB.211-40 при $H=10{,}7$ км, МСА и отсутствии потерь.

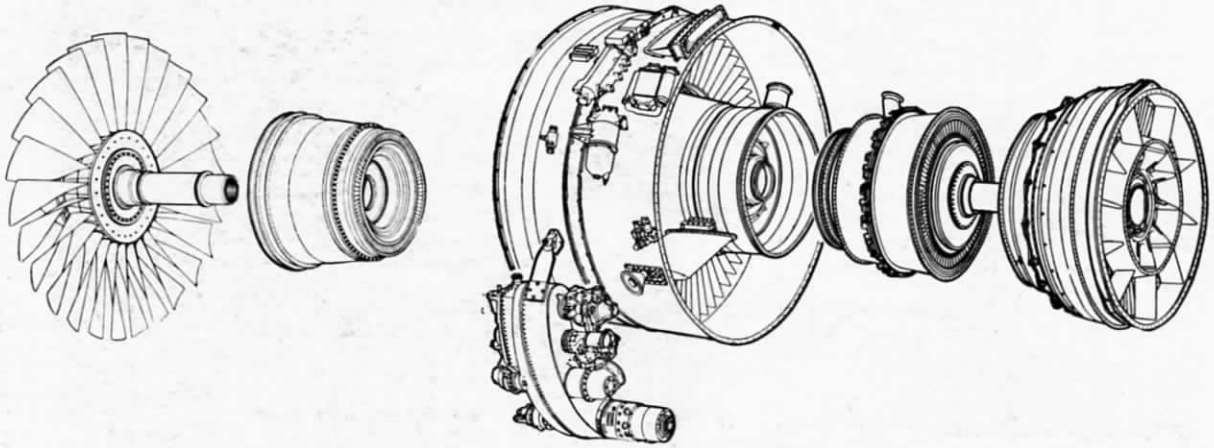
1—максимальный рекомендуемый крейсерский режим; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты и максимальный продолжительный режим



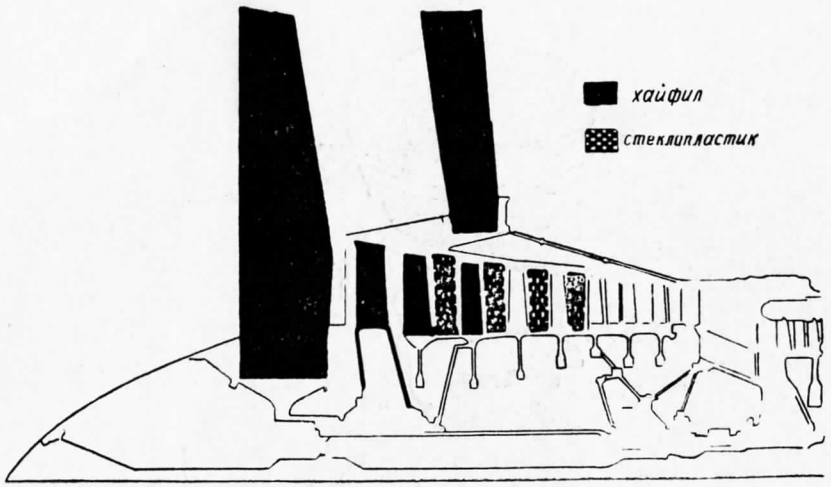
←

Высотно-скоростные характеристики ТРДД RB.211-41 при $H=10{,}7$ км, МСА и отсутствии потерь.

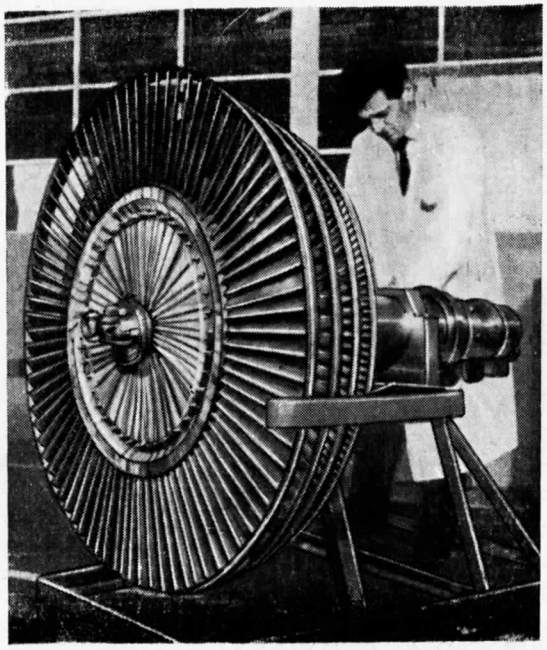
1—максимальный рекомендуемый крейсерский режим; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты и максимальный продолжительный режим



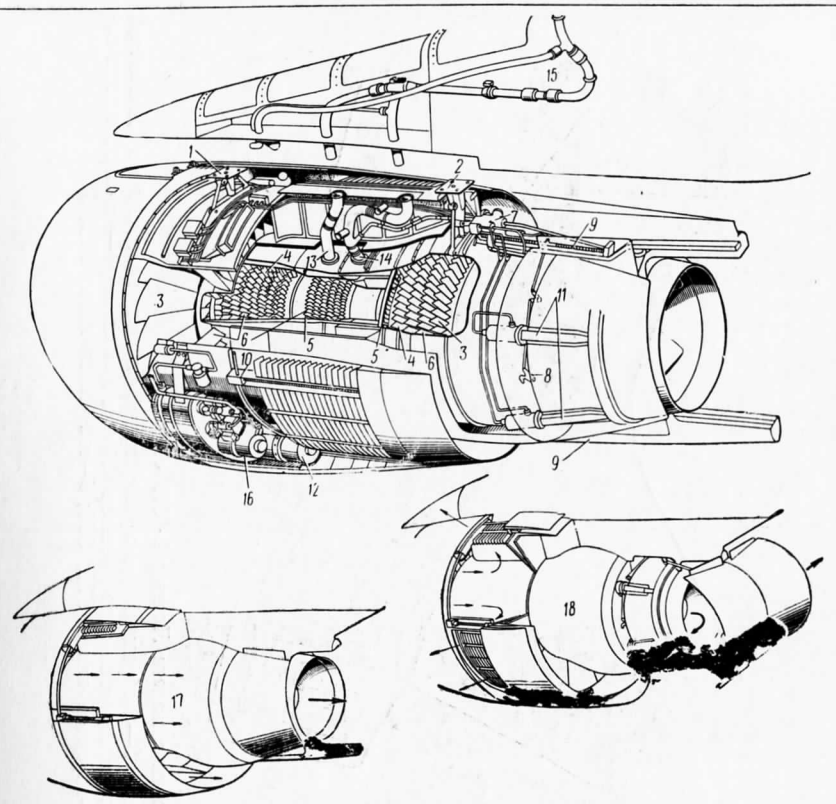
Поузловая разборка ТРДД RB.211



Применение композитных материалов в ТРДД RB.211-18



Узел ротора 3-ступенчатой турбины вентилятора, собранного с ротором турбины н. д. ТРДД RB.211



Положение двигателя в мотогондоле и схема действия устройства для отклонения тяги ТРДД Роллс-Ройс RB.211.

1—передний фланец крепления двигателя; *2*—задний фланец крепления двигателя; *3*—вентилятор с лопатками из пластика, упрочненного углеродным волокном, и 3-ступенчатая турбина; *4*—7-ступенчатый компрессор н. д. и одноступенчатая турбина; *5*—6-ступенчатый компрессор в. д. и одноступенчатая турбина с лопатками, охлаждаемыми воздухом; *6*—нерегулируемые лопатки направляющих аппаратов; *7*—сервомотор с гибкой передачей механизма привода реверса внешнего контура и устройства для отклонения горячих газов; *8*—механизм запора створок устройства для отклонения газов; *9*—верхний и нижний механизмы передачи с винтовым приводом для перевода створок устройства отклонения газов; *10*—механизм передачи с винтовым приводом (шесть радиальных позиций) для перевода обтекателя назад с целью открытия решетки реверса тяги внешнего контура; *11*—силовые цилиндры регулируемого сопла; *12*—стартер; *13*—отбор воздуха от компрессора н. д.; *14*—отбор воздуха от компрессора в. д.; *15*—трубопроводы подачи воздуха для наддува в кабину, в противообледенительную систему крыльев и в другие системы, а также в сервомоторы; *16*—привод постоянного числа оборотов, генератор, гидравлические и топливные насосы и маслобак, установленные на внешней стороне корпуса вентилятора; *17*—система реверса тяги в нейтральном положении; *18*—система реверса тяги в рабочем положении; поток воздуха отражается блокирующими створками; устройство для отклонения потока горячих газов в действии

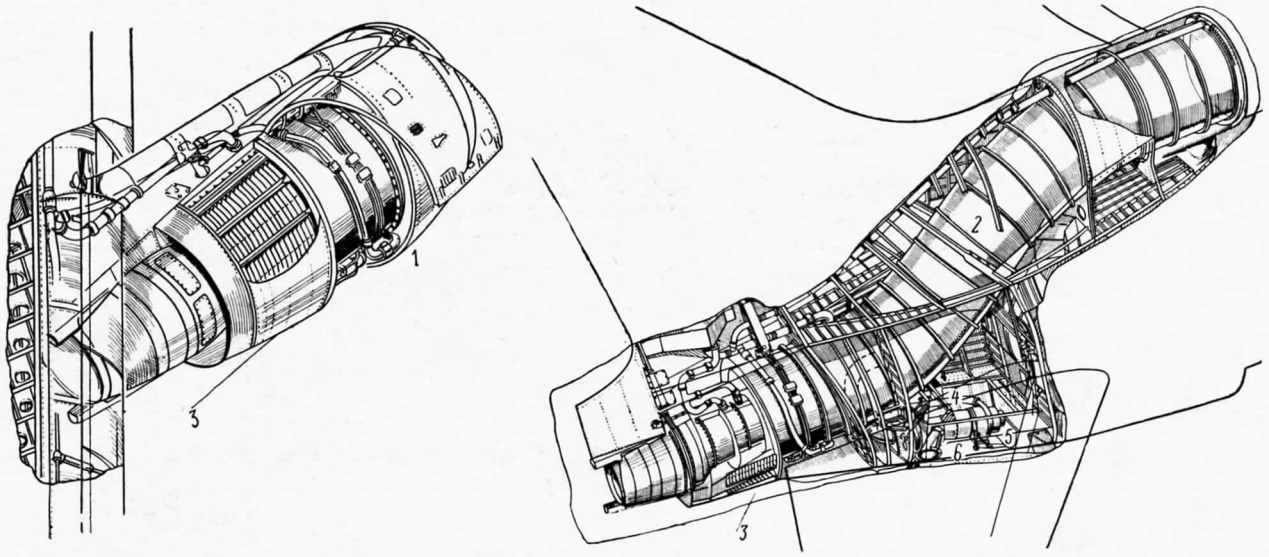
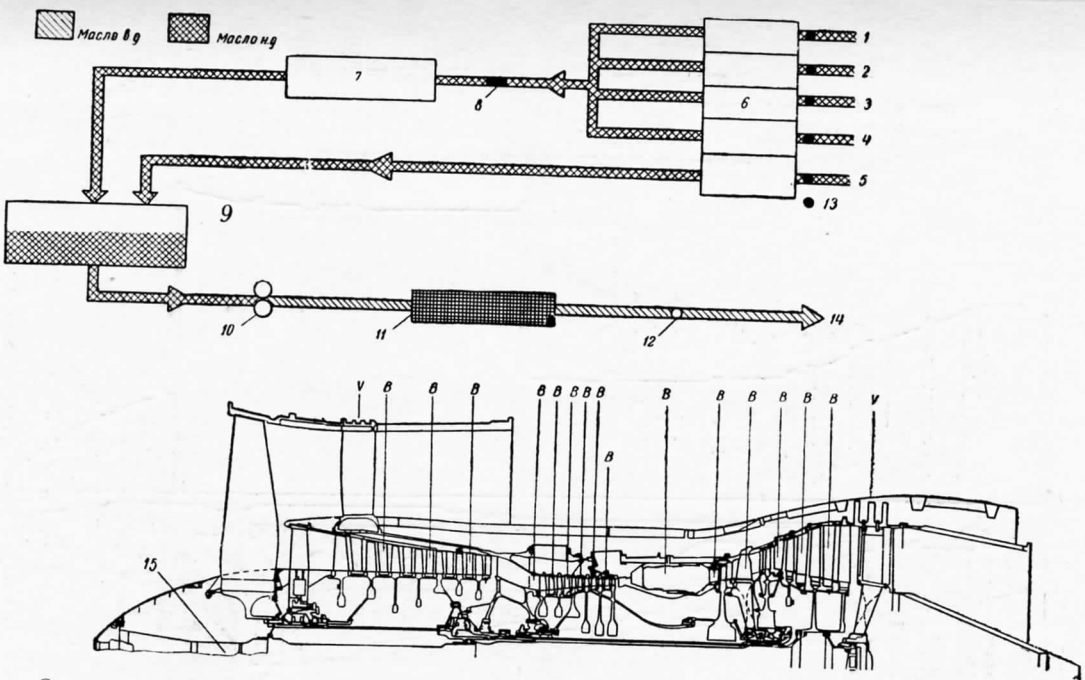


Схема силовой установки самолета Локхид L-1011 «Тристар».

1—ТРДД Роллс-Ройс RB.211, установленный на крыле; *2*—S-образный воздухозаборный канал центрального двигателя; *3*—решетчатый реверс тяги и блокирующие створки, установленные во внешнем контуре двигателя; *4*—вспомогательная силовая установка Пратт-Уитни ST6; *5*—впускной канал ГТД ST6; *6*—выпускной канал ГТД ST6

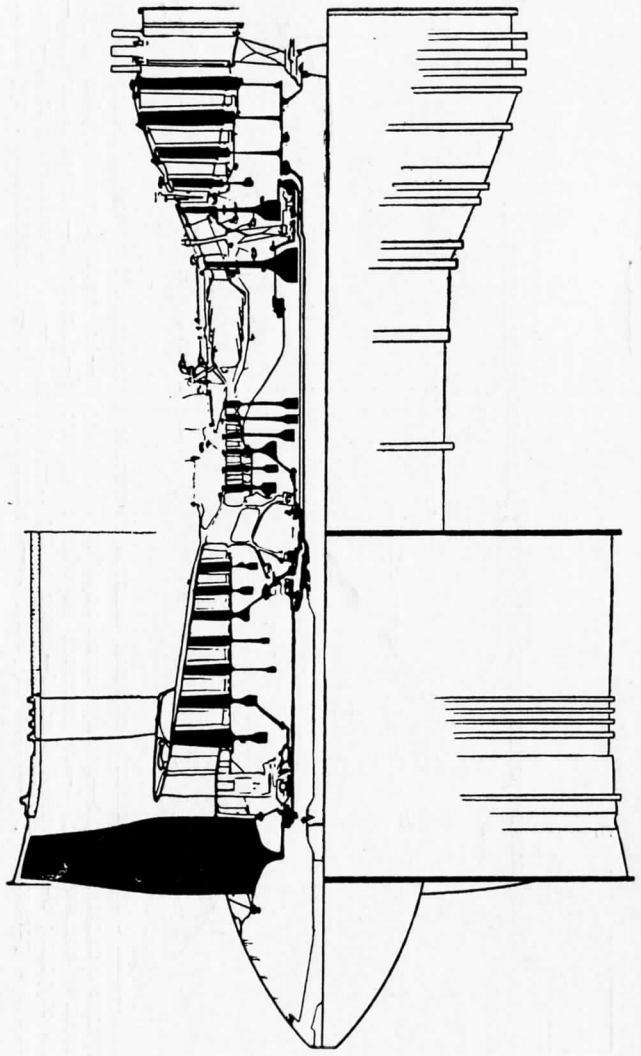


Схемы системы смазки и системы осмотра двигателя с помощью бороскопов и изотопов.

1—от переднего подшипника; *2*—от внутренней коробки приводов; *3*—от подшипников турбин в. д. и н. д.; *4*—от заднего подшипника; *5*—от внешней коробки приводов; *6*—насосы; *7*—теплообменник; *8*—основной уловитель стружки; *9*—масляный бак; *10*—насос в. д.; *11*—фильтр; *12*—датчик температуры; *13*—места, предусмотренные для установки уловителей стружки; *14*—к подшипникам; *15*—вспомогательные трубки ввода изотопов.

B—детали, осматриваемые с помощью бороскопов; *V*—места измерения вибрации

РОЛЛС-РОЙС RB.211-55



Конструктивная схема ТРДД RB.211-55

$R_{взл} = 22\,930$ *кгс*
$\pi_{сум} = 25{,}15$
$T_г = 1521°$ К (при $t_н = 32{,}2°$ С, $H = 0$)

$R_{кр} = 4975$ *кгс* } при $H = 10{,}7$ *км*
$C_{R\,кр} = 0{,}618$ *кг/кгс тяги ч* } и $M_п = 0{,}85$
$D_{вх} = 2300$ *мм*
$G_{дв} = 3635$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}159$ *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС RB.211-55

Двигатель разработан на основе ТРДД RB.211-22 и по сравнению с ним имеет следующие особенности.

Вентилятор — имеет более совершенную конструкцию; увеличенный диаметр и бóльший расход воздуха (на 16%) при меньшем числе оборотов.

Компрессор н. д. — 7-ступенчатый. Изменен так, чтобы обеспечить согласование проточной части с бóльшим расходом воздуха через вентилятор и пропускать увеличенный расход воздуха через внутренний контур при более высокой степени повышения давления. На входе в компрессор установлен один ряд регулируемых направляющих лопаток (см. стр. 136).

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый. Линейные размеры компрессора в. д., камеры сгорания и турбины в. д. увеличены на 7%.

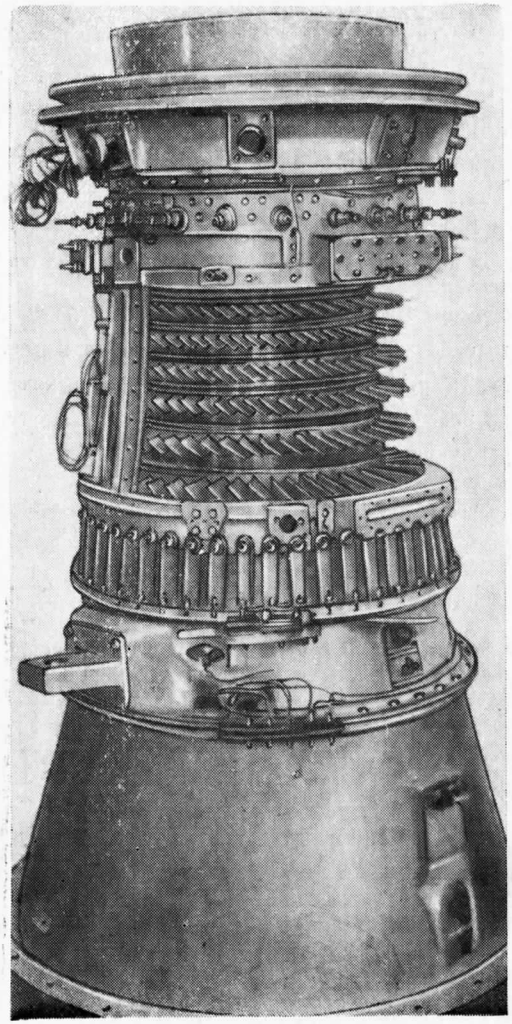
Турбина в. д. Рабочие лопатки из сплава нимоник 115.

Турбина н. д. — одноступенчатая. Рабочие лопатки имеют воздушное охлаждение.

Турбина привода вентилятора — 4-ступенчатая.

Состояние в производстве — в разработке. Поставка серийных двигателей планируется на октябрь 1972 г. Для доводки предполагается построить шесть опытных двигателей, которые будут проходить стендовые испытания в течение 2000 *ч*.

Применение. Предназначен для установки на самолетах большой дальности полета.



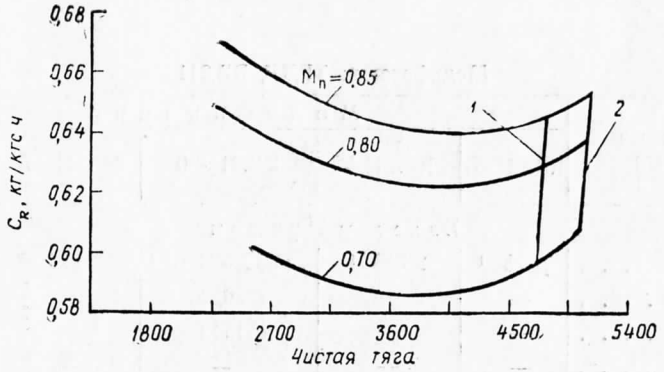
Моделированный компрессор н. д. ТРДД RB.211 с регулируемым ВНА

Модификации ТРДД RB.211

Основные данные	Модификации				
	RB.211-51	RB.211-52	RB.211-56	RB.211-57	RB.211-61 (50A)
Взлетный режим					
R, *кгс*	22 250 [1]	23 135 [1]	23 835—24265 [2]	24 950 [2]	22 700 [2]
$\pi_{сум}$	—	—	26,2	—	26
$T_г$, °К	—	—	1542	—	—
m	—	—	—	—	4
Крейсерский режим (при $H \simeq 10{,}7$ *км*, $M_п = 0{,}85$)					
R, *кгс*	4925	5040	5150	5300	4890
C_R, *кг/кгс тяги ч*	0,616	0,618	0,622	0,632	0,647
$\pi_{сум}$	27	27	27	27	—
m	5,04	5	5,04	5	—
$D_{вх}$, *мм*	2300	2300	2300	2300	2170
L, *мм*	3300	3300	3300	3300	3125
$G_{дв}$, *кгс*	4150 (?)	—	—	—	3268
Состояние в производстве	Проект	Проект	В разработке. Начало эксплуатации — конец 1974 г.	В разработке	В разработке
Применение	—	Для воздушного автобуса	Пасс. самолет Локхид „Тристар" L-1011-8	—	Возд. автобус BAC.311

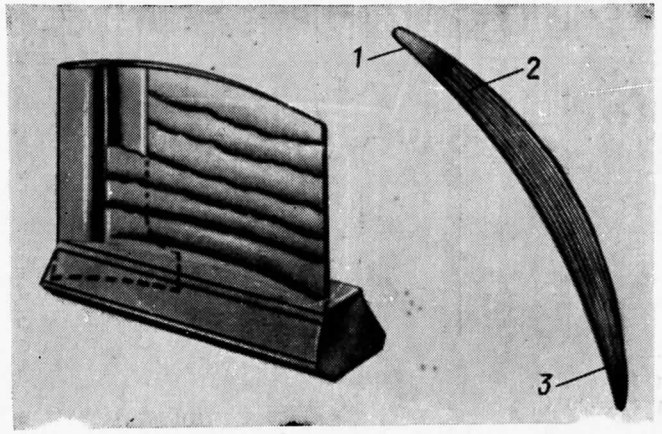
[1] При $t_н = 33°$ С.
[2] При $t_н = 29°$ С.

№№ источников: 127, 172, 1 доп., 9 доп., 15 доп., 19 доп., 28 доп., 39 доп., 40 доп., 59 доп.



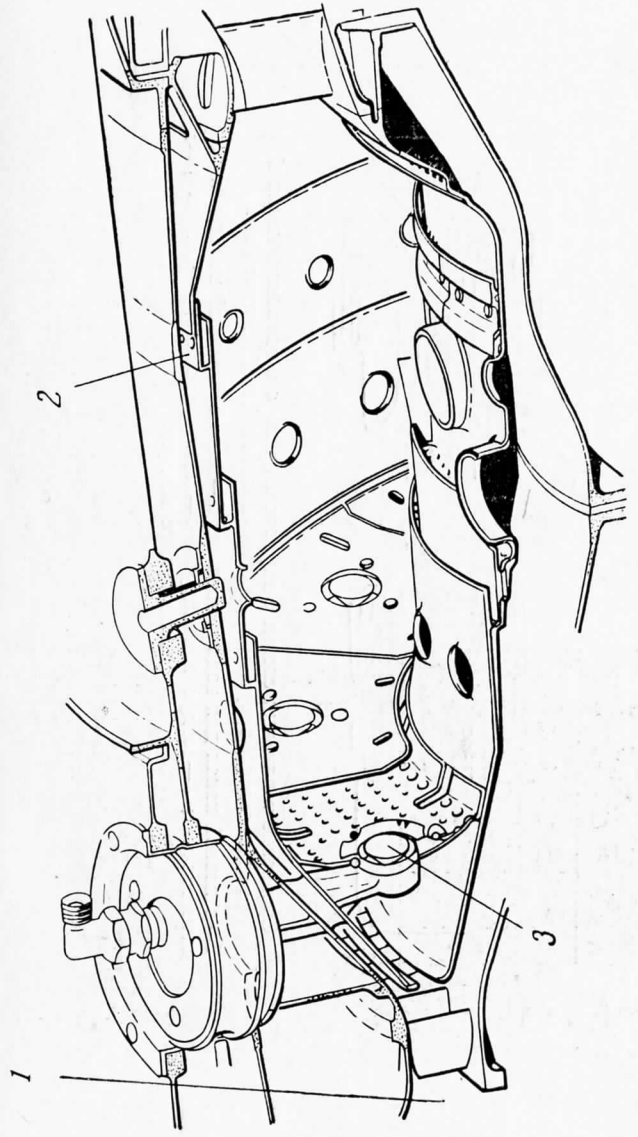
Характеристики ТРДД RB.211-61 при $H=10{,}7$ *км*, МСА, без потерь.

1—максимальный рекомендуемый крейсерский режим; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты и максимальный продолжительный режим



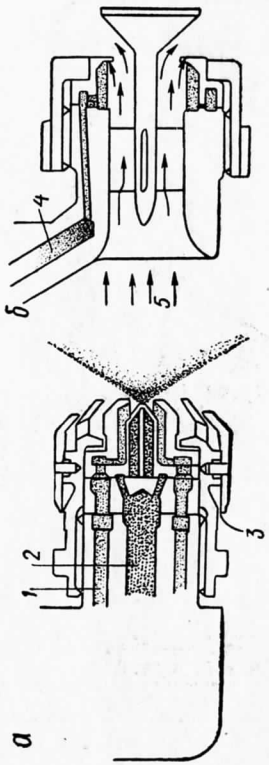
Типичная конструкция лопатки из композитного материала с усиленной передней кромкой.

1—жесткая передняя кромка лопатки; *2*—волокна, несущие нагрузку; *3*—покрытие против эрозии



Камера сгорания ТРДД RB.211.

1—незатененный аэродинамический вход; *2*—участок улучшенного охлаждения; *3*—форсунка с воздушным распылом



Сравнение топливных систем с двухканальными *а* и одноканальными *б* топливными форсунками для трехвальных ТРДД Роллс-Ройс.

1—основной канал для подачи топлива; *2*—вспомогательный канал для подачи топлива; *3*—воздух для обдува; *4*—подача топлива; *5*—подача распыливающего воздуха

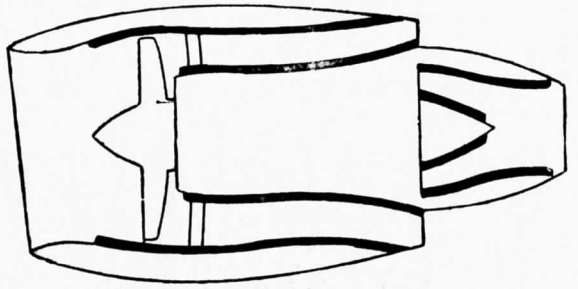
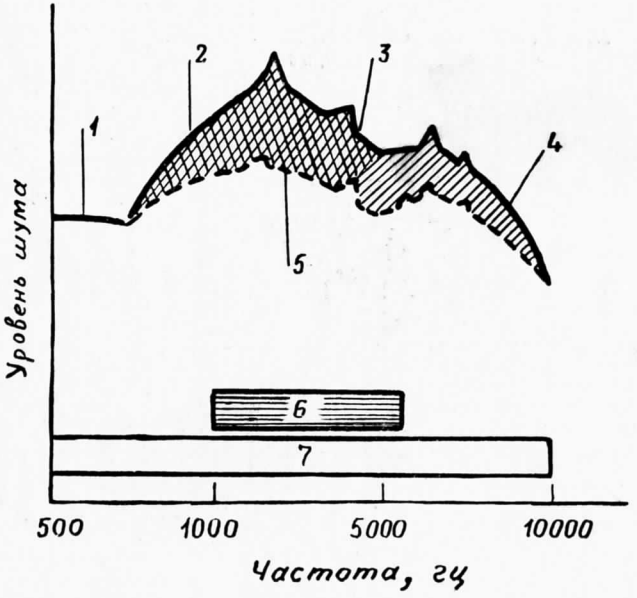
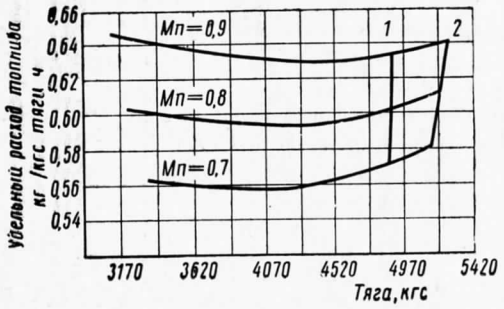


Схема использования шумопоглощающих материалов в ТРДД RB.211 (жирные линии)



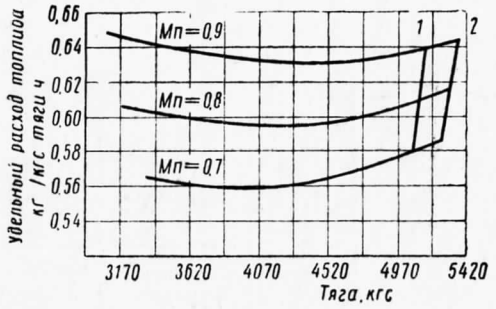
Спектр шума ТРДД RB.211.

1—шум реактивной струи; *2*—шум вентилятора; *3*—спектр шума исходного двигателя без применения шумопоглощающих материалов; *4*—шум турбины; *5*—спектр шума, получаемый при применении шумопоглощающих материалов; *6*—зона критического уровня шума; *7*—зона шума в целом.



Высотно-скоростные характеристики ТРДД RB.211-51 при $H=10{,}7$ *км*, МСА и отсутствии потерь.

1—максимальный рекомендуемый крейсерский режим; *2*—максимальный рекомендуемый режим набора высоты и максимальный продолжительный режим



Высотно-скоростные характеристики ТРДД RB.211-56 при $H=10{,}7$ *км*, МСА и отсутствии потерь.

1—максимальный крейсерский режим; *2*—максимальный режим набора высоты

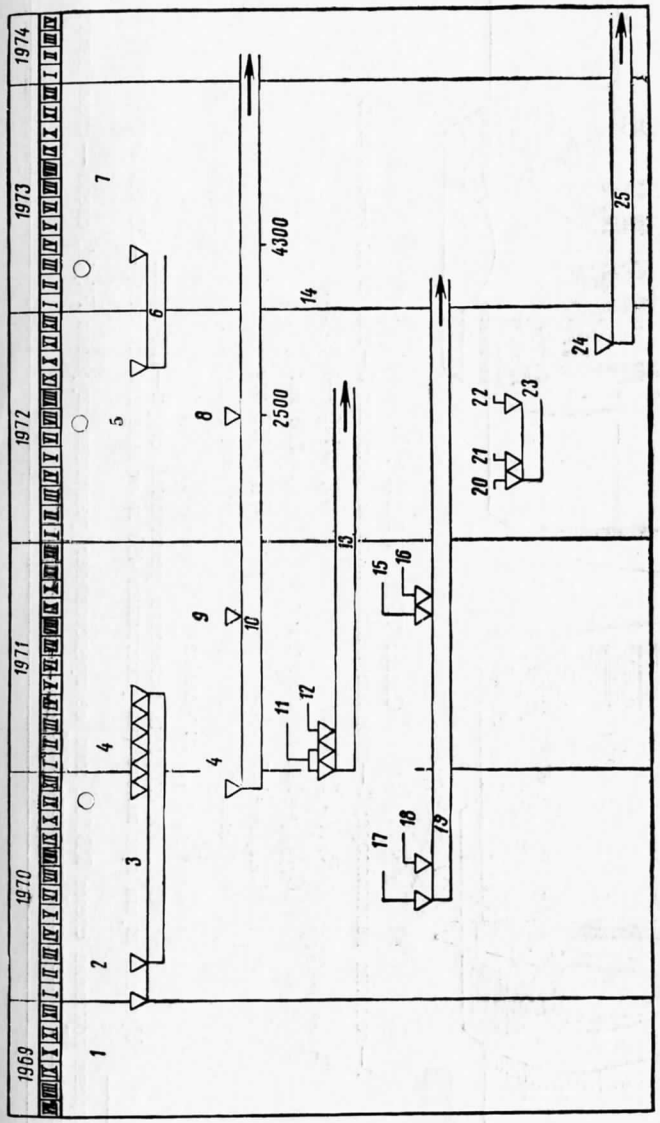
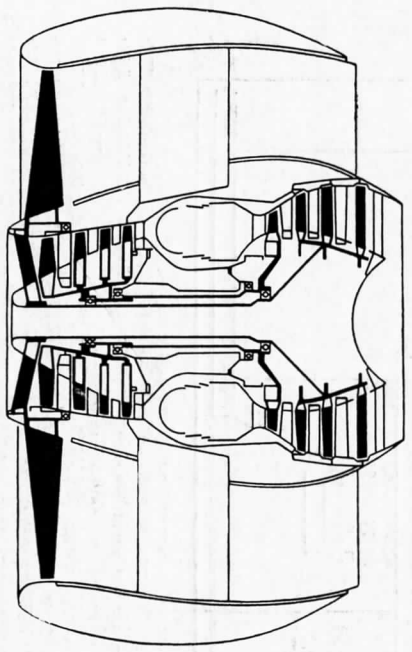
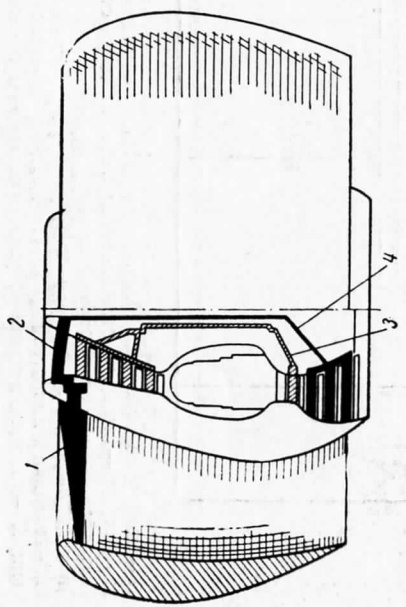


График доводки ТРДД RB.211-55

1—окончание основных работ по проектированию двигателя; *2*—окончание основной работы по детализировке двигателя; *3*—экспериментальные двигатели для стендовых испытаний; *4*—первое стендовое испытание двигателя; *5*—первое летное испытание; *6*—серийные двигатели для стендовых испытаний; *7*—передача в эксплуатацию; *8*—типовое испытание ФАУ; *9*—начало ресурсных испытаний двигателя с мотогондолой; *10*—доводка двигателя на стенде; *11*—получение полных комплектов; *12*—обеспечение запасными частями; *13*—доводка двигателя, установленного в гондоле; *14*—наработка двигателя на стенде; *15*—поставка серийных мотогондол, необходимых для стендовых испытаний на надежность; *16*—поставка запасных частей мотогондол для испытаний на надежность; *17*—окончание проектирования мотогондолы; *18*—окончание деталировки мотогондол; *19*—доводка мотогондолы; *20*—1-й двигатель самолетного варианта; *21*—2-й двигатель самолетного варианта; *22*—3-й двигатель самолетного варианта; *23*—поставка опытных силовых установок; *24*—начало поставок; *25*—поставка серийных силовых установок





Схемы ТРДД RB.202 [1].

1—лопатка вентилятора; *2*—входные направляющие лопатки; *3*—вал в. д.; *4*—вал н. д.

$R_{взл} = 3600$ *кгс* $\quad D_г = 1460$—1485 *мм*

$C_{R\,взл} = 0{,}45$ *кг/кгс тяги ч* $\quad L_г \approx 860$ *мм*

$G_{в.сум} = 180$ *кг/сек* $\quad G_{дв} = 216$ *кгс*

$m = 10$ $\quad \gamma_R = 0{,}06$ *кгс/кгс*

$R_{уд} = 20$ *кгс·сек/кг*

Средняя скорость истечения реактивной струи—195 *м/сек*.

Уровень шума при взлете (на расстоянии 450 *м* от взлетной полосы) — 80 *PN дб*.

[1] Справа показана схема RB.202, как ее представляет редакция журнала Flight, слева — схема двигателя, показанная на Ганноверской выставке 1970 г.

РОЛЛС-РОЙС RB.202

Малошумный двухвальный подъемный ТРДД с противоположным вращением роторов

Разрабатывается на основе конструкции подъемных ТРД RB.162 и XJ99.

Вентилятор — одноступенчатый, без ВНА, с лопатками большого удлинения и умеренной окружной скоростью $\pi_{вен} \simeq 1{,}22$.

Компрессор — 4-ступенчатый с приводом от одноступенчатой турбины в. д. Выполнен с применением композитных материалов. Вращающийся ВНА расположен внутри рабочего колеса вентилятора и передает ему вращение от турбины н. д.

Камера сгорания — кольцевая.

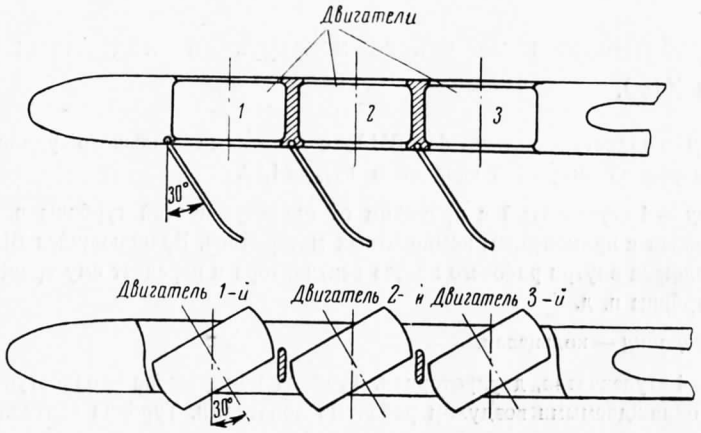
Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Турбина компрессора — одноступенчатая с охлаждаемыми воздухом рабочими лопатками. Турбина вентилятора — 3-ступенчатая с неохлаждаемыми рабочими лопатками.

Топливная система — отличается простотой и небольшим весом конструкции, поскольку двигатель рассчитан на работу в условиях малых высот (до 1,5 *км*) и скоростей полета (до 350 *км/ч*).

Состояние в производстве. Разработка двигателя RB.202 начата в 1968 г., а ввод в эксплуатацию намечен на 1975 г.

Применение. Предназначен для гражданских транспортных самолетов ВУВП фирм Хоукер-Сиддли, Уэстленд, Дорнье Do.231 «V-Джет» и VFW VC.180P, а также на военный самолет VC.180T и на один из вариантов самолета, проектируемого на основе самолета BAC.111.

Установка ТРДД RB.202 на самолете Дорнье Do.231. На самолете Do.231 предполагается установить 2 маршевых ТРДД RB.220 и 12 подъемных ТРДД RB.202. По 4 подъемных двигателя намечено установить в гондолах, расположенных по бокам фюзеляжа и по 2 подъемных ТРДД в носовой и хвостовой частях фюзеляжа. Все подъемные двигатели устанавливаются вертикально так, что могут поворачиваться на угол от +30 до —10°. При этом обеспечивается вертикальный проток воздуха между двигателями и внутренней стенкой гондолы. Верхние створки гондол при



Предполагаемая схема установки двигателей RB.202 в мотогондолах на транспортном самолете, проектируемом на основе самолета BAC.111:
вверху — двигатели установлены жестко, струя газов отклоняется створками;
внизу — двигатели поворотные

раскрывании складываются и образуют плавный входной канал. Входные створки двигателей, установленных в хвосте, в закрытом состоянии образуют обтекаемый переход от фюзеляжа к рулям, а в открытом состоянии также образуют плавный входной канал.

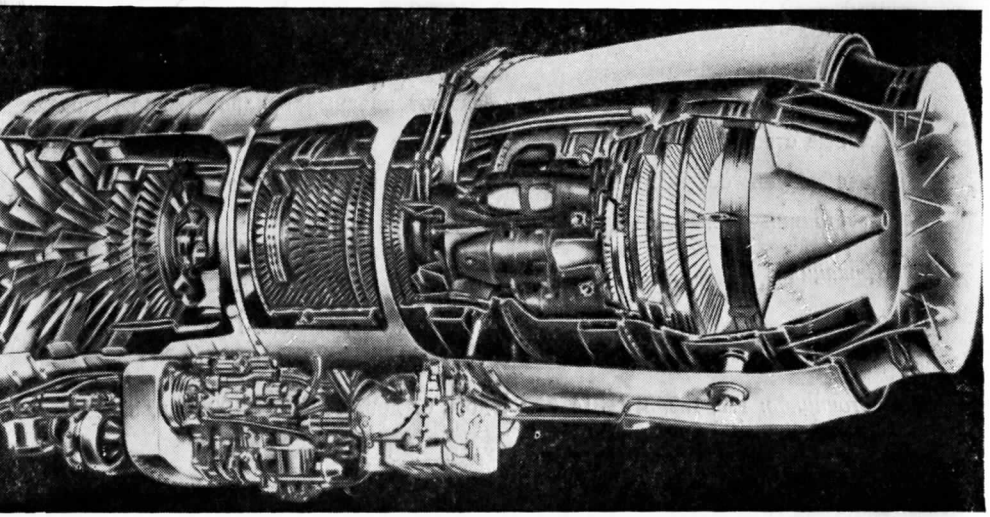
Модификация:

RB.202-25. $R_{взл} \simeq 5930$ *кгс* [1], $C_{R_{взл}} = 0{,}458$ *кг/кгс тяги ч*, $m = 9{,}5$. Предназначен для установки на транспортный СВ/УВП Do.231 «V-Джет».

№№ источников: 179, 182, 312, 314, 332, 1 доп., 67 доп., 102 доп., 103 доп., 104 доп., 105 доп., 106 доп.

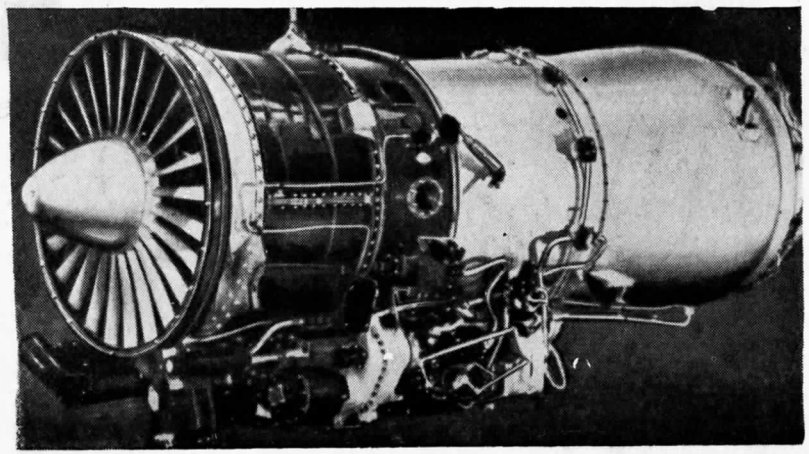
[1] По другим источникам для этой же модификации указываются значения тяги: $R_{взл} = 6500$ и 9300 *кгс*.

РОЛЛС-РОЙС/АЛЛИСОН TF41-A-1 (912-В3 или «СПЕЙ» 62)



$R_{взл} = 6460$ *кгс*
$C_{Rвзл} = 0{,}63$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{вI} = 67$ *кг/сек*
$G_{вII} = 50$ *кг/сек*
$m = 0{,}74$
$\pi_{сум} = 20$
$\pi_{вен} = 2{,}8$
$T_г = 1425°$ K
$T_т = 1050°$ K

при $n_{в.д} = 12\,700$ *об/мин*, $n_{н.д} = 8900$ *об/мин*, МСА + 10° С
$D_{вх} = 953$ *мм*
$L = 2692$—2900 *мм*
$G_{дв} = 1475$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}22$ *кгс/кгс*



Общий вид ТРДД TF41-A-1

РОЛЛС-РОЙС/АЛЛИСОН TF41-A-1 («СПЕЙ» 62)

ТРДД со смешением потоков в сопле

Разработан на основе двигателя Роллс-Ройс RB.168-25 «Спей».

Входное устройство. Стальной неразъемный корпус. ВНА отсутствует.

Вентилятор — 3-ступенчатый. Корпус с продольным разъемом выполнен по одним сведениям из титанового сплава, а по другим — из нержавеющей стали. Лопатки 1-й ступени вентилятора имеют антивибрационные полки. Рабочие лопатки титановые, с замком «ласточкин хвост». Ротор вентилятора, выполненный из титанового сплава, приводится через внутренний вал от двухступенчатой турбины н. д.

Компрессор н. д. — 2-ступенчатый. Оба рабочих колеса к. н. д. установлены на одном валу с вентилятором. Рабочие лопатки титановые, с замком типа «ласточкин хвост». Корпус изготовлен из алюминиевого сплава.

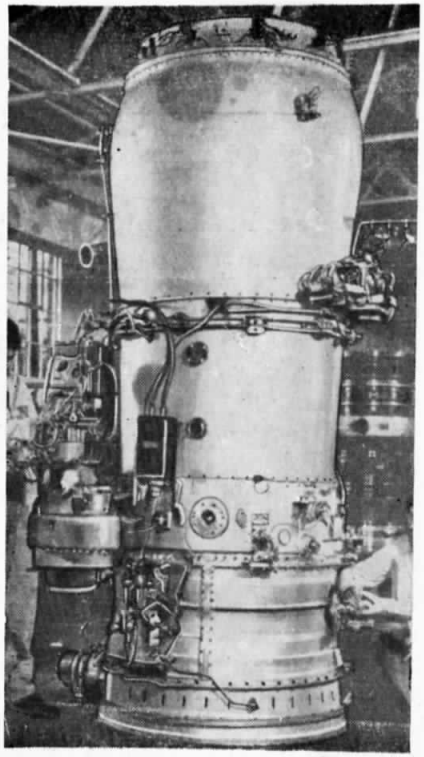
Компрессор в. д. — 11-ступенчатый. Разъемный корпус из нержавеющей стали. Ротор дискового типа приводится через внешний вал от 2-ступенчатой турбины в. д. Лопатки к. в. д. выполнены из титана, а лопатки 9, 10 и 11-й ступеней — из нержавеющей стали. Лопатки 1-й ступени имеют антивибрационные полки и замок шарнирного типа, а остальных ступеней — замок типа «ласточкин хвост». Лопатки НА из нержавеющей стали. Оба ротора двигателя (н. д. и в. д.) опираются на семь подшипников

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с десятью короткими жаровыми трубами. Десять 2-ступенчатых топливных форсунок. Жаровые трубы выполнены из никель-кобальтового сплава.

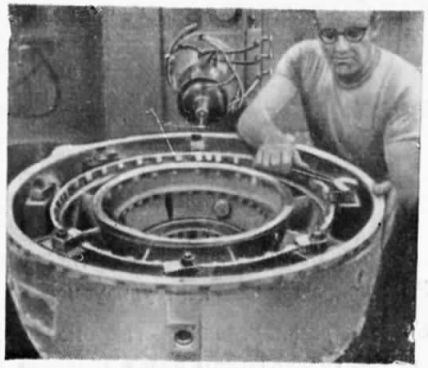
Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Корпус разъемный, стальной. Турбина в. д. — 2-ступенчатая с полыми лопатками сопловых аппаратов, которые охлаждаются воздухом. Рабочие лопатки 1-й ступени турбины в. д. также имеют воздушное охлаждение. Турбина н. д. 2-ступенчатая. Замки всех рабочих лопаток елочного типа. Диски турбины в. д. из сплава инконель 901, а диски турбины н. д. стальные.

Реактивное сопло — нерегулируемое.

Система регулирования — гидромеханическая типа Лукас с объединенным регулированием числа оборотов двигателя, температуры газа за турбиной и расхода топлива. Ограничитель числа оборотов к. н. д. Аварийный ручной регулятор расхода топлива Бендикс FB-C1.



ТРДД TF41-A-1 во время сборки



Корпус компрессора н. д. на станке с цифровым управлением, осуществляющим операции фрезерования, сверления, развертывания и нарезания резьбы

Топливная система. Топливный насос Лукас GTD-400; давление 70 *кгс/см²*. Подкачивающий насос Плесси BP.240/3. Топливо MIL-J-5624.

Система смазки — циркуляционная. Давление масла 3,5 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Расход масла 454 *г/ч*. Масло MIL-L-7808.

Система запуска. Газотурбинный стартер, работающий на обычном топливе, поступающем из топливной системы двигателя. Автономная система зажигания Бендикс-Сцинтилла с мощным разрядом, используемая для начального запуска, в полете и, в случае падения давления, в жаровой трубе. Две запальные свечи.

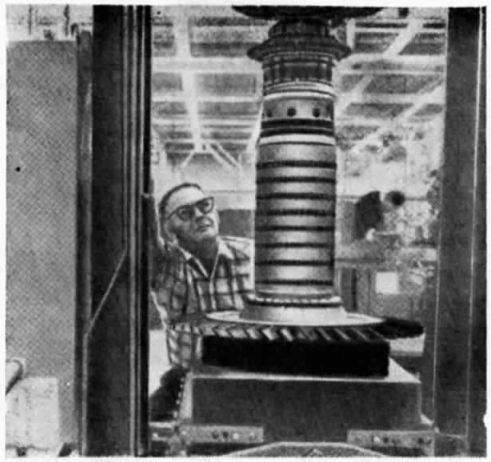
Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Истребители Линг-Темко-Воут (LTV) A-7D ВМФ США.

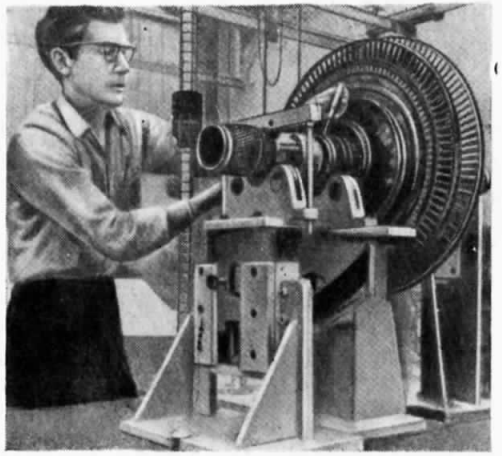
Модификация:

TF41-A-2 («Спей» 66 или 912-B14). $R_{взл}=6800$ *кгс*, $G_в=120$ *кг/сек*, $C_{R_{взл}}=0{,}664$ *кг/кгс тяги ч*; $\pi_{сум}=21{,}4$, $m=0{,}77$, $G_{дв}=1500$ *кгс*. Увеличение тяги достигнуто увеличением числа оборотов вентилятора. В связи с этим утолщены диски последней ступени вентилятора и обеих ступеней к. н. д., а диски турбины н. д. выполнены из сплава инконель. НА к. в. д. подвергнуты противокоррозионной обработке. Устанавливается на истребителе LTV A-7E «Корсар» II. В августе 1969 г. начались поставки серийных двигателей TF41-A-2.

№№ источников: 14, 117, 241, 331, 399, 4 доп., 102 доп., 117 доп.



Напрессовка дисков на вал компрессора ТРДД TF41-A-1



Измерение шейки вала турбины ТРДД TF41-A-1 при сборке

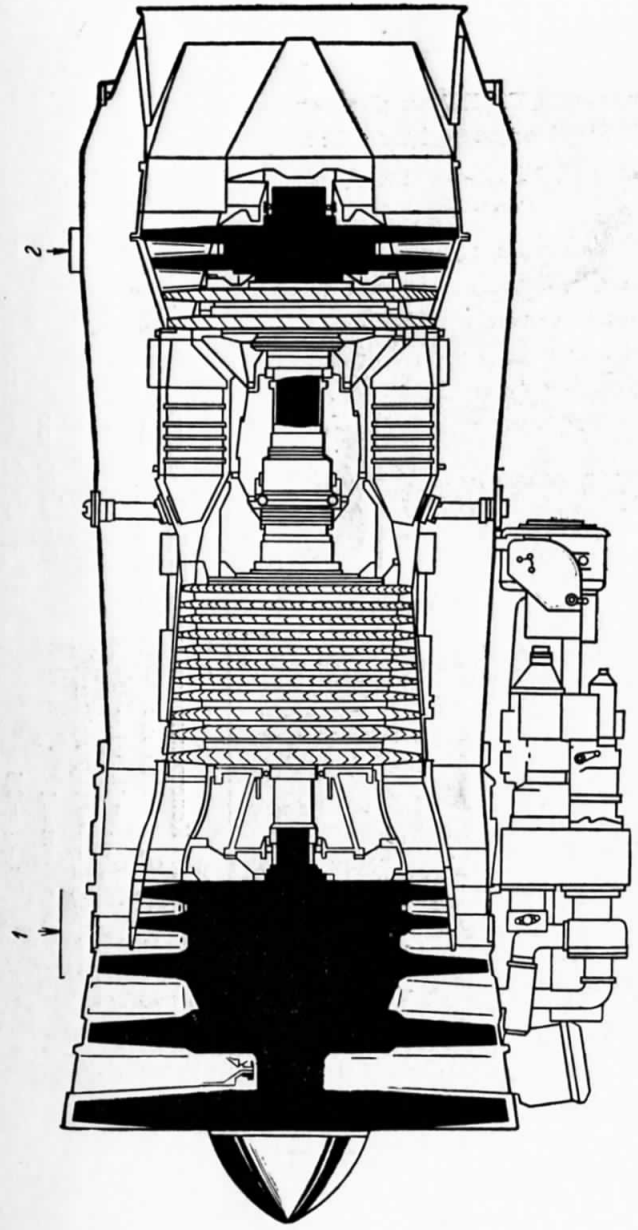


Схема ТРДД TF41-A-2 («Спей» 66).

1—утолщенные диски рабочих колес 3-й ступени вентилятора и двух ступеней компрессора и. д.; *2*—диски рабочих колес турбины и. д., выполненные из материала инконель.

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБОМЕКА «АДУР»



Конструктивная схема ТРДДФ «Адур»

$R_{взл} = 2100$ *кгс* $D_{вх} = 560$ *мм*

$R^{ф}_{взл} = 3150$ *кгс* $L_{г} = 2970$ *мм*

$G_{в.сум} = 41{,}6$ *кг/сек* $G_{дв} = 570$ *кгс*

$m = 1$ $G^{ф}_{дв} = 700$ *кгс*

$\pi_{сум} = 9{,}6$ $c^{ф}_{R} = 0{,}22$ *кгс/кгс тяги*

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБОМЕКА «АДУР»

ТРДДФ с передним расположением вентилятора и смешением потоков в смесителе

Разрабатывается совместно фирмами Роллс-Ройс и Турбомека. Английская фирма ответственна за разработку конструкции камеры сгорания, турбины и форсажной камеры, а фирма Турбомека — за разработку вентилятора, компрессора и наружного корпуса.

Входное устройство. Корпус с поперечным разъемом, выполненный из титанового сплава. ВНА отсутствует.

Вентилятор — 2-ступенчатый. Ротор установлен консольно на внутреннем валу и приводится одноступенчатой турбиной н. д. Ротор н. д. опирается на три коренных подшипника, из которых передний роликовый установлен в промежуточном корпусе вентилятора. 29 лопаток первого колеса вентилятора, изготовляемые из титана, имеют широкую хорду и установлены с большими осевыми зазорами, что снижает опасность их повреждения при попадании в двигатель посторонних предметов. За вторым колесом вентилятора с 29 алюминиевыми лопатками расположен двухрядный спрямляющий аппарат.

Промежуточный корпус вентилятора — литой, служит опорой для переднего и среднего подшипников ротора н. д. и переднего подшипника ротора в. д.

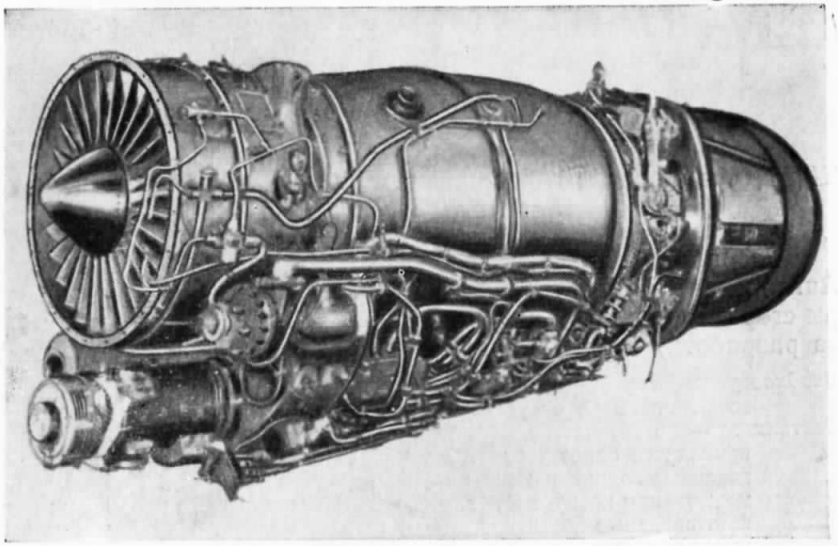
Корпус канала внешнего контура — изготовлен из титана и приболчивается передним концом к заднему фланцу промежуточного корпуса, а задним концом плотно одевается на заднюю часть камеры смешения, размещенной между турбиной и форсажной камерой.

Компрессор — 5-ступенчатый, без механизации. Корпус стальной. Ротор барабанно-дискового типа с пятью рядами лопаток с замками типа «ласточкин хвост», выполненных из титанового сплава. Установлен на внешнем валу, который опирается на два подшипника и приводится от одноступенчатой турбины в. д.

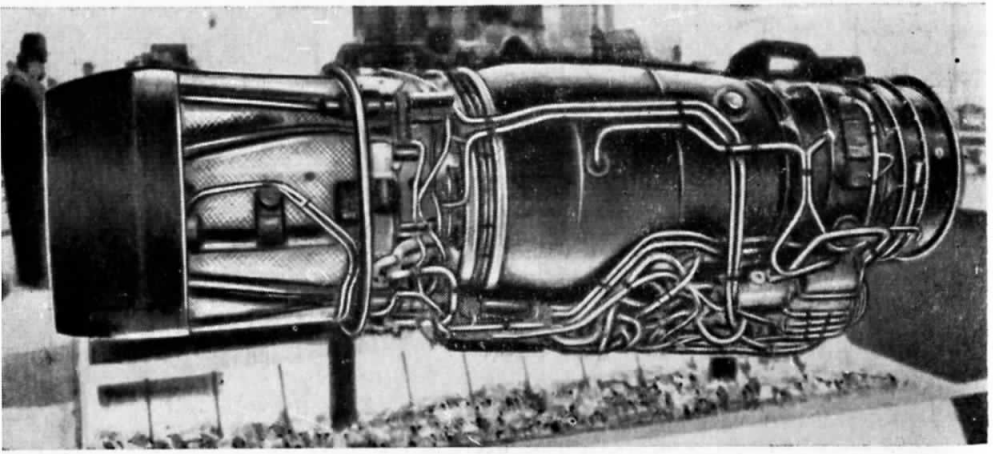
Камера сгорания — кольцевая, небольшой длины, имеет 18 топливных форсунок. Корпус разъемный из стали. Детали горячих частей изготовлены из сплава нимоник.

Турбина — 2-ступенчатая, двухроторная. Корпус выполнен из стали. Лопатки соплового аппарата и рабочие лопатки одноступенчатой турбины в. д. имеют воздушное охлаждение и изготовлены из сплава нимоник. Рабочие лопатки турбин в. д. и н. д. бандажированы, имеют удлиненную ножку и замок елочного типа. Лопатки соплового аппарата одноступенчатой турбины н. д. имеют широкую хорду.

Форсажная камера — короткая, общая для обоих контуров двигателя, подобная камере, установленной на ТРДДФ «Спей». Степень форсирования достигает 50% (при $H=0$; $V=0$). Система форсирования — трехкаскадная с четырьмя кольцевыми стабилизаторами пламени, расположенными соосно. Топливо впрыскивается в камеру через кольцевые топливопроводы с форсунками, расположенные перед стабилизаторами. Воспламенение топлива в ф. к. осуществляется платино-родиевым каталитическим воспламенителем, размещенным между двумя внутренними задними стабилизаторами. Для переброса пламени к общим внешним стабилизато-



Общий вид ТРДДФ «Адур»



ТРДДФ «Адур» (вид сбоку)

рам используется радиальная стойка. Задняя часть ф. к. закрыта теплозащитным кожухом фирмы Делани Гэллэй.

Реактивное сопло — регулируемое, многостворчатое (8 главных створок и 8 уплотняющих). Для регулирования сопла применяется четыре силовых гидравлических цилиндра, воздействующих на кольцо, приводящее в действие створки сопла. В качестве рабочего вещества в цилиндрах применяется топливо.

Система регулирования — гидромеханическая. Регулятор расхода топлива и ограничитель температуры выходящих газов.

Топливная система. Основной топливный насос типа G фирмы Лукас. Давление топлива 88 *кгс/см²*. Топливный насос с паровым ядром фирмы Даути подает топливо к форсункам форсажной камеры под давлением 56 *кгс/см²* и в силовые цилиндры механизма регулирования сопла. Подкачивающий насос фирмы Плесси BP.250. Топливо D. Eng. R. D.2486 (AIR 3505).

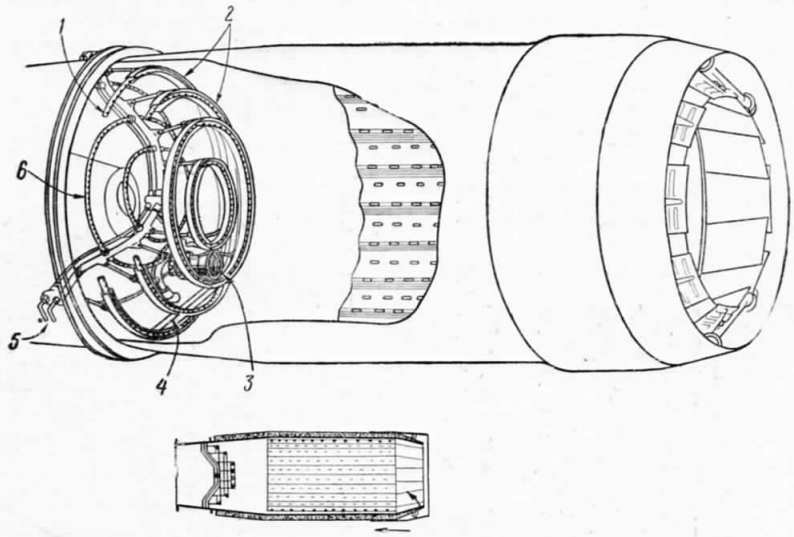
Система смазки — циркуляционная. Давление 5 *кгс/см²*. Масляный бак выполнен заодно с двигателем. Расход масла 400 *г/ч*. Масло D. E. R. D.2479.

Система запуска. Воздушно-турбинный стартер мощностью 50 *л. с.*, приводимый в действие от генератора сжатого воздуха фирмы Микротурбо. Система зажигания A. E. I. C34TS или C83TS с мощным разрядом.

Состояние в производстве. Проходит испытания с мая 1967 г. Производство серийных двигателей началось в 1970 г.

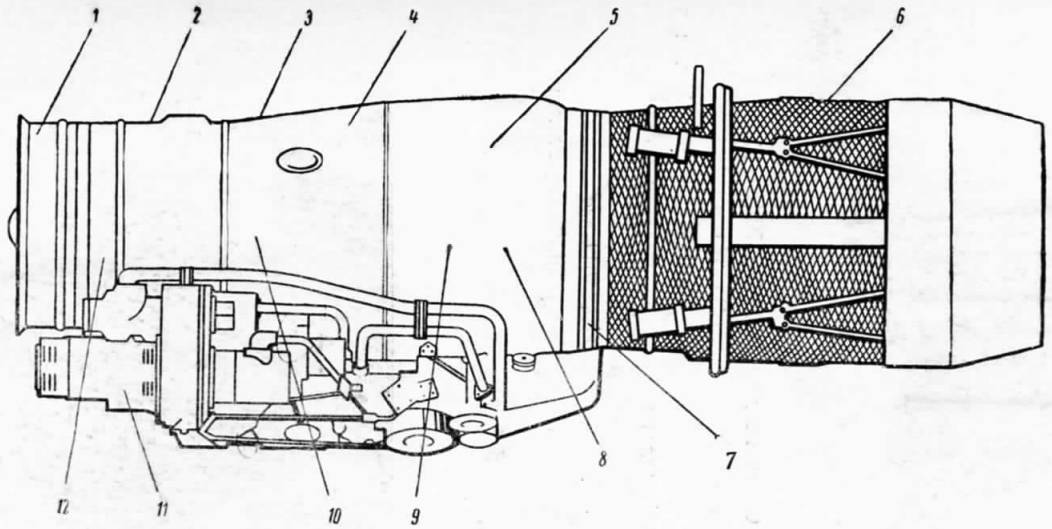
Применение. Предназначен для истребителей-бомбардировщиков и тренировочных самолетов BAC/Бреге «Ягуар», японских сверхзвуковых тренировочных самолетов Мицубиси XT-2A, а также для разрабатываемого тренировочного самолета Хоукер-Сиддли HS.1182.

№№ источников: 66, 158, 164, 172, 200, 10 доп., 27 доп., 118 доп.



Модель форсажной камеры ТРДДФ «Адур».

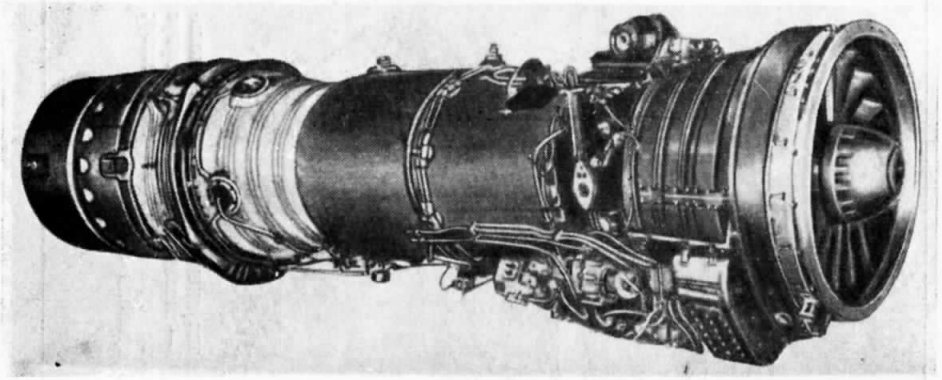
1—подача эмульсированного топлива; *2*—стабилизаторы пламени; *3*—каталитический воспламенитель; *4*—стойки для переброса пламени к внешним стабилизаторам; *5*—трубопроводы подачи топлива; *6*—кольцевой топливопровод с форсунками



ТРДДФ «Адур»

1—вентилятор; *2*—промежуточный корпус вентилятора; *3*—передний корпус канала внешнего контура; *4*—кольцевая камера сгорания; *5*—опора подшипника турбины; *6*—форсажная камера; *7*—смеситель и задний корпус канала внешнего контура; *8*—турбина низкого давления; *9*—турбина высокого давления; *10*—компрессор; *11*—внешняя коробка привода агрегатов; *12*—внутренняя коробка привода агрегатов

РОЛЛС-РОЙС/MAN RB.153



Основные данные ТРДД RB.153-61

$R_{взл}=3175$ *кгс*

$R^{ф}_{взл}=5400$ *кгс*

$C_{Rвзл}=0{,}6$ *кг/кгс тяги ч*

$G_{в.сум}=55$ *кг/сек*

$G_{вII}=24$ *кг/сек*

$m=0{,}77$

$\pi_{сум}=18$

$T_г=1500°$ К

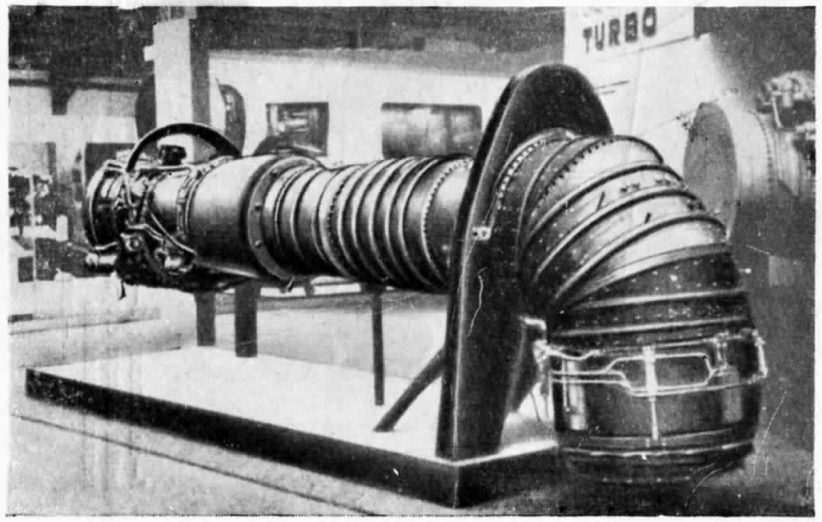
$D=750$ *мм*

$L=2306$ *мм* (без ф. к. и выпускной трубы)

$L_г=5965$ *мм*

$G_{дв}=649$ *кгс*

$\gamma_R=0{,}205$ *кгс/кгс тяги*



Работающая модель форсажной камеры MAN

РОЛЛС-РОЙС/MAN RB.153-61

Подъемно-маршевый двигатель с камерой смешения потоков и устройством для отклонения тяги

Вентилятор — 4-ступенчатый. Приводится 2-ступенчатой турбиной н. д. $\pi_{вен}=2{,}4$.

Компрессор — 12-ступенчатый. Приводится 2-ступенчатой турбиной в. д. $\pi_к=7{,}5$. Лопатки ВНА поворотные.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с десятью жаровыми трубами.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Рабочие лопатки турбины в. д. с воздушным охлаждением.

Устройство для отклонения тяги и поворотное сопло — разработаны фирмой MAN для применения на самолете VJ101D. Реактивное сопло поворачивается с помощью коленчатого патрубка, на котором оно закреплено. Патрубок состоит из трех клиновидных частей, взаимный поворот которых придает соплу желаемое положение (см. стр. 164). Для отклонения струи газов в боковое сопло в выпускной трубе установлено четыре поперечных поворотных заслонки. Струя может быть отклонена под любым углом — от горизонтального направления назад до вертикального направления вниз. Весь поворот на 90° осуществляется за одну секунду.

Форсажная камера. Расположена за устройством для отклонения тяги. Степень форсирования 70%. $T_ф=2000°$ К. Регулируемое сопло. Топливный насос и система регулирования фирмы Даути.

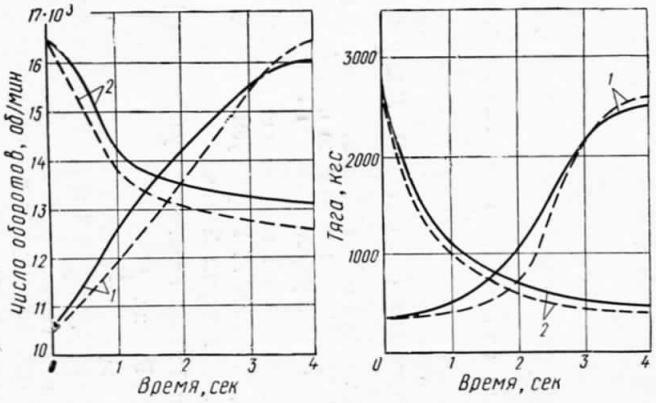
Топливная система. Топливный насос и система регулирования фирмы Лукас.

Система зажигания — фирмы Ротакс.

Состояние в производстве. Подвергался стендовым испытаниям летом 1967 г. Проведены испытания форсажной камеры на открытом стенде.

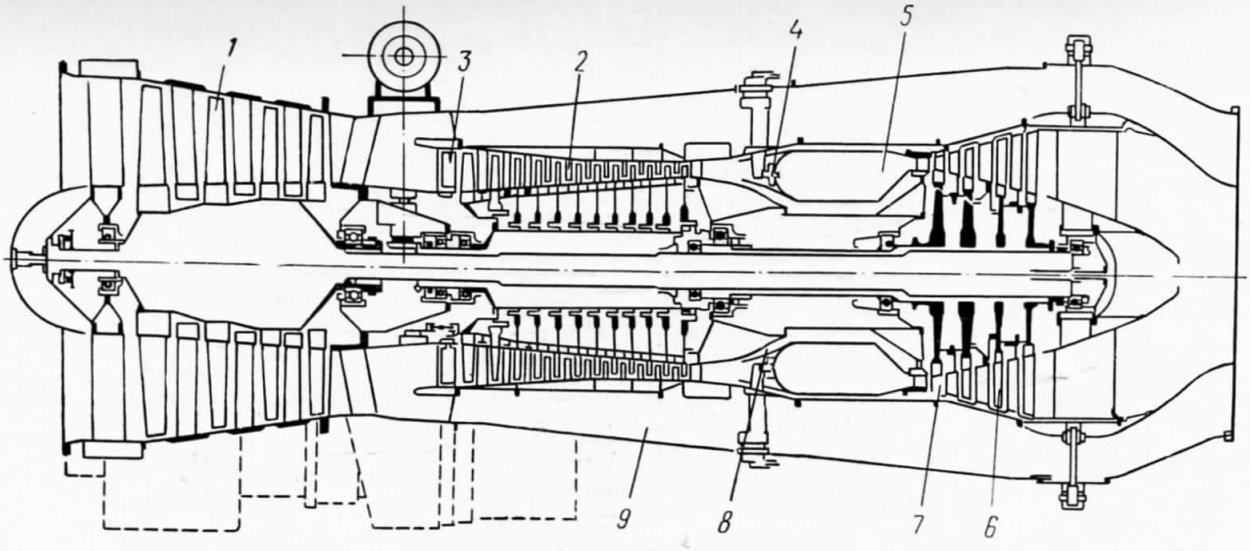
Применение. Предназначался для установки на истребители-бомбардировщики ВВП EWR-Сюд VJ101D. Используется для отработки форсажной камеры.

№№ источников: 188, 209, 319, 329, 351, 399.



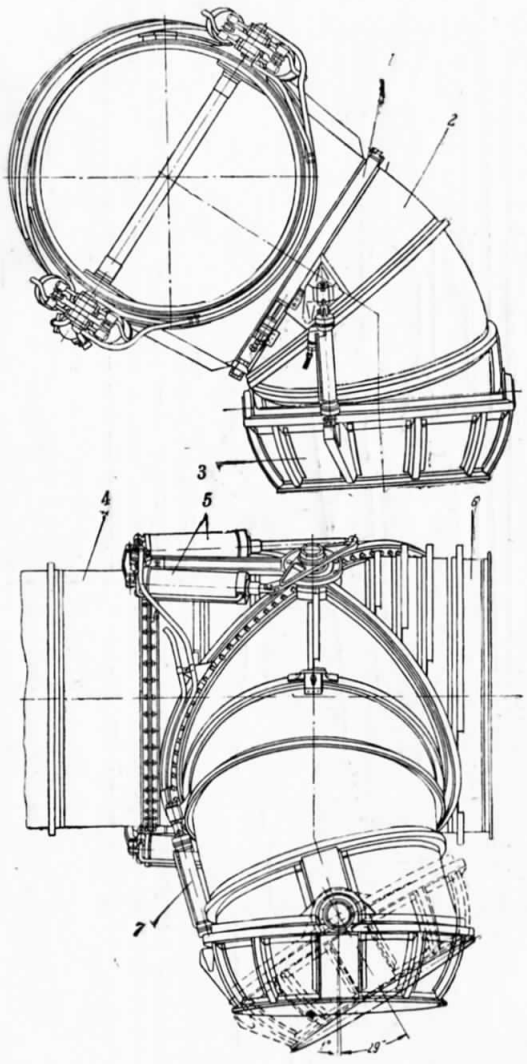
Характеристики ТРДД RB.153-61 при разгоне и дросселировании.

——— измеренные параметры; — — — расчетные данные.
1—ускорение; *2*—замедление

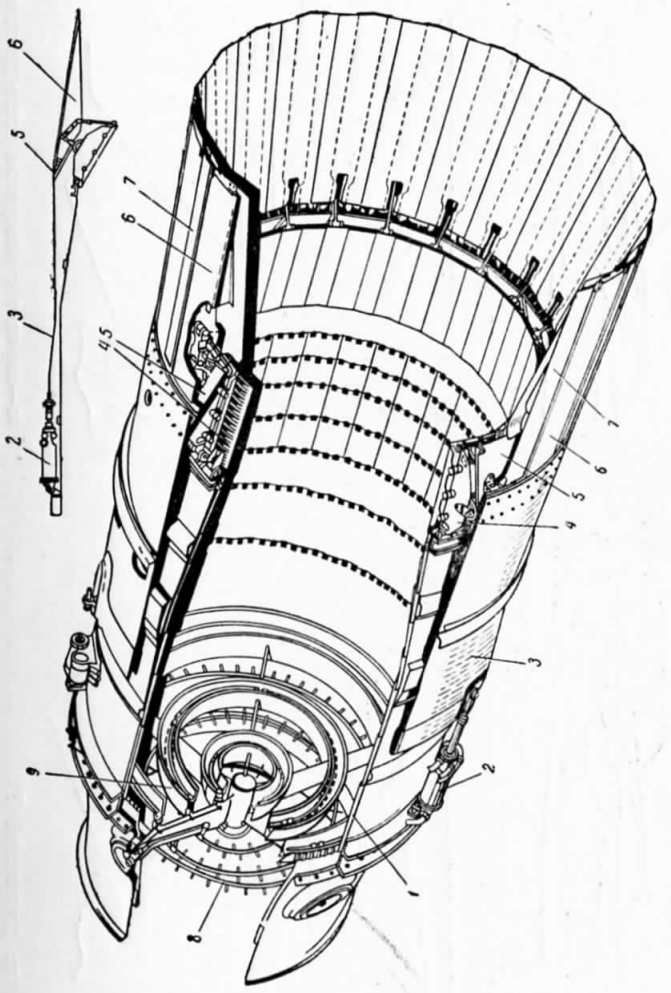


Схематический разрез ТРДД RB.153-61.

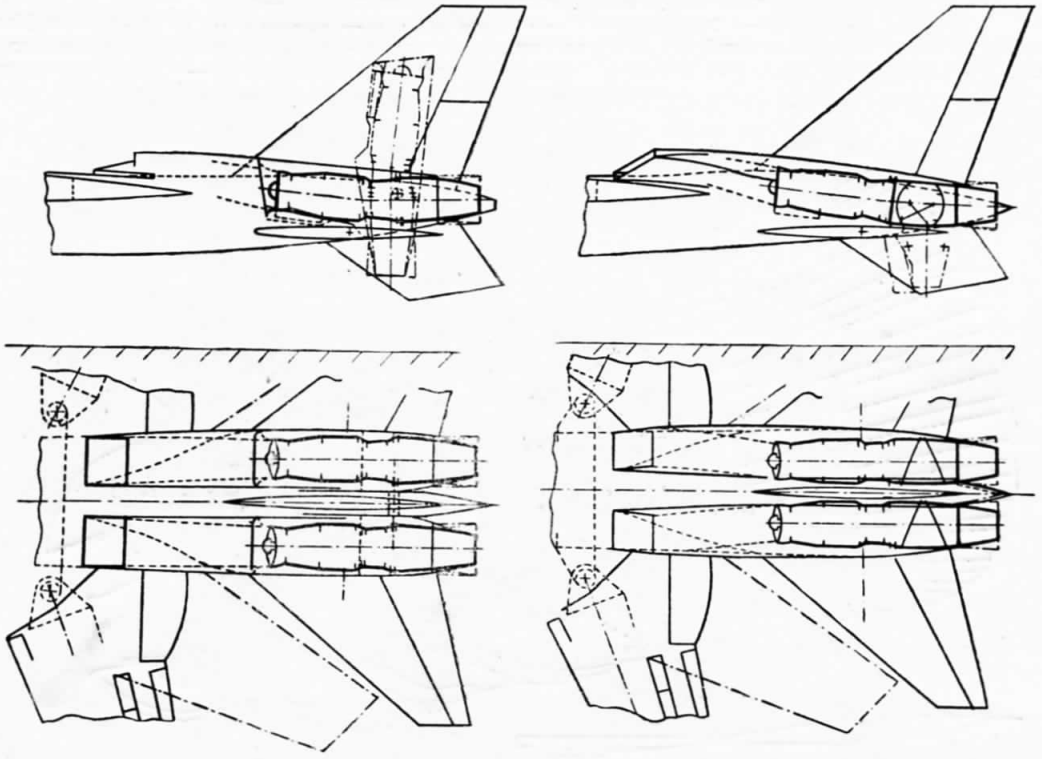
1—4-ступенчатый вентилятор; *2*—12-ступенчатый компрессор; *3*—поворотные лопатки ВНА компрессора; *4*—2-ступенчатая топливная форсунка; *5*—трубчато-кольцевая камера сгорания; *6*—2-ступенчатая турбина н. д., *7*—2-ступенчатая турбина в. д.; *8*—фронтовое устройство камеры сгорания; *9*—канал внешнего контура



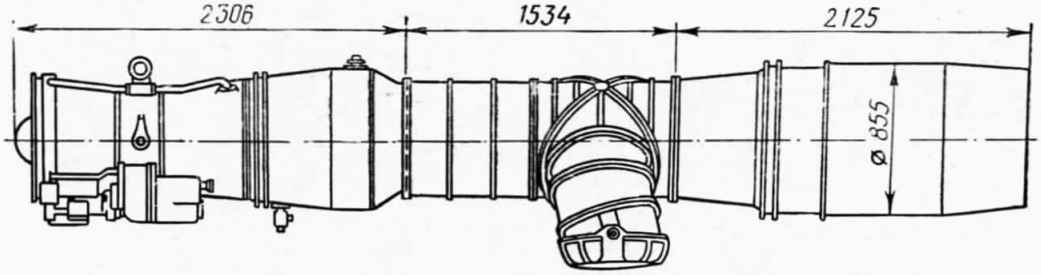
Отклоняющее устройство ТРДД RB.153-61.
1—быстроразъемный фланец; *2*—изогнутый патрубок; *3* — поворотное сопло; *4*—корпус сборника; *5*—силовые цилиндры, воздействующие на заслонки; *6*—корпус отклоняющего устройства; *7*—силовой цилиндр поворотного сопла.



Форсажная камера с регулируемым реактивным соплом.
1—тепловой экран; *2*—силовой цилиндр установки сопла; *3*—подвижной кожух сопла; *4*—наружная створка первичного сопла; *5*—установочное кольцо для регулирования первичного сопла; *6*—наружная створка эжектора; *7*—уплотняющая створка эжектора; *8*—кольцевой топливопровод; *9*—стабилизатор пламени испарительного типа

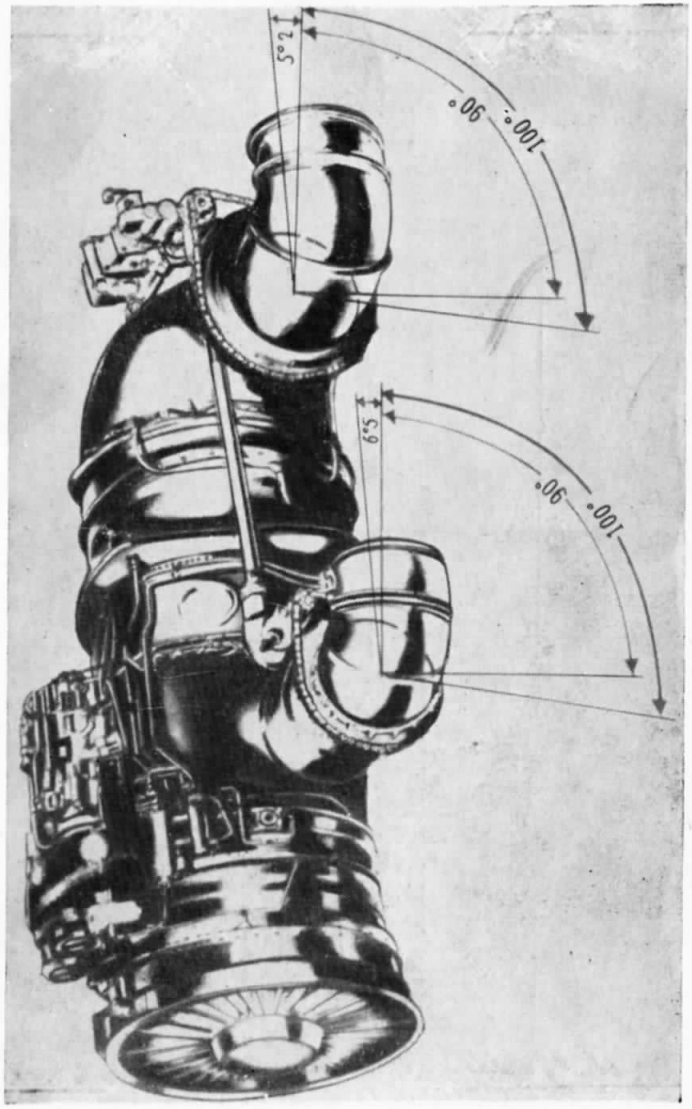


Компоновка двигателей RB.153 на самолете VJ101E (слева—вариант с поворотом всего двигателя; справа—вариант с поворотной форсажной камерой)



Габаритный чертеж ТРДД Роллс-Ройс/MAN RB.153-61.

РОЛЛС-РОЙС/MAN RB.193-12



Общий вид двигателя RB.193

$R_{взл} = 4610$ *кгс* (при $H = 0$, МСА)
$C_{Rвзл} = 0{,}64$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум} = 92$ *кг/сек*
$m = 1{,}12$
$\pi_{сум} = 16{,}5$
$D_{вх} = 845$ *мм*
$L = 2575$ *мм*
$G_{дв} = 790$ *кгс*
$G_{уст} = 1050$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}17$ *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС/MAN RB.193-12

Подъемно-маршевый ТРДД с боковыми поворотными соплами внешнего и внутреннего контуров (типа ТРДД «Пегас»)

Вентилятор — 3-ступенчатый без ВНА. Рабочие лопатки установлены шарнирно.

Компрессор н. д. — 2-ступенчатый. Вентилятор и компрессор н. д. установлены на общем валу и приводятся трехступенчатой турбиной н. д.

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый, приводится одноступенчатой турбиной в. д. Роторы н. д. и в. д. с целью уменьшения гироскопического момента вращаются в противоположных направлениях. Рабочие лопатки к. н. д. и к. в. д. крепятся замками типа «ласточкин хвост» или елочными. Лопатки всех НА двухопорные.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Сопловые и рабочие лопатки турбины в. д. с воздушным охлаждением. Рабочие лопатки всех ступеней на концах имеют полки.

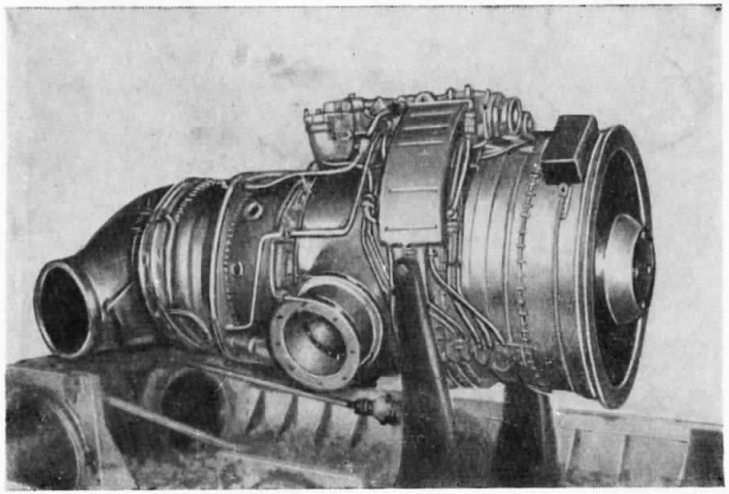
Реактивные сопла. 4 боковых поворотных сопла, разработанных отделением Бристоль фирмы Роллс-Ройс, выполнены без направляющих лопаток. Воздух из вентилятора поступает в короткий канал внешнего контура, откуда по двум патрубкам, расположенным перпендикулярно к оси двигателя, подводится к передним поворотным соплам. Горячие газы внутреннего контура из турбины н. д. поступают в газосборник и оттуда по двум патрубкам подводятся к задним соплам. Каждое сопло может поворачиваться на 100°. Потери давления в соплах одинаковые как при вертикальном, так и при горизонтальном полете. Соотношение тяги между передними и задними соплами 0,9 : 1.

Система управления вектором тяги. Система управления поворотными соплами, разработанная фирмой Плесси, обеспечивает изменение тяги от горизонтальной до вертикальной, включая отклонение в 10° против направления полета. Предусмотрена возможность быстрого перепуска воздуха высокого давления, отбираемого через большие отверстия в наружном корпусе камеры, в пределах от 0 до 16% для управления положением самолета.

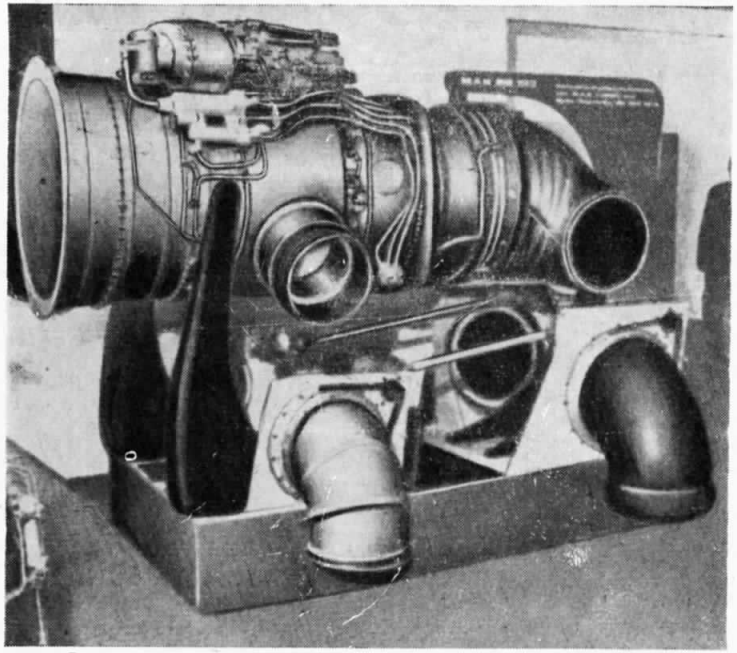
Состояние в производстве. К июню 1969 г. двигатели наработали на стенде 1500 *ч*. Поставки первых опытных двигателей фирме VFW начались в 1970 г.

Применение. Истребитель ВУВП ФРГ VFW VAK.191B.

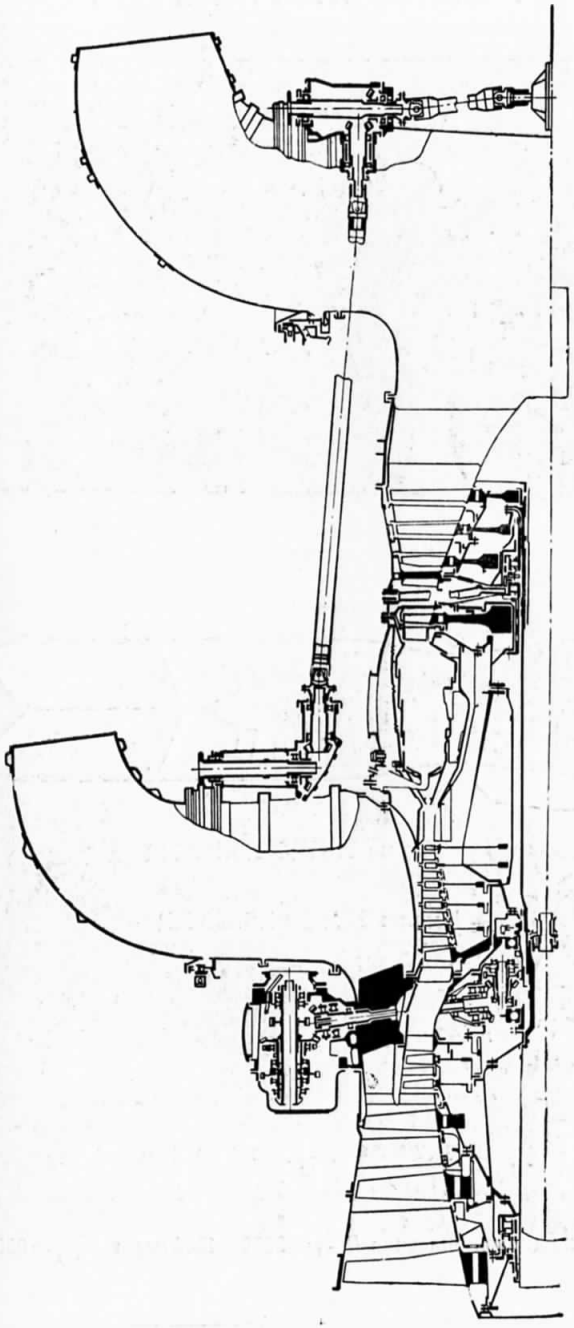
№№ источников: 151, 237, 351, 399, 65 доп., 102 доп., 109 доп., 119 доп., 120 доп.



Макет ТРДД RB.193-12 (вид справа)

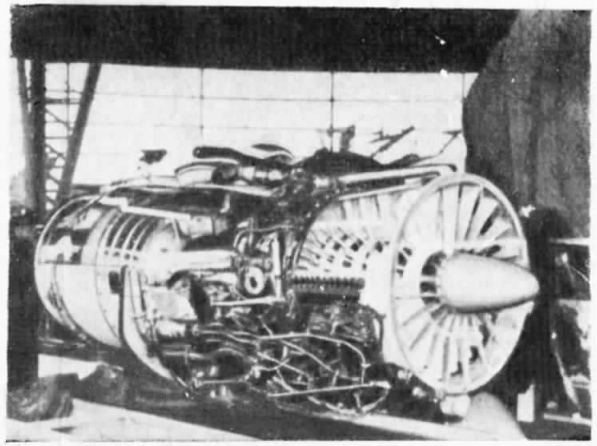


ТРДД RB.193-12 (вид слева)



Схематический разрез ТРДД RB.193-12

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБО УНИОН RB.199



Макет ТРДДФ RB.199

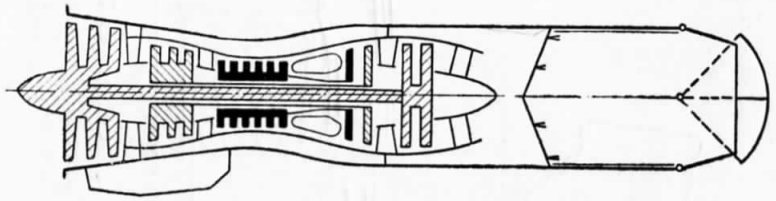


Схема ТРДДФ RB.199-34R

Данные ТРДДФ RB.199-34R

$R_{взл}$ [1] = 3650 *кгс*

$R^{ф}_{взл}$ [1] = 6300 *кгс*

$m = 1{,}0$

$\pi_{сум} = 24$

$T_г = 1523°$ K

$G_{дв} = 815$ *кгс*

$$\gamma_R = \frac{0{,}22}{0{,}128\,ф}\ кгс/кгс$$

[1] Ранее приводились значения $R_{взл} = 3860—4535$ *кгс* и $R^{ф}_{взл} = 6600—6800$ *кгс*.

РОЛЛС-РОЙС/ТУРБО УНИОН RB.199-34R

Трехвальный военный ТРДДФ

При конструировании двигателя в значительной степени использован опыт работы фирмы Роллс-Ройс по созданию трехвальных ТРДД «Трент» и RB.211. Разработку вентилятора, камеры сгорания, турбины в. д., форсажной камеры и корпуса канала внешнего контура ведет фирма Роллс-Ройс; разработку компрессора н. д., промежуточного корпуса компрессора в. д., турбины н. д., реверса тяги и корпуса коробки передач ведет фирма MTU (ФРГ), а за разработку и производство турбины вентилятора, выпускной трубы и реактивного сопла отвечает фирма Фиат.

Вентилятор — 3-ступенчатый.

Компрессор н. д. — 3-ступенчатый.

Компрессор в. д. — 6-ступенчатый.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина — 4-ступенчатая, трехроторная. Турбина привода вентилятора 2-ступенчатая, турбина н. д. и в. д. одноступенчатые.

Реактивное сопло — регулируемое. Предусмотрен реверс тяги, располагаемый за соплом.

Форсажная камера — общая для обоих контуров. Работа на режиме форсирования составит бо́льшую часть времени полета, чем у других ТРДДФ.

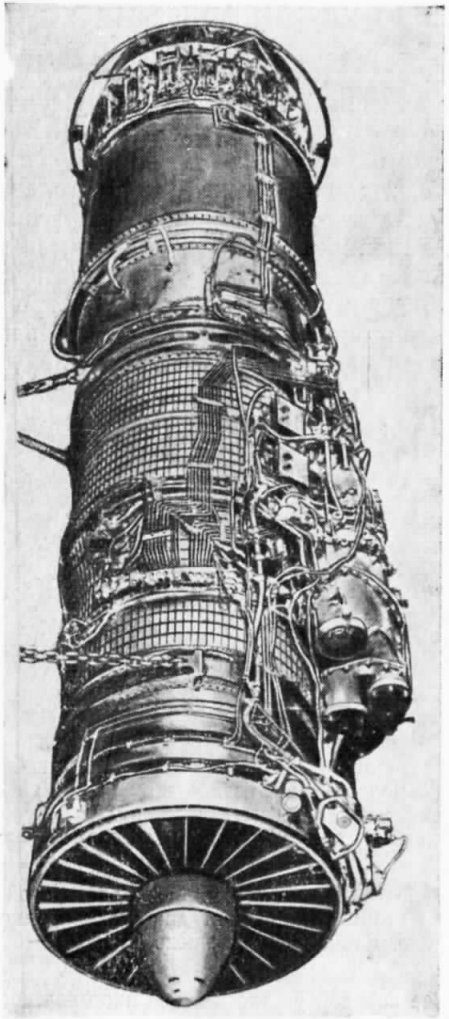
Система регулирования. Предусмотрено обеспечить двигателю хорошую приемистость при маневрировании самолета и при переходе от захода на посадку до полного реверсирования тяги. Предусматривается также невозможность срыва потока при быстром дросселировании двигателя на больших и малых высотах.

Состояние в производстве — в разработке. Поставки серийных двигателей намечены на май 1973 г. Общая стоимость доводки двигателя предположительно составит 125 млн. долл. Стоимость серийного ТРДДФ — 350 тыс. долл.

Применение. Предлагается в качестве силовой установки для многоцелевого боевого самолета MRCA-75 «Пантера».

№№ источников: 55, 155, 173, 180, 110 доп.

SNECMA TF.306



Основные данные ТРДДФ TF.306-С

$R_{взл} = 5300$ *кгс*
$C_{R взл} = 0{,}66$ *кг/кгс тяги ч*
$R^{ф}_{взл} = 9300$ *кгс*
$C^{ф}_{R взл} = 2{,}6$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{в.сум} = 122$ *кг/сек*
$m = 1{,}0$
$z_{сум} = 17$
$z_{вен} = 2{,}0$
$T_г = 1373°$ К [1]

при $n_{н.д} = 9600$ *об/мин*, $H = 0$, $V = 0$

$D_{вх} = 965$ *мм*
$D = 1200$ *мм* (по форсажной камере)
$L = 5335$ *мм*
$G_{дв} = 1760$ *кгс*
$\gamma^{ф}_R = 0{,}19$ *кгс/кгс*

[1] В ТРДДФ TF.306 $T_г = 1473°$ К.

SNECMA TF.306

Усовершенствованный вариант ТРДДФ Пратт-Уитни TF-30, имеющий общую форсажную камеру конструкции фирмы SNECMA.

Входное устройство. Корпус из титанового сплава с 23 нерегулируемыми лопатками ВНА с противообледенительным подогревом. В центральной части корпуса расположена опора для переднего роликового подшипника ротора компрессора низкого давления и вентилятора.

Вентилятор — 3-ступенчатый, установлен на одном валу с компрессором н. д. Рабочие лопатки вентилятора имеют антивибрационные полки. Рабочие и направляющие лопатки всех ступеней, спрямляющий аппарат на выходе из вентилятора, а также все три диска изготовлены из титанового сплава.

Компрессор н. д. — 6-ступенчатый. Рабочие лопатки всех ступеней, направляющие лопатки 1-й ступени и все диски выполнены из титанового сплава. Направляющие лопатки последующих пяти ступеней стальные. Составной корпус компрессора, имеющий ряд поперечных разъемов, изготовлен из титанового сплава.

Промежуточный корпус — установлен между корпусами компрессоров н. д. и в. д. и выполнен из титанового сплава. Он несет спрямляющий аппарат компрессора н. д. и два подшипника: задний — шариковый подшипник компрессора н. д. и передний — роликовый подшипник компрессора в. д.

Компрессор в. д. — 7-ступенчатый, выполнен из стали, за исключением рабочих лопаток первых трех ступеней, изготовленных из титанового сплава. Корпус имеет ряд поперечных разъемов. Клапан перепуска воздуха.

Центральный корпус — сварен из листовой стали и несет задний подшипник компрессора в. д. (сдвоенный шарикоподшипник), а также привод агрегатов двигателя от вала компрессора.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с восемью жаровыми трубами из жаропрочной стали, снабженными пламеперепускными патрубками. Жаровые трубы задними концами вставлены в газосборник, выполненный из жаростойкой стали. Корпус камеры сгорания изготовлен из высокопрочной листовой стали.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная.

Одноступенчатая турбина в. д. приводит компрессор в. д. Ее сопловые и рабочие лопатки полые, охлаждаемые. Рабочие лопатки изготавливаются методом точного литья из жаропрочного сплава.

Трехступенчатая турбина н. д. приводит вентилятор и компрессор н. д. через вал, проходящий внутри вала ротора в. д., в котором он центрируется промежуточным роликовым подшипником. Диски всех трех ступеней выполнены из жаропрочной стали, а рабочие и сопловые лопатки — из хромоникелевой стали.

Все четыре ступени турбины заключены в общий корпус, за которым установлен задний корпус, несущий спрямляющий аппарат и задний подшипник турбины.

Канал внешнего контура. Передняя часть кожуха канала выполнена из алюминиевого сплава и механически обработана, а задняя часть выполнена из титанового сплава.

Форсажная камера — общая для обоих контуров. Расположение стабилизаторов пламени и топливных стоек обеспечивает хорошее смешение потоков воздуха и газа и полное сгорание.

Реактивное сопло — общее для потоков внешнего и внутреннего контуров с двумя венцами регулируемых створок и аэродинамическим регулированием. Управление створками сопла достигается с помощью силовых цилиндров. Рабочее вещество системы управления — топливо.

Система регулирования — гидромеханическая, по заданному положению рычага управления устанавливает соответствующее число оборотов ротора и величину температуры газа перед турбиной. Единый рычаг управления двигателем и форсажной камерой.

Топливная система[1]. Сдвоенный топливный насос «Атар». Давление топлива 25 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Эр Экипман 99560. Топливный насос Эр Экипман 99590 и регулятор расхода топлива Эр Экипман 99570 для форсажной камеры. Топливо AIR 3407.

Система смазки — циркуляционная. Давление 4 *кгс/см²*. Коробка агрегатов служит одновременно маслобаком и маслосборником. Топливо-масляный теплообменник.

Система запуска — с газотурбинным стартером Микротурбо «Ноэль» 60[1]. Система зажигания SNECMA для основной камеры. Воспламенения топлива в форсажной камере перебросом пламени из основной камеры.

Состояние в производстве — опытный.

Применение. Истребитель-бомбардировщик Дассо «Мираж» G и истребитель «Мираж» F-2.

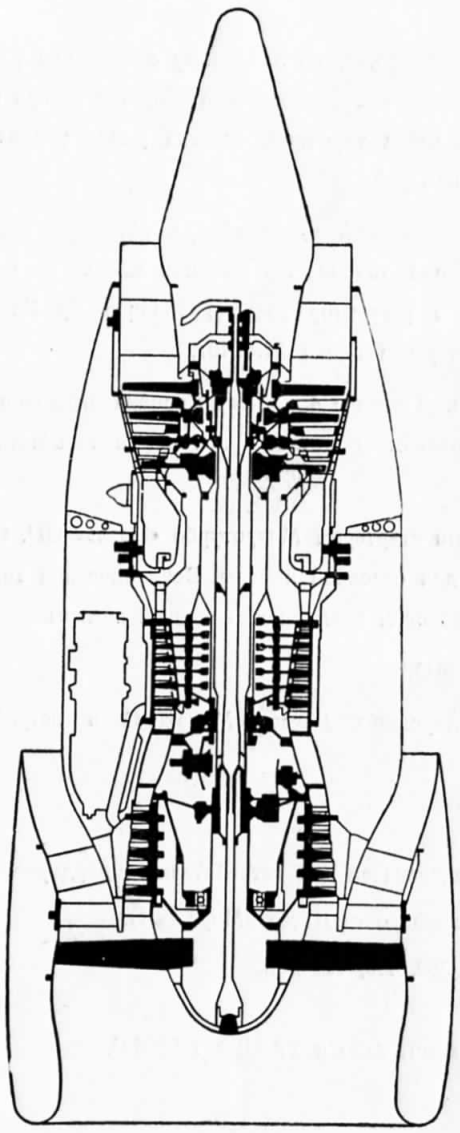
Модификация:

TF.306-E. $R^{ф}_{взл} = 10\,350$ *кгс*. Предназначен для истребителя-бомбардировщика с крылом изменяемой стреловидности Дассо «Мираж» G.

№№ источников: 46, 74, 87, 332, 399, 440, 102 доп.

[1] Сведения приводятся применительно к ТРДДФ TF.306-C.

SNECMA/РОЛЛС-РОЙС М.45-Н «МАРС»



		M.45H-D	M.45H-C
$R_{взл}$, *кгс*	при МСА, $H=0$, $M_п=0$	3520	3695—3740 [1]
$C_{R\ взл}$, *кг/кгс тяги ч*		0,45	0,448
$R_{взл}$, *кгс*	при МСА+ +15° С, $H=0$	3295	—
$C_{R\ взл}$, *кг/кгс тяги ч*		0,456	—
$R_{кр}$, *кгс*	при МСА, $H=6$ *км*, $M_п=0{,}65$	1245	1340
$C_{R\ кр}$, *кг/кгс тяги ч*		0,725	0,710

	M.45H-D	M.45H-C
$G_{в.сум}$, *кг/сек*	105	—
m	2,8	—
$\pi_{сум}$	18,8	—
$T_г$, °К	1325 [2]	1345
$D_{вен}$, *мм*	1060	—
$L_г$, *мм*	2960	—
$G_{дв}^{а}$, *кгс*	673	—
γ_R, *кгс/кгс*	0,192	0,182—0,18

[1] В дальнейшем тяга может быть увеличена до 6000 *кгс* путем изменения компрессора и вентилятора.
[2] Часть стендовых испытаний была проведена при $T_г = 1400°$ К.

SNECMA/РОЛЛС-РОЙС М.45-Н «МАРС»

Двухвальный ТРДД с передним расположением вентилятора, без смешения потоков внешнего и внутреннего контуров

Входное устройство — с кольцевым входом, без ВНА.

Вентилятор — одноступенчатый, из титанового сплава. Рабочее колесо вентилятора имеет антивибрационные перемычки на радиусе, соответствующем ~ 2/3 высоты лопаток. За рабочим колесом установлен один ряд спрямляющих лопаток. Вентилятор консольно крепится на внутреннем валу, несущем также компрессор н. д. и получающем привод от трехступенчатой турбины н. д.

Компрессор н. д. — 5-ступенчатый, осевой. Ротор барабанного типа, с постоянным диаметром втулки, околозвуковой. Рабочие лопатки из алюминиевого сплава. Лопатки направляющих аппаратов штампованные и припаяны твердым припоем к обоймам. Ротор компрессора опирается на два подшипника. Передний упорный шариковый подшипник расположен в плоскости 1-й ступени. Задний роликовый подшипник расположен за 5-й ступенью. Корпус компрессора н. д. не имеет продольного разъема. Предусмотрен отбор воздуха в системы двигателя и самолета.

Промежуточный корпус — неразъемный. На нем располагается коробка приводов двигательных и самолетных агрегатов.

Компрессор в. д.[1] — 7-ступенчатый, с постоянным внешним диаметром. Ротор барабанно-дискового типа. Все рабочие и направляющие лопатки выполнены из титанового сплава. Передний короткий вал ротора опирается на основной шарикоподшипник, установленный в промежуточном корпусе. Диск последней ступени компрессора крепится болтами к валу турбины в. д. Корпус компрессора в. д. из титанового сплава, имеет продольный разъем. От компрессора в. д. отбирается воздух для наддува кабины и в противообледенительную систему двигателя.

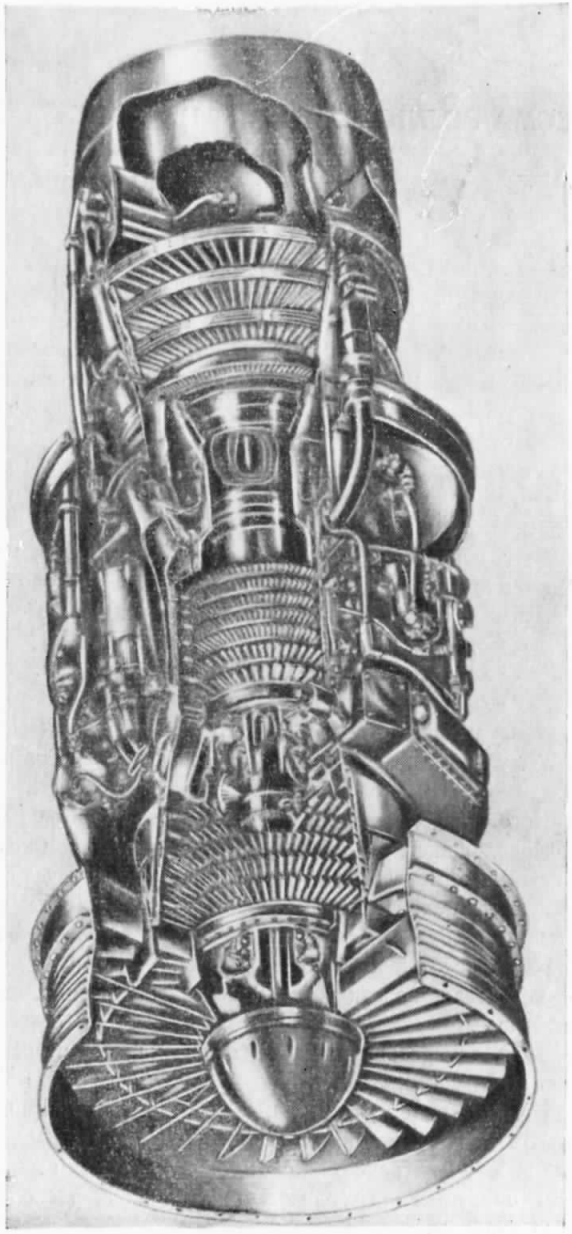
Камера сгорания — кольцевая, короткая, с 20 горелками испарительного типа. Корпус разъемный.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Рабочие лопатки всех ступеней снабжены бандажными полками.

Турбина в. д. — одноступенчатая, с рабочими лопатками, охлаждаемыми воздухом. Сопловые лопатки полые.

Турбина н. д. — 3-ступенчатая, с постоянным средним диаметром. Ротор турбины опирается на роликовый подшипник, расположенный за 3-й ступенью турбины.

[1] Компрессор в. д. основан на компрессоре в. д. ТРДД М.45-F, являющемся уменьшенным вариантом компрессора в. д. ТРД «Олимп».



ТРДД М.45-Н с частично вырезанным корпусом

Сопло — нерегулируемое, с центральным конусом.

Система регулирования — гидромеханическая фирмы Даути. Регулятор числа оборотов двигателя и ограничитель температуры реактивных газов объединены с регулятором расхода топлива.

Система смазки — циркуляционная. Шестеренный нагнетающий насос. Магнитные уловители стружки и фильтры тонкой очистки.

Система запуска — с воздушным турбостартером, установленным на коробке приводов агрегатов.

Состояние в производстве — опытный. К началу 1970 г. четыре опытных ТРДД М.45-Н наработали на стенде 400 *ч*. Разрешение на эксплуатацию ТРДД М.45-Н тягой 3500 *кгс* планируется получить в мае 1972 г.

Применение. Предназначен для пассажирского самолета малой дальности полета VFW.614 (ФРГ) и СУВП «Аладэн».

Ресурс. Начальный ресурс 800 *ч*. После 3 лет эксплуатации ресурс предполагается довести до 3500 *ч*.

Модификации:

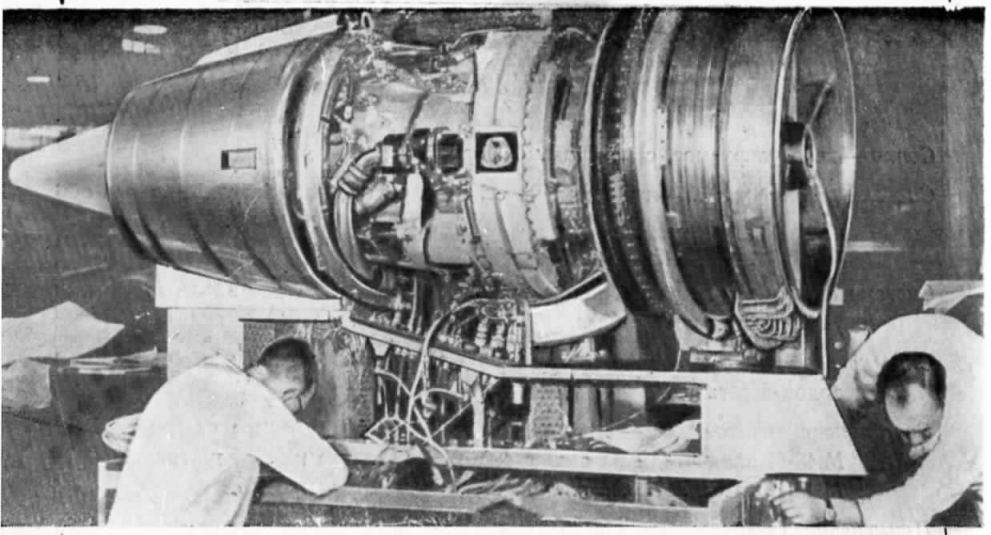
ТРДД М.45-Н-06. $R=3840$ *кгс* (до МСА + 15° С). Подобен ТРДД М.45-Н, но имеет дополнительную ступень к. н. д.

ТРДД М.45-Н-10. $R=4309$ *кгс* (до МСА + 15° С). Подобен ТРДД М.45-Н, но имеет 2-ступенчатый вентилятор и дополнительную ступень к. н. д.

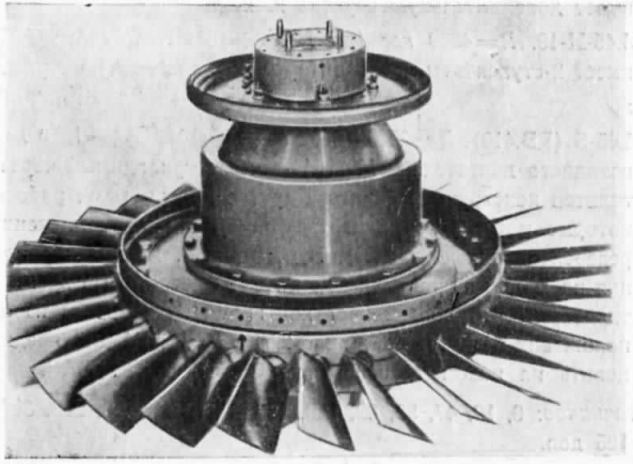
Вариант:

ТРДД М.45-S (RB.410). $R=6575$—6800 *кгс*, $m\approx10$, $G_{дв}=1250$ *кгс*. В отличие от исходного двигателя — М.45-Н — имеет приводимый через редуктор вентилятор конструкции фирмы Даути с поворотными рабочими лопатками, которые могут устанавливаться во флюгерное положение и положение реверсирования тяги (40°). В разработке. Вентилятор проходит испытания на модифицированном двигателе «Астазу». Во время испытаний вентилятора с 41 рабочей лопаткой время их поворота из одного крайнего положения в другое составило 2 *сек*. ТРДД М.45-S предполагается установить на новом транспортном СУВП фирмы ВАС.

№№ источников: 6, 12, 47, 80, 82, 129, 158, 193, 201, 248, 263, 399, 412, 102 доп., 125 доп.



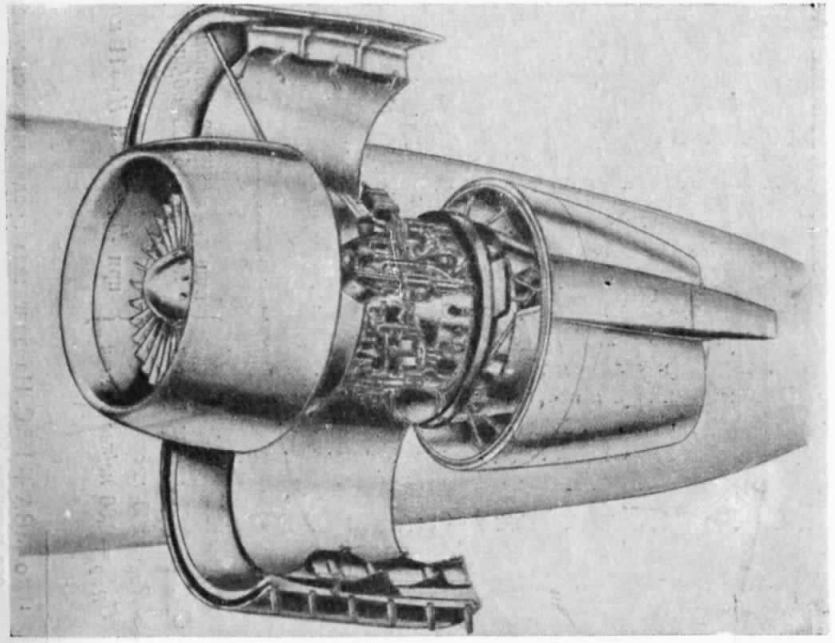
ТРДД М.45-Н на стенде



Вентилятор Даути с 31 поворотной лопаткой

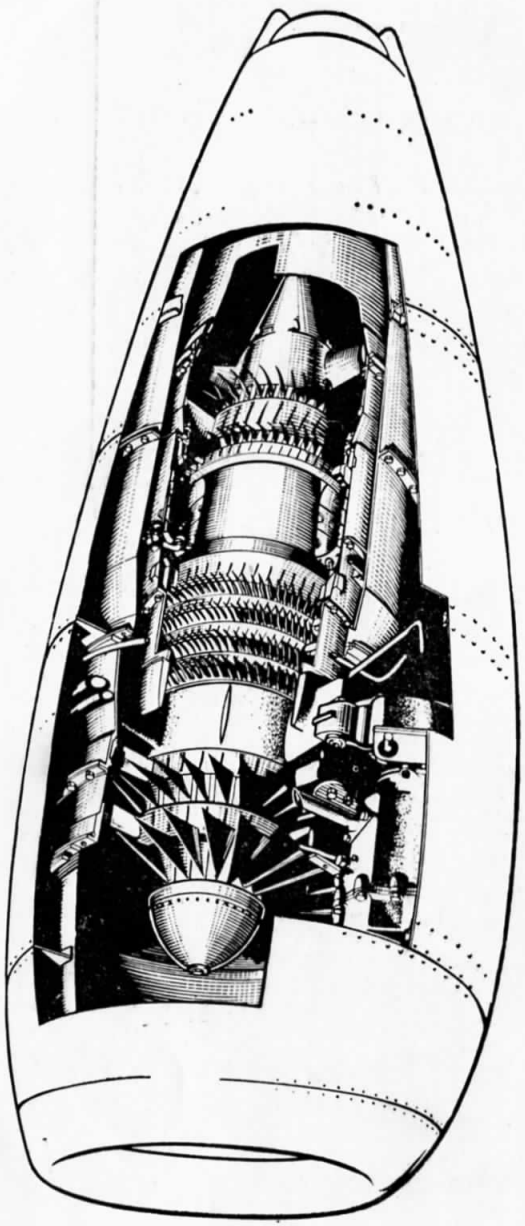


Жаровая труба камеры сгорания ТРДД М.45-Н



ТРДД М.45-Н в гондоле с раскрытым капотом

SNECMA/ТУРБОМЕКА М.49 «ЛАРЗАК»



$R_{взл} = 1045$ [1] *кгс*
$C_{R\,взл} = 0{,}61$ *кг/кгс тяги ч* } при $n_{т.к} = 22\,000$ *об/мин* и $n_{вен} = 16\,500$ *об/мин*
$R_{кр} = 260$ *кгс*
$C_{R\,кр} = 0{,}86$ *кг/кгс тяги ч* } при $M_п = 0{,}7$ и $H = 11$ *км*

$G_{в.сум} = 26$ *кг/сек*
$m = 1{,}4$
$\pi_{сум} = 9$
$\pi_{вен} = 2$
$T_г = 1273°$ К (при МСА + 15° С)

$D_{вх} = 452$ *мм*
$L = 1435$ [2] *мм*
$G_{дв} = 260$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}247$ *кгс/кгс*

[1] До МСА + 15° С. На двигателе предполагается установить форсажную камеру, что позволит увеличить его тягу на 30%.
[2] С задним конусом.

SNECMA/ТУРБОМЕКА М.49 «ЛАРЗАК»

ТРДД без смешения потоков внешнего и внутреннего контуров

Вентилятор — 2-ступенчатый без ВНА. На корпусе вентилятора установлена коробка привода агрегатов. Рабочее колесо 1-й ступени из титанового сплава, а колесо 2-й ступени из легкого сплава.

Компрессор — 4-ступенчатый, осевой. Ротор барабанно-дискового типа. Рабочие лопатки первых двух ступеней из легкого сплава, а последних — из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, с 20 испарительными горелками, установленными попарно.

Турбина в. д. — одноступенчатая, приводит компрессор. Лопатки неохлаждаемые.

Турбина н. д. — одноступенчатая, приводит вентилятор.

Сопло. 2 раздельных сужающихся, нерегулируемых сопла.

Система регулирования — гидромеханическая.

Система смазки — циркуляционная. Емкость бака 4 *л*.

Ресурс. Первоначальное время между переборками 800 *ч*.

Состояние в производстве — опытный. Поставка серийных двигателей намечена на 1972 г.

Применение. Военные тренировочные самолеты SNIAS/Мессершмитт-Бёлков-Блом Е.650 (тип 462) и Бреге-Дассо-Дорнье «Альфа Джет»; многоцелевой самолет SNIAS SN.600 «Корветт».

Модификации:

ТРДД М.49-02. $R = 1100$—1150 *кгс*, $R^ф = 2000$ *кгс*, $m = 2$, $T_г = 1273°$ К, $D = 560$ *мм*.

ТРДД М.49-03. $R = 1300$ *кгс*. М.49-04. $R = 1350$ *кгс*, лопатки турбины в. д. охлаждаемые.

Варианты:

ГТД М.61. $N_в = 2800$ *л. с.* Разрабатывается на основе ТРДД М.49-01/02.

ГТД М.61-Н. Имеет одноступенчатую свободную турбину с выходным валом сзади двигателя. Проект.

ТВД М.61-НА. Вал винта приводится 2-ступенчатой турбиной через редуктор. Проект.

№№ источников: 1, 50 57, 86, 88, 129, 201, 254, 305, 331, 102 доп., 121 доп.

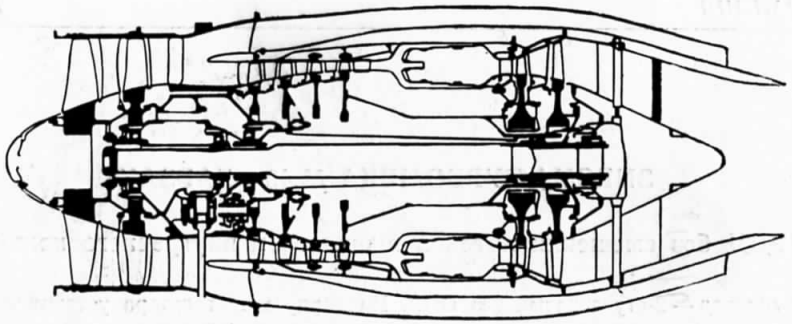
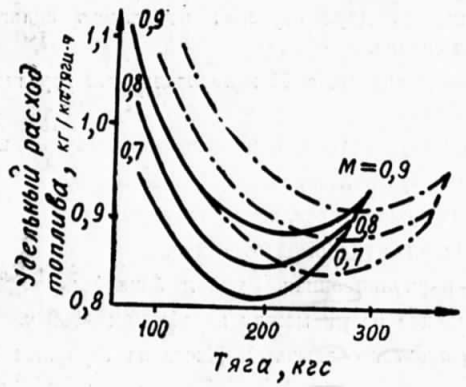
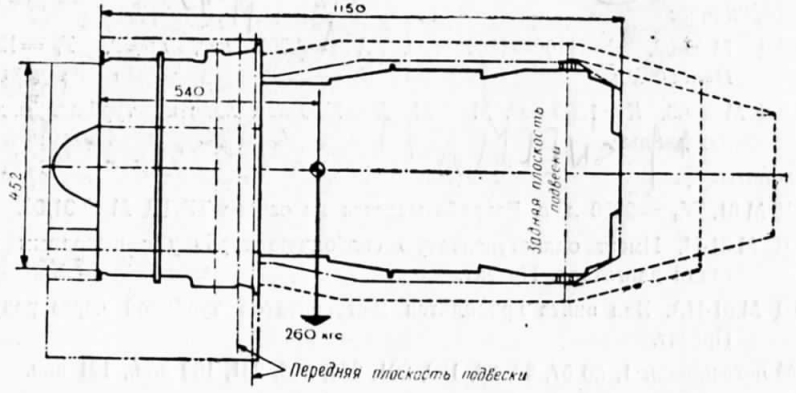


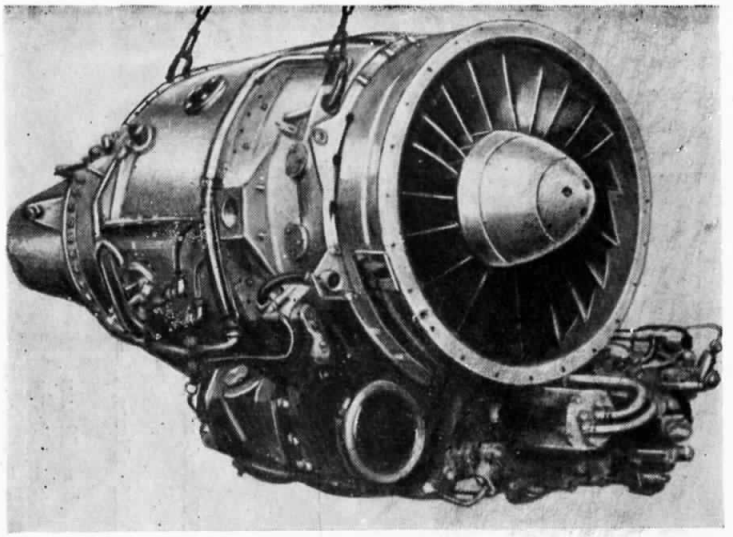
Схема ТРДД «Ларзак»



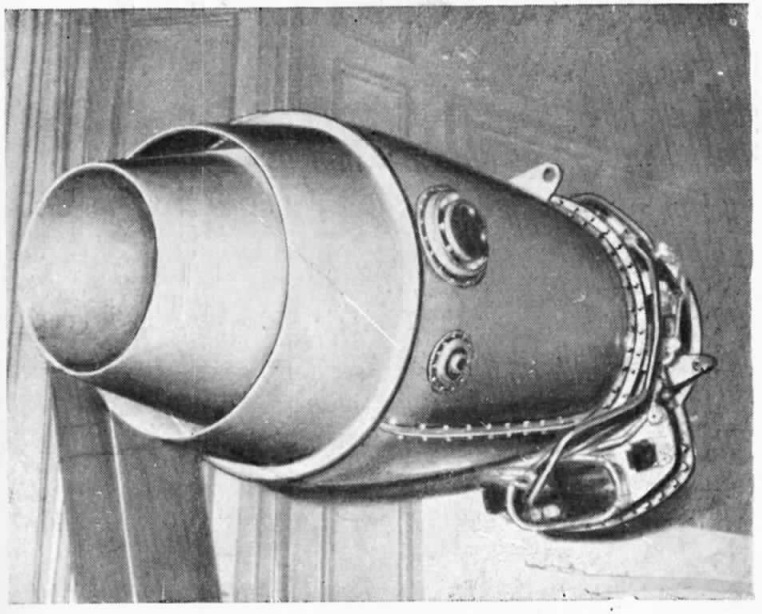
Высотно-скоростные характеристики ТРДД «Ларзак».
—— $H=11$ км; — · — $H=9$ км



Габаритный чертеж ТРДД «Ларзак»

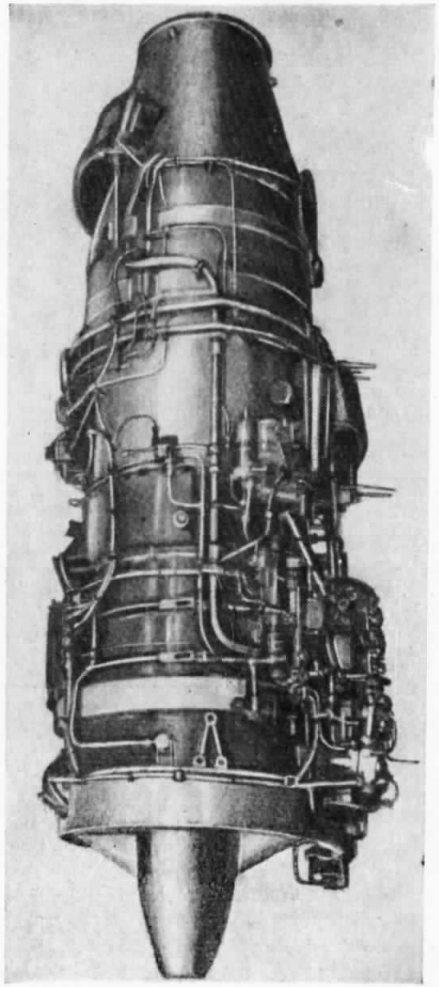


Вид спереди на ТРДД «Ларзак»



Вид сзади на ТРДД «Ларзак»

ТУРБОМЕКА «ОБИСК» 1А



$R_{взл} = 742$ *кгс*
$C_{R\,взл} = 0{,}618$ *кг/кгс тяги ч* } при $n_к = 33\,000$ *об/мин*, $H = 0$

$R_{м.п} = 625$ *кгс*
$C_{R\,м.п} = 0{,}6$ *кг/кгс тяги ч* } при $n_к = 32\,000$ *об/мин*, $H = 0$

$G_{в\,I} = 7$ *кг/сек*
$G_{в\,II} = 14$ *кг/сек*
$m = 2$
$\pi_{сум} = 6{,}9$
$\pi_{вен} = 1{,}5$ при $n_{вен.взл} = 15\,500$ *об/мин*

$b = 650$ *мм*
$h = 750$ *мм*
$L = 2290$ *мм*
$G_{дв} = 290$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}39$ *кгс/кгс*

ТУРБОМЕКА «ОБИСК» 1А

Одновальный ТРДД с вентилятором, приводимым через редуктор

Входное устройство — с кольцевым входом. Корпус входного устройства имеет две вертикальные опорные стойки. Он так же, как и передний обтекатель, закрывающий стартер-генератор и приводы агрегатов, выполнен из легкого сплава. Регулируемый ВНА. Противообледенительная система с подогревом горячим воздухом, отбираемым от компрессора. Нижняя часть корпуса входного устройства удлинена для установки на ней ряда агрегатов.

Вентилятор — одноступенчатый, приводится через редуктор с цилиндрическими шестернями и степенью редукции $i \approx 0{,}47$.

Компрессор — 2-ступенчатый, осецентробежный: 1-я ступень—осевая, 2-я—центробежная. За осевой ступенью имеется два ряда спрямляющих лопаток; центробежная ступень состоит из крыльчатки и радиально-осевого диффузора.

Камера сгорания — кольцевая, с вращающимся распылителем топлива. Корпус неразъемный, стальной.

Турбина — 2-ступенчатая одновальная. Диски с вставными рабочими лопатками. Диски крепятся к валу привода компрессора и заднему короткому валу, а также между собой с помощью специальных болтов и торцовых шлиц. $T_т = 845°$ К при $n = 33\,000$ *об/мин*.

Сопло — нерегулируемое. Раздельные соосные сопла внутреннего и внешнего контуров выполнены из листового металла. Внешнее сопло опирается на три полые стойки.

Система регулирования — механическая. Изохронный регулятор чисел оборотов турбины, объединенный с регулятором расхода топлива.

Топливная система. Топливный насос Турбомека, подающий топливо под давлением 5 *кгс/см²*, объединен с регулятором предельных чисел оборотов. Регулятор расхода топлива объединен с высотным корректором и регулятором приемистости.

Система смазки — циркуляционная. Давление 5 *кгс/см²*. Маслобак выполнен заодно с двигателем.

Система запуска — с электрическим стартером-генератором Эр Экипман 84520. Сдвоенная катушка зажигания. Два воспламенителя факельного типа с микронасосом.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Шведский многоцелевой самолет SAAB-105.

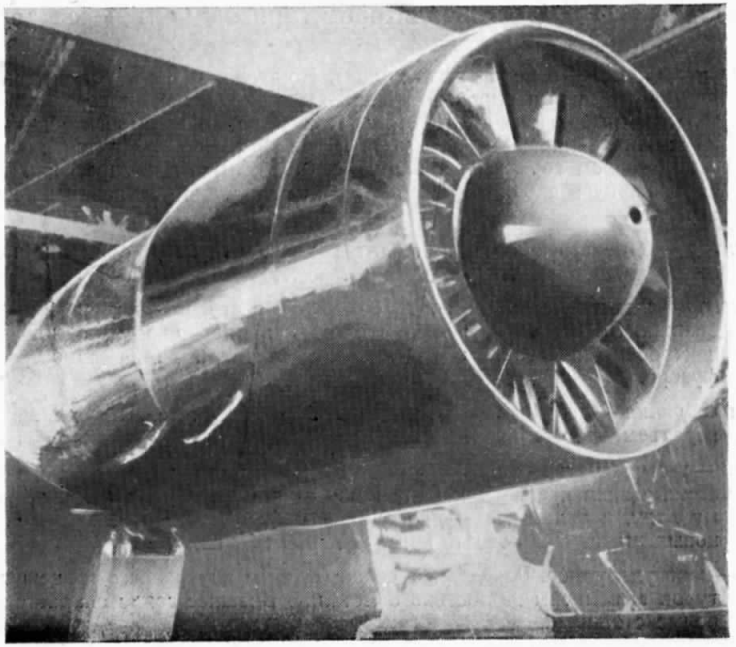
Ресурс — 450 *ч.*

Модификация:

ТРДД «Обиск» 6 тягой 840 *кгс*. Проект.

№№ источников: 57, 223, 331, 399, 444.

ТУРБОМЕКА «АСТАФАН»



$R_{взл} = 712$ *кгс*
$C_{R\,взл} = 0{,}38$ *кг/кгс тяги ч*
при $n = 43\,000$ *об/мин*, $H = 0$

$R_{м.п} = 230$ *кгс*
$C_{R\,м.п} = 0{,}63$ *кг/кгс тяги ч*
при $n = 43\,000$ *об/мин*, $H = 6$ *км*, $V = 600$ *км/ч*

$m = 6{,}5$
$\pi_{сум} = 8 \div 10$

$D_г = 654$ *мм*
$L_г = 2153$ *мм*
$G_{дв} = 230$ *кгс* (с полным оборудованием)
$\gamma_R = 0{,}32$ *кгс/кгс*

ТУРБОМЕКА «АСТАФАН»

Одновальный ТРДД с вентилятором, приводимым через редуктор

Разработан на основе газогенераторной части ТВД «Астазу» (см. стр. 349). Работает при постоянном числе оборотов.

Входное устройство—с кольцевым входом. Обтекатель и корпус канала внешнего контура выполнены из легкого сплава.

Вентилятор — одноступенчатый, с 13 поворотными рабочими лопатками из легкого сплава и двумя рядами спрямляющих лопаток за рабочим колесом. Корневая часть каждой рабочей лопатки соединена с осью, на которой установлены втулка и шестерня. Втулка опирается на шариковый подшипник, а конец оси, противоположный лопатке, — на подшипник скольжения. Шестерня находится в зацеплении с зубчатой рейкой, соединенной с поршнем гидроцилиндра регулятора угла установки лопаток вентилятора. На днище поршня воздействует масло, поступающее под давлением, величина которого изменяется в зависимости от требуемого угла установки лопаток.

Редуктор — соосный, двухступенчатый, с тремя промежуточными передачами и с плавающей ведущей шестерней. Он заключен в цилиндрический корпус, образующий внутреннюю стенку канала вентилятора.

Компрессор — 3-ступенчатый, осецентробежный. Первые две ступени — осевые, трансзвуковые, третья — центробежная с односторонней крыльчаткой. За каждой осевой ступенью имеется по два ряда направляющих лопаток. Крыльчатка имеет радиально-осевой диффузор. Рабочие лопатки осевых ступеней выполнены заодно с дисками из стали. За осевым компрессором имеется перепускной клапан, который открывается при запуске двигателя и закрывается на рабочем режиме. Осевые и центробежная ступени крепятся к валу с помощью шпонок. Вал осевого компрессора опирается на два шариковых подшипника, один из которых расположен перед 1-й осевой ступенью, а другой — за 2-й осевой ступенью компрессора.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная с вращающимся распылителем топлива. Два воспламенителя факельного типа.

Турбина — 3-ступенчатая, осевая. Рабочие лопатки выполнены заодно с дисками. Диски соединены друг с другом торцовыми шлицами и сквозными болтами. Лопатки соплового аппарата 1-й ступени турбины полые, охлаждаемые, приварены к обоймам. Сопловые лопатки 2-й и 3-й ступеней крепятся в расточках корпуса турбины. Узел роторов центробежного компрессора и турбины опирается спереди на шариковый подшипник, заключенный в нежестком корпусе, а сзади — на роликовый подшипник, корпус которого прикреплен к заднему фланцу корпуса турбины.

В двигателе имеется ограничитель тепловых нагрузок, который, воздействуя на угол установки рабочих лопаток вентилятора, поддерживает температуру газа перед турбиной в пределах двух заданных величин.

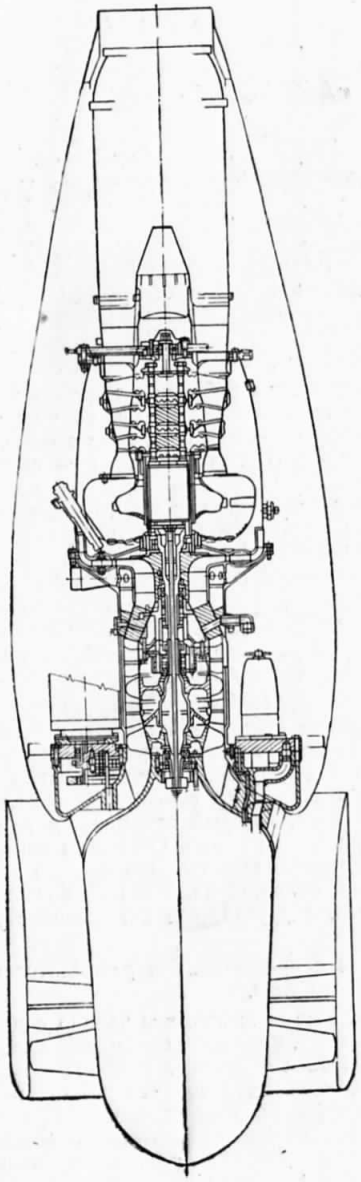
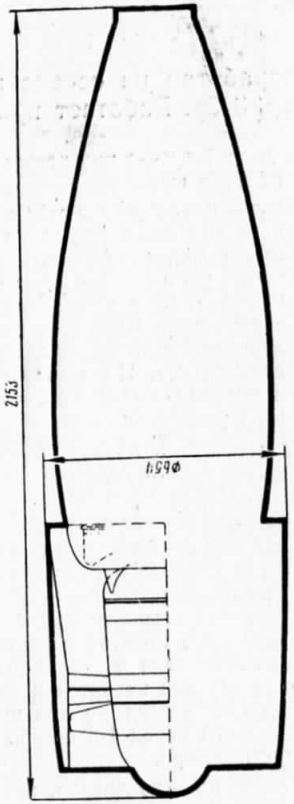


Схема ТРДД «Астафан»



Габаритные размеры ТРДД «Астафан»

Сопло — нерегулируемое, с центральным телом в форме усеченного конуса. Оно выполнено из листового металла.

Топливная система. Независимые системы регулирования подачи пускового топлива и топлива, обеспечивающего работу двигателя на режиме. Регулятор расхода топлива поддерживает постоянное число оборотов двигателя и связан с ручкой летчика, регулирующей угол установки рабочих лопаток вентилятора для изменения тяги двигателя. Топливный насос — шестеренный с редукционным клапаном и перепуском. Изодромный регулятор числа оборотов.

Автоматическое устройство регулирует в зависимости от перепада давления воздуха в компрессоре расход топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания, с тем чтобы поддерживать температуру газа за турбиной в пределах двух заданных величин. Топливо AIR 3404A, 3405 или 3407A.

Система смазки — циркуляционная. Одно и то же масло служит как для смазки двигателя, так и применяется в качестве рабочего вещества механизма регулирования угла установки рабочих лопаток вентилятора. Масляный нагнетающий насос — шестеренный. Масляный фильтр с металлической сеткой расположен за нагнетающим насосом.

Отработавшее масло откачивается в маслосборники тремя шестеренными откачивающими насосами.

Работа масляной системы контролируется указателями температуры и давления.

При измерении температуры масла используется датчик с никелевой нитью. Пределы его показаний — от —70 до +150° С.

В качестве смазки может применяться как минеральное, так и синтетическое масло.

Система запуска — автоматическая, с электрическим стартером. Запуск производится при открытом клапане перепуска воздуха из компрессора и при минимальном угле установки лопаток вентилятора. Микронасос с электроприводом подает пусковое топливо, после воспламенения которого срабатывает микропереключатель, открывающий электрический кран основной топливной системы.

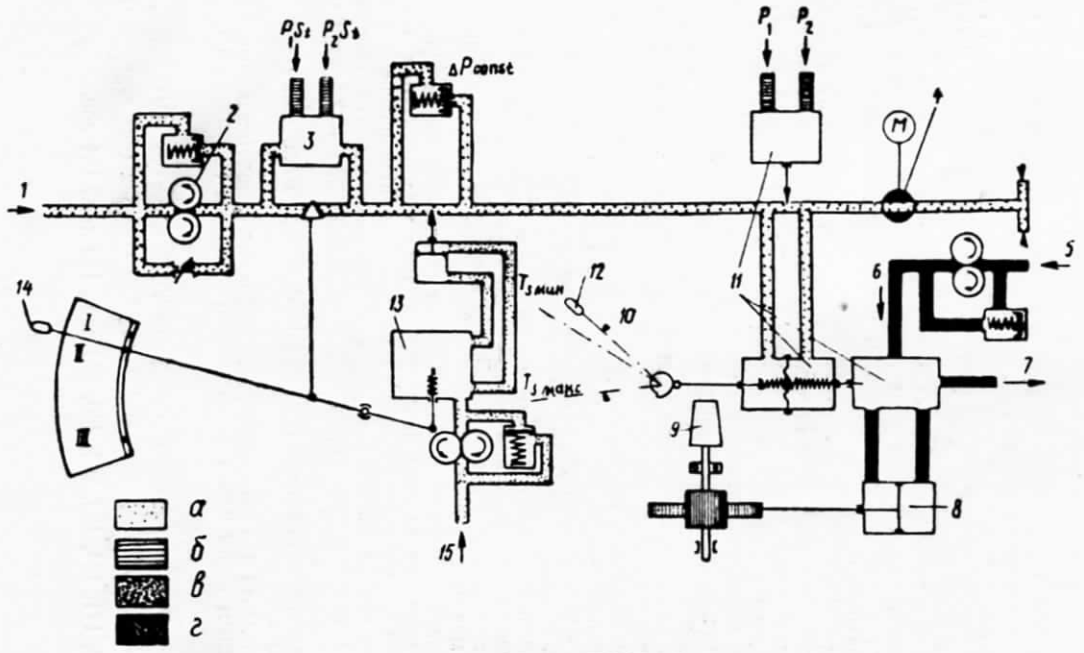
Состояние в производстве — опытный. На март 1970 г. наработка двигателя составила 200 *ч.*

Применение. Предназначен для служебных, тренировочных самолетов и самолетов связи взлетным весом 3,5—4 *тс* со скоростью полета 600—650 *км/ч.*

Модификация:

ТРДД «Астафан» 2. Разрабатывается на основе ТВД «Астазу» XVI. $R_{взл}$ = =712 *кгс*, $R^{в}_{взл}$ =765 *кгс*, $D_{вен}$ =630 *мм*, $G_{дв}$ =195 *кгс* (без агрегатов).

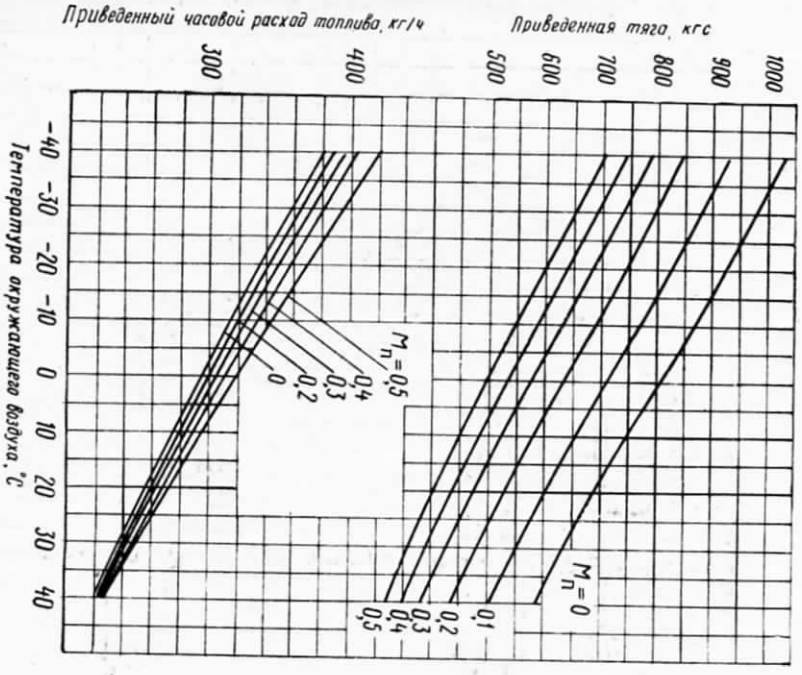
№№ источников: 56, 171, 194, 198, 295, 420, 122 доп., 123 доп., 124 доп.



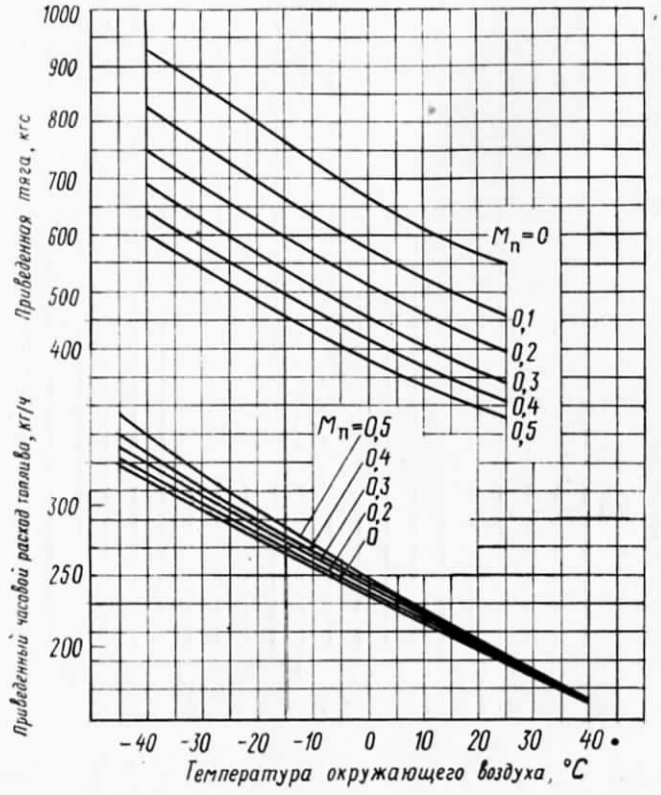
Система регулирования ТРДД «Астафан».

1—топливо; *2*—топливный насос; *3*—пусковое устройство; *4*—электрический кран; *5*—масло из маслобака; *6*—масло под давлением 30 *бар*; *7*—возврат масла в маслобак; *8*—поршень, регулирующий шаг рабочих лопаток вентилятора; *9*—рабочая лопатка вентилятора; *10*—запуск; *11*—ограничитель тепловой нагрузки; *12*—сектор тяги; *13*—регулятор числа оборотов; *14*—рукоятка управления (*I*—останов; *II*—запуск; *III*—максимальная тяга); *15*—масло в систему смазки.

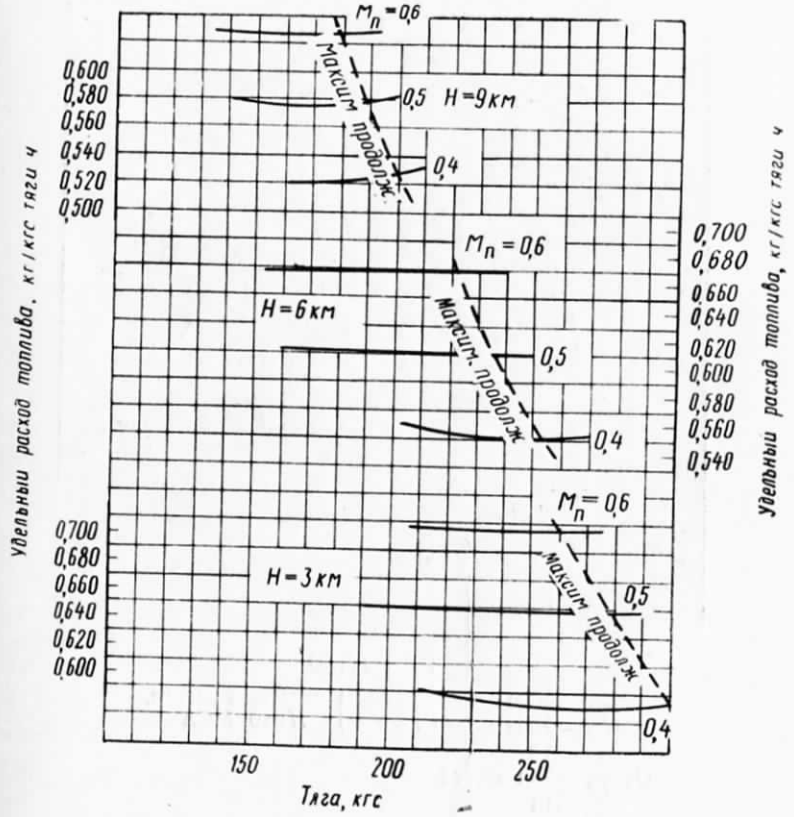
а—топливо; *б*—воздух; *в*—масло в системе регулирования числа оборотов; *г*—масло в системе регулирования шага рабочих лопаток вентилятора



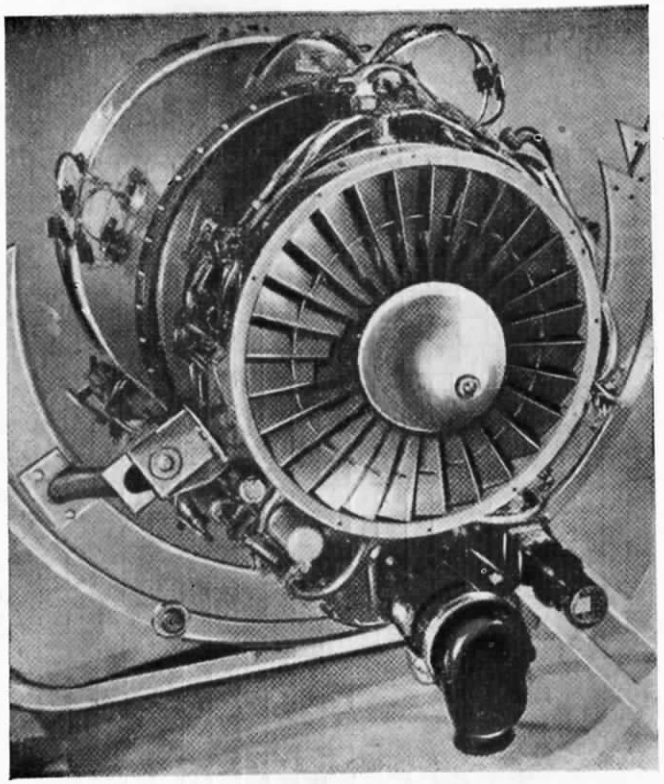
Тяга и часовой расход топлива ТРДД «Астафан» в зависимости от температуры наружного воздуха на режиме взлета



Тяга и часовой расход топлива ТРДД «Астафан» в зависимости от температуры наружного воздуха на максимальном продолжительном режиме



Высотно-скоростные характеристики ТРДД «Астафан» (МСА, $H=3\div9$ км, $M_п=0{,}4\div0{,}6$)



ТРДД JT15D

$R = 1000$ [1] *кгс*; $C_R = 0{,}504$ *кг/кгс тяги ч* } взлетный режим, $H = 0$, МСА

$m = 3{,}2$

$G_{в.сум} = 33{,}1$ *кг/сек*

$\pi_{сум} = 10$

$\pi_к = 6{,}7$

$\pi_{вен} = 1{,}45$

$T_г = 1283°$ К

$R = 950$ *кгс*; $C_R = 0{,}503$ *кг/кгс тяги ч* } максимальный продолжительный и набора высоты, $H = 0$, МСА

$R = 900$ *кгс*; $C_R = 0{,}501$ *кг/кгс тяги ч* } крейсерский, $H = 0$, МСА

$R = 250$ *кгс*; $C_R = 0{,}868$ *кг/кгс тяги ч* } крейсерский, $H = 9{,}9$ *км*, $V = 760$ *км/ч*

$D = 700$ *мм*

$L_г = 1535$ *мм*

$G^а_{дв} = 220$ *кгс*

$\gamma_R = 0{,}22$ *кгс/кгс*

[1] Взлетная тяга ТРДД JT15D составляла 905 *кгс*.

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА JT15D-1

Двухвальный ТРДД с передним расположением вентилятора и длинным каналом внешнего контура

Построен на базе ТВД PT6.

Входное устройство — без ВНА. На корпусе входного устройства расположены две основные опоры крепления двигателя.

Вентилятор — одноступенчатый; изготовлен из титанового сплава; приводится турбиной н. д. Рабочие лопатки имеют противовибрационные перемычки.

Компрессор — одноступенчатый, центробежный, приводится одноступенчатой турбиной в. д.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная.

Турбина в. д. — одноступенчатая.

Турбина н. д. — 2-ступенчатая. На корпусе турбины н. д. располагается опора крепления двигателя.

Система регулирования. Регуляторы расхода топлива фирмы Авиэйшн Электрик.

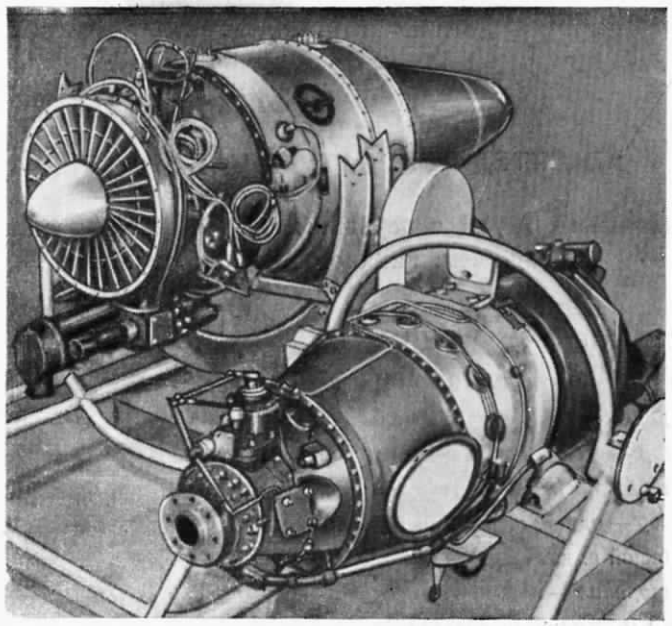
Состояние в производстве — в доводке. Срок получения удостоверения на годность к эксплуатации — начало 1971 г.

Применение — служебные самолеты Цессна «Фэнджет» 500 и 600. Возможна установка на служебном самолете Сюд/Норд Авиасьон SN600 «Корветт».

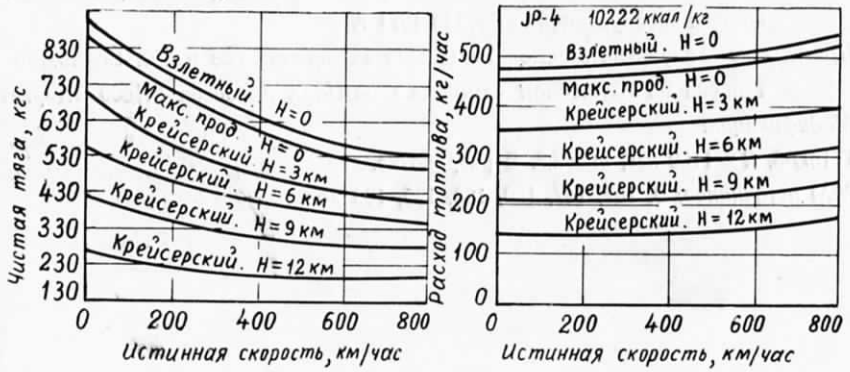
Модификация:

JT15D-3. $R \geqslant 1160$ *кгс*, $m = 2{,}8$. В разработке.

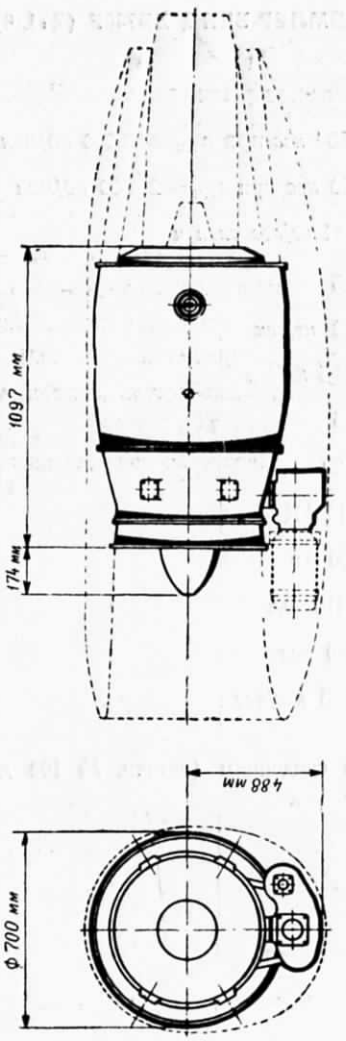
№№ источников: 9, 107, 147, 160, 188, 195, 102 доп.



JT15D (на заднем плане) и ТВД PT6



Расчетные высотно-скоростные характеристики ТРДД JT15D при МСА, коэффициенте восстановления полного давления, равном 1, отсутствии перепуска воздуха и отбора мощности



Габаритные размеры JT15D. Пунктиром показаны возможные очертания гондолы и выпускной трубы двигателя

ДАЙМЛЕР-БЕНЦ DB730F (ZTL-6)

$R_{взл} = 955$ [1] *кгс* при $n_{т.к} = 22\,000$ *об/мин*

$R_{м.п.} = 860$ *кгс* при $n_{т.к} = 21\,500$ *об/мин*

$C_{R\,ном} = 0{,}44$ *кг/кгс тяги ч*

$m = 5{,}5$

$G_{вI} = 6{,}2$ *кг/сек*

$G_{вII} = 34{,}5$ *кг/сек*

$\pi_к = 5{,}5$

$\pi_{вен} = 1{,}29$

$T_г = 1148°$ К

$D = 900$ *мм*

$L = 2415$ *мм*

$G_{дв} = 240$ *кгс*

$\gamma_R = 0{,}25$ *кгс/кгс*

[1] По другим сведениям (источн. № 102 доп.), $R_{ном} = 1000$ *кгс*.

ДАЙМЛЕР-БЕНЦ DB 730F (ZTL-6)

Двухконтурный вариант ТВД DB720F с задним расположением вентилятора

Входное устройство. Лопатки ВНА нерегулируемые. Три радиальные стойки несут корпус переднего подшипника вала. Противообледенительная система с отбором воздуха от компрессора. Корпус неразъемный.

Компрессор — осецентробежный с 4 осевыми и одной центробежной ступенями. Ротор барабанного типа. Корпус неразъемный из алюминиевого сплава.

Камера сгорания — кольцевая с 12 форсунками. Корпус стальной.

Турбина компрессора — 2-ступенчатая, с литыми сопловыми лопатками. Корпус стальной.

Турбина вентилятора — одноступенчатая, свободная. Корпус стальной.

Вентилятор — одноступенчатый, расположен за свободной турбиной. Сжимает атмосферный воздух и подает по двум каналам к соплу внешнего контура.

Сопло. Раздельные сопла для потоков внешнего и внутреннего контуров.

Система регулирования — гидромеханическая с автоматическим регулятором турбины вентилятора. Регулятор числа оборотов для турбины компрессора. Единый рычаг управления.

Топливная система — объединенная, фирмы Даймлер-Бенц, давление 70 *кгс/см²*.

Система зажигания — типа «Бэру» с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Система смазки — циркуляционная, давление 3 *кгс/см²*. Масляный бак выполнен заодно с двигателем.

Система запуска. Электростартер фирмы Бош, расположенный в носовом обтекателе.



Схематический разрез комбинированного ГТД/ТРДД DB730H

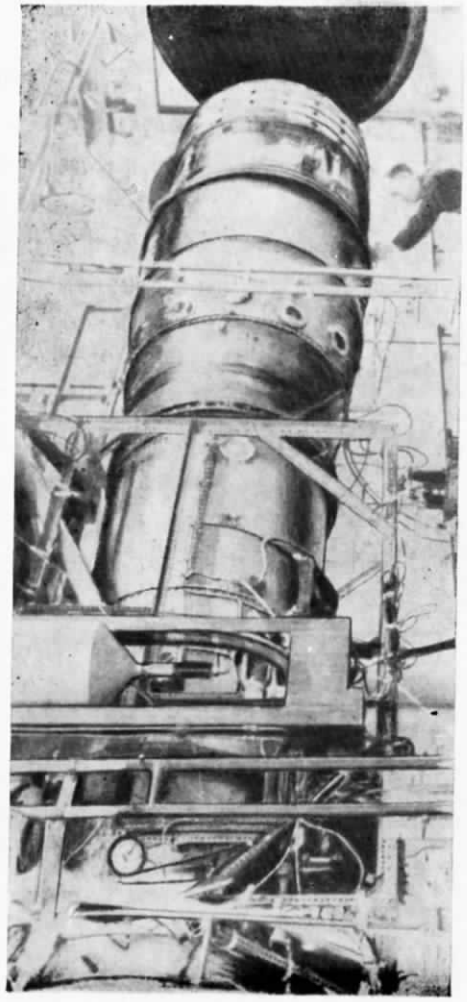
Применение — для служебных самолетов.

Модификации:

DB730H — комбинированный ГТД/ТРДД. Предназначен для винтокрылых аппаратов. Из основной турбины газ отбирается и подается на выносную турбину, приводящую ротор вертолета. На режимах висения и вертикального полета на выносную турбину поступает весь газовый поток из основной турбины, причем регулируемые сопловые лопатки, расположенные перед свободной турбиной вентилятора, перекрывают доступ газов в эту турбину. С переходом на режим горизонтального полета весь поток газов направляется в свободную турбину, приводящую вентилятор. При переключении газа в выносную турбину привода ротора вертолета мощность двигателя равна 1600 *л. с.*, а при горизонтальном полете двигатель развивает тягу 1000 *кгс*.

№№ источников: 322, 399, 102 доп.

СВЕНСКА ФЛЮГМОТОР RM.8



$R_{взл} = 7000$ *кгс*

$C_{R\,взл} = 0{,}6—0{,}62$ *кг/кгс тяги ч*

$R^{ф}_{взл} = 12\,000$ *кгс*

$C^{ф}_{R\,взл} = 2{,}6$ *кг/кгс тяги ч*

$n_{в.л} = 11\,900$ *об/мин*

$n_{вен} = 8600$ *об/мин*

$G_{в.сум} = 145—148$ *кг/сек*

$m = 1{,}0$

$\pi_{сум} = 16—17{,}7$

$\pi_{вен} = 2{,}1$

$D = 1400$ *мм*

$L \approx 6000$ *мм*

$G^{ф}_{дв} = 2100$ *кгс*

$\gamma^{ф}_{R} = 0{,}175$ *кгс/кгс*

СВЕНСКА ФЛЮГМОТОР RM.8

Двухвальный ТРДДФ с передним расположением вентилятора и смешением потоков внешнего и внутреннего контуров

Разработан на основе ТРДД Пратт-Уитни JT8D-1 [1] и оборудован форсажной камерой и реверсом тяги конструкции фирмы Свенска Флюгмотор. По сравнению с двигателем JT8D-1 геометрические формы газового тракта, а также профили рабочих лопаток компрессора и турбины остались неизменными, но усилены детали ротора и статора двигателя.

Входное устройство — с кольцевым входом и 19 нерегулируемыми лопатками ВНА. Корпус неразъемный, из титанового сплава. Противообледенительная система с подогревом горячим воздухом, отбираемым от компрессора.

Вентилятор — 2-ступенчатый. Корпус и лопатки из титанового сплава. Установлен на одном валу с компрессором н. д. Корпус имеет поперечный разъем. На рабочих лопатках 1-й ступени вентилятора имеются антивибрационные перемычки. Лопатки 2-й ступени с замками шарнирного типа.

Компрессор н. д. — 4-ступенчатый. Ротор барабанно-дискового типа с рабочими лопатками из титанового сплава. Корпус неразъемный, стальной.

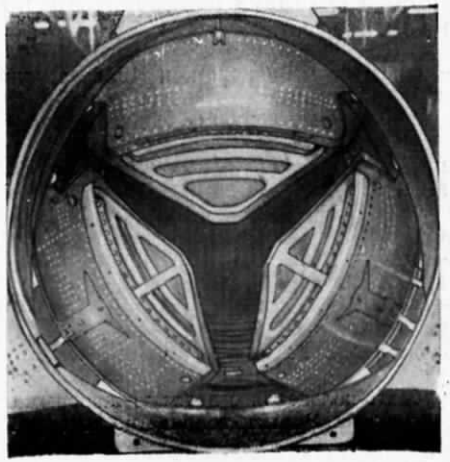
Компрессор в. д. — 7-ступенчатый. Ротор барабанно-дискового типа. Рабочие лопатки из специальных жаропрочных сплавов типа применяемых в конструкции рабочих лопаток турбины. Автоматические клапаны отбора воздуха.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с девятью жаровыми трубами и двухступенчатыми форсунками. Впрыск топлива по потоку. Корпус неразъемный, стальной. Жаровые трубы щелевого типа с пленочным охлаждением, сваренные из колец.

Турбина — 4-ступенчатая, двухроторная. Одноступенчатая турбина в. д. приводит компрессор высокого давления, а трехступенчатая турбина н. д. — компрессор низкого давления и вентилятор. Внешний и внутренний валы двигателя опираются на шесть подшипников. Лопатки соплового аппарата полые. Рабочие лопатки литые. За последней ступенью турбины находится ряд лопаток спрямляющего аппарата. Рабочие лопатки, особенно последних ступеней, с большим удлинением. Все рабочие лопатки с бандажными полками.

Форсажная камера — конструкции фирмы Свенска Флюгмотор, общая для обоих контуров двигателя. Внешний корпус из титанового сплава и тепловой экран из жаропрочного сплава образуют кольцевую полость для охлаждающего воздуха. Три кольцевых стабилизатора пламени V-образной формы, расположенные соосно. Воспламенение топлива в форсажной камере осуществляется по системе перебpоса пламени с помощью факельного воспламенителя, расположенного в задней части одной из жаровых труб камеры сгорания; второй воспламенитель установлен за

[1] ТРДД JT8D-1 подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1964. Институт им. П. И. Баранова.



Реверс тяги ТРДДФ RM.8

турбиной. Регулирование форсажной тяги осуществляется в три этапа последовательным включением трех соосно расположенных топливных коллекторов. $T_ф = 1773—2273°$ К. Степень форсирования 70% при $H=0$ и $V=0$.

Реактивное сопло — с эжектором, всережимное, регулируемое. 20 створок сопла приводятся гидравлической системой посредством четырех силовых механизмов. В качестве рабочего вещества в гидравлической системе используется топливо (давление 140 *кгс/см²*), которое после применения откачивается обратно в топливный бак. Сопло регулируется автоматически соответственно степени форсирования.

Реверс тяги — трехстворчатый. Приводится в действие автоматически при выпуске шасси. При этом створки перекрывают сопло, и струя газов отклоняется вперед через три щели в кольцевом эжекторе. Максимум обратной тяги составляет около 55% прямой тяги при $V=0$.

Система регулирования — гидромеханическая с автоматическим регулированием числа оборотов при запуске, выходе на режим, на установившемся режиме и при снижении числа оборотов.

Топливная система. Топливный насос TRW 244700 (давление 70 *кгс/см²*) и регулятор расхода топлива Бендикс CJ-L для основной камеры сгорания. Топливный насос TRW 244800 (давление 81 *кгс/см²*) с регулятором расхода топлива Бэндикс AA-K для форсажной камеры. Топливо D. Eng. R. D.2486 (JP-4).

Система смазки — циркуляционная. Давление 3,2 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник.

Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-100. По другим сведениям (источник № 104), в системе запуска применяется турбина, работающая на горячих газах от пиропатрона, в котором используется изопропилнитрат. Эта турбина раскручивает двигатель через основную коробку передач. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла TCFN с мощным разрядом.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Многоцелевой военный самолет SAAB «Вигген»; «Дракон» J-35D, истребитель J-35F, разведчики J-35E и J-35X, тренировочный самолет J-35XT.

№№ источников: 104, 141, 164, 218, 252, 322, 329, 331, 332, 349, 399.

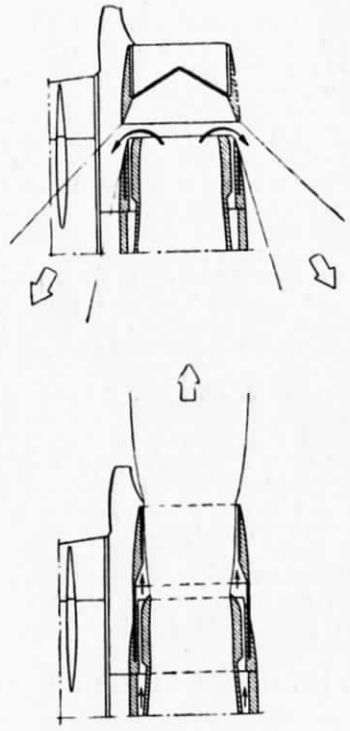


Схема работы реверса тяги ТРДДФ RM.8

ТРДД ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА, МИЦУБИСИ, КАВАСАКИ

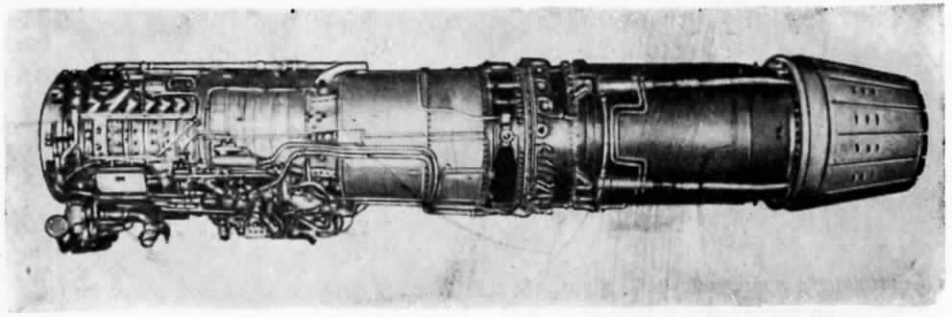
1-й этап развития	2-й этап развития
$R = 4500$ *кгс*	$R = 9000$ *кгс*
$C_R = 0{,}34$ *кг/кгс тяги ч*	$C_R = 0{,}3$ *кг/кгс тяги ч*
$\pi = 22$	$\pi = 25$
$m = 7{,}5$	$m = 8$
$T_г = 1423°$ K	$T_г = 1573°$ K
$\gamma_R = 0{,}175$ *кгс/кгс*	$\gamma_R = 0{,}167$ *кгс/кгс*

Состояние в производстве — в разработке. Двигатель предполагается разработать по программе, рассчитанной на 10 лет и разделенной на 2 этапа. Проводятся испытания отдельных частей двигателя (вентилятор).

Применение. Пассажирский самолет YX.

№№ источников: 10, 156, 180, 227, 332, 102 доп.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК J79-GE-17



$R_{взл}=5385$ *кгс*
$R^{ф}_{взл}=8120$ *кгс*
$C^{ф}_{R}=1{,}96$ *кг/кгс тяги ч*
$G_{в}=77$ *кг/сек*
$\pi_{к}=13{,}5$
$T_{г}=1311$ °К

$D=992$ *мм* (по соплу)
$L=5300$ *мм*
$G_{дв}=1740$ *кгс*
$\gamma^{ф}_{R}=0{,}215$ *кгс/кгс*

Входное устройство. Корпус неразъемный из алюминиевого сплава. Лопатки ВНА поворотные. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора.

Компрессор — 17-ступенчатый. Корпус стальной с продольным и поперечным разъемами. Лопатки НА первых шести ступеней стальные поворотные, остальных одиннадцати НА неподвижные. Ротор барабанно-дискового типа. Диски первых семи ступеней выполнены из титанового сплава, а остальные — из стали.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая. Корпус стальной с продольным разъемом. Десять жаровых труб и десять 2-ступенчатых топливных форсунок.

Турбина — 3-ступенчатая. Корпус стальной с продольным разъемом. Сопловой аппарат 1-й ступени охлаждается воздухом. Диски турбины соединяются болтами с конусным валом привода компрессора.

Форсажная камера — со сверхзвуковым регулируемым соплом. Она имеет 21 форсуночную стойку и 3 стабилизатора пламени.

Система регулирования — гидромеханическая с объединенным регулированием расхода топлива и площади сечения сопла. Регулятор температуры выходящих газов. Регулятор угла поворота лопаток НА.

Топливная система — со сдвоенным топливным насосом Песко 024090-019-01 (давление 70 *кгс/см²*) и регулятором расхода основного топлива Вудворд 1307. Насос Песко 023521-023 для подачи форсажного топлива и регулятор расхода форсажного топлива Гамильтон Стэндард JFC-54-2. Топливо JP-4.

Система смазки — циркуляционная. Давление подачи масла 4,2 *кгс/см²*.

Система запуска — с комбинированным воздушно-пороховым стартером Эрисерч ATS-C-100-70.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TGFLN-1 с мощным разрядом для основного двигателя и TGLN-24 для форсажной камеры. Две запальные свечи в основной камере сгорания и одна в форсажной камере.

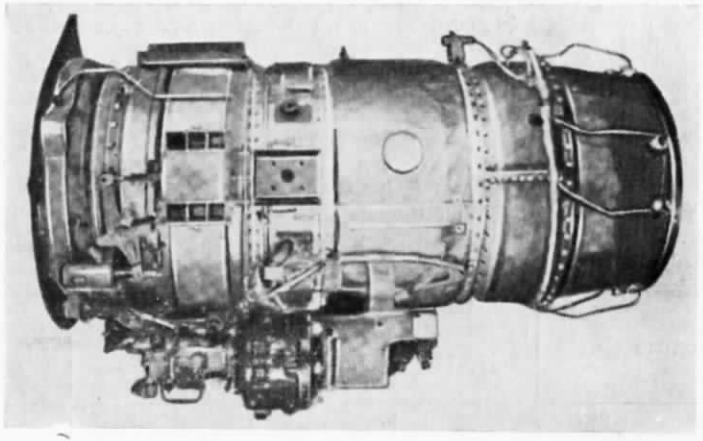
Состояние в производстве — серийный.

Применение. Установлен на серийных палубных истребителях Мак Доннелл, «Фэнтом» F-4E.

Данные	Модификации			
	J79-10	J79-11A	J79-17	J79-19
Взлетный режим				
R, *кгс*	5385[6]	4536[6]	5385[6]	5385[6]
$R^{ф}$, *кгс*	8120	7167	8120	8120
$C^{ф}_{R}$, *кг/кгс тяги ч*	1,97	1,97	1,96	1,97
$G_{в}$, *кг/сек*	77	76	77	77
$\pi_{к}$	13,5	12,9	13,5	13,5
$D_{к}$, *мм*	990	973	990	990
$L_{г}$, *мм*	5300	5283	5300	5300
$G_{дв}$, *кгс*	1750	1615	1740	1745
Применение	Истр. Мак Доннелл F-4J	Истр. Локхид F-104G и J	Истр. Мак Доннелл „Фэнтом" F-4C, F-4E	Истр. Локхид F-104S, F-104G-1
Состояние в производстве	Серийный	Серийный	Серийный	Серийный

№№ источников: 399, 102 доп.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК J85-GE-17



$R_{взл}=1290$ *кгс* (при $n=16\,500$ *об/мин*)
$R_{м.п}=1225$ *кгс* (при $n=15\,000$ *об/мин*, $H=0$)
$C_R^{м.п}=0{,}95$ *кг/кгс тяги ч*
$G_в=20$ *кг/сек*
$\pi_к=6{,}5$

$D_г=450$ *мм*
$L_г=1153$ *мм*
$G_{дв}=180$ *кгс*
$\gamma_R=0{,}140$ *кгс/кгс*

Входное устройство. Корпус неразъемный с 15-ю полыми радиальными стойками, несущими переднюю опору ротора компрессора. Задние части стоек поворотные для регулирования направления воздушного потока на входе в компрессор.

Компрессор — 8-ступенчатый, осевой. Корпус с продольным разъемом выполнен из алюминиевого сплава. Ротор барабанно-дискового типа опирается на два подшипника и соединяется с валом турбины. При запуске и наземной работе двигателя воздух перепускается из компрессора через клапаны, которые расположены на кольцевом трубопроводе, окружающем 3, 4 и 5-ю ступени компрессора, и связаны с механизмом управления поворотной частью стоек.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус неразъемный. В камере 12 двухсопловых центробежных топливных форсунок фирмы Делаван.

Турбина — 2-ступенчатая. Корпус с продольным разъемом. Сопловые лопатки полые.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Внутренний конус опирается на четыре радиальные стойки.

Топливная система — с топливным насосом Чэндлер-Эванс 9232 (давление 49 *кг/см²*).

Система регулирования — гидромеханическая. Объединенное регулирование расхода топлива и воздуха. Регулятор расхода топлива Дженерал Электрик MCF-2d. Регулятор температуры в турбине. Единый рычаг управления.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TGLN-1101. Одна запальная свеча.

Система смазки — циркуляционная, давление 2,8 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Расход масла (MIL-L-7808) 181 *г/ч*.

Система запуска. Гидростартер Виккерс SV2-037-1 (давление 210 *кгс/см²*) или электрический стартер-генератор.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Ускоритель на самолетах «Фэрчайлд» С-123К. Установлен на многоцелевых самолетах SAAB-105XT, поставки которых будут завершены в 1972 г.

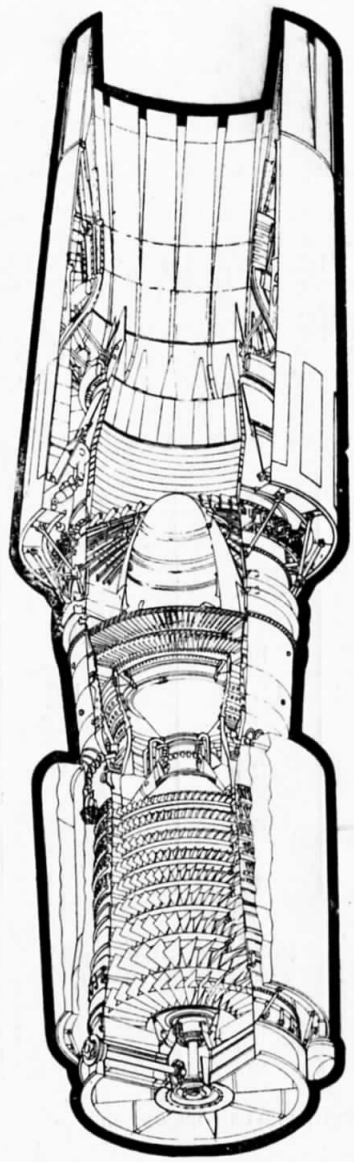
Модификации ТРДФ J85

	J85-13A	J85-15	J85-19[1]	J85-21
Взлетный режим				
R, *кгс*	1235[6]	—	1368	1588[6]
$R^Ф$, *кгс*	1850	1950	—	2270
C_R ($C_R^Ф$), *кг/кгс тяги ч*	1,03 (2,22)	(2,18)	1,0	1,03[6]
$G_в$, *кг/сек*	—	—	20	23,8
$\pi_к$	—	6,9	6,8	—
D, *мм*	—	533	450	533
L, *мм*	—	2766	1040	2860
$G_{дв}$, *кгс*	266	279	176	304
Применение	Фиат G-91Y	Истр. Нортроп CF-5A/B	Эксперим. СВВП Локхид XV-4B „Хамминбердˮ	Истр. Нортроп F-5-21
Состояние в производстве	Серийный	Серийный	Поставлен на самолет	Опытный

[1] Предназначен для работы в вертикальном положении.

№№ источников: 331, 399, 102 доп.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE4/J5P-A/B



Основные данные GE4/J5

$R = 22\,270$ *кгс*
$C_R = 1{,}05$ *кг/кгс тяги ч* — взлетный режим
$R^{\Phi} = 28\,700$ *кгс*
$C_R^{\Phi} = 1{,}72$ *кг/кгс тяги ч*
$R_{кр} = 6800$ *кгс* — при $H = 19{,}8$ *км* и $M_п = 2{,}7$
$C_{R\,кр} = 1{,}51$ *кг/кгс тяги ч*
$G_в = 281$ *кг/сек*
$\pi_к = 12{,}1$
$T_г = 1533$ ° K

$D_с = 1880$ *мм*
$L = 7823$ *мм*
$G_{дв} = 5100$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}229$ *кгс/кгс*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE4/J5P-A/B

Входное устройство. Корпус силовой, стальной, неразъемный, с восемью радиальными стойками, несущими переднюю опору ротора компрессора. Стойки подогреваются воздухом, отбираемым от компрессора. ВНА с поворотными лопатками.

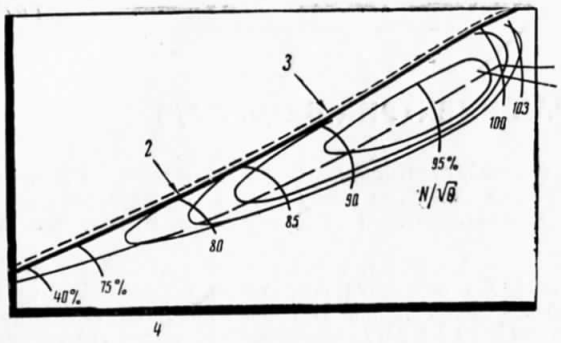
Компрессор — 9-ступенчатый. Корпус имеет три поперечных разъема. Ротор барабанно-дискового типа. Он опирается спереди на роликовый и сзади на упорный шариковый подшипники. Направляющие аппараты всех ступеней, за исключением 2-й и 9-й, регулируемые. Все лопатки НА установлены во внутренних и внешних обоймах на поворотных подшипниках. Внутренние кольца НА совместно с проставными кольцами ротора образуют лабиринтные уплотнения. Механизм управления регулируемыми лопатками НА расположен на корпусе компрессора. Лопатки передней и задней групп регулируемых венцов НА управляются раздельно с целью управления расходом воздуха на режиме взлета и при сверхзвуковых скоростях полета. Для уменьшения веса рабочие лопатки первых четырех ступеней выполнены полыми из титанового сплава методом диффузионной сварки. Рабочие лопатки 1-й ступени имеют демпфирующие полки. Рабочие лопатки 5—9-й ступеней выполнены из никелевого сплава инконель 718 и имеют электрохимические сверления. Корпус диффузора, выполненный заодно с промежуточным силовым корпусом, несет средний шарикоподшипник ротора. Как и в ТРД J93, компрессор оборудован авторотационным тормозным устройством. Диаметр входа последней модификации компрессора равен 1540 *мм*.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус стальной с осевым разъемом. 42 центробежные топливные форсунки. Камера имеет сравнительно умеренную теплонапряженность. Для уменьшения дымления радиальные завихрители заменены осевыми и улучшена конструкция фронтового устройства.

Турбина — 2-ступенчатая. Корпус стальной, с одним поперечным разъемом. Сопловые и рабочие лопатки литые, полые, охлаждаемые воздухом. Диски тонкого сечения с центральными отверстиями соединены между собой проставным кольцом. Рабочие лопатки из никелевого сплава Rene 80 крепятся замком типа «ласточкин хвост». Рабочие лопатки 2-й ступени имеют бандажные полки. Передняя коническая часть ротора турбины крепится к диску 1-й ступени и соединяется с задней конической частью ротора компрессора у центрального шарикоподшипника. Задняя часть ротора турбины крепится к диску 2-й ступени и опирается на задний роликоподшипник. Лопатки соплового аппарата 2-й ступени закреплены по внешним концам, а по внутренним концам имеют лабиринтные уплотнения (в паре с междисковым проставным кольцом).

Форсажная камера — обычной конструкции, с четырьмя стабилизаторами пламени V-образного сечения, установленными на радиальных стойках. 2-ступенчатый впрыск топлива. Между зоной горения и регулируемым соплом установлен теплозащитный экран, предохраняющий стенку камеры от перегрева. Топливопровод заключен во внешнем кольцевом кожухе, монтированном на кожухе камеры. Последняя модификация камеры имеет зону горения длиной 915 *мм*. В ней установлены 40 форсуночных стоек. Форсажная камера может работать на четырех режимах: режиме максимального форсирования, двух промежуточных и бесфорсажном.

Реактивное сопло — 2-ступенчатое (первичное и вторичное). Первичное сопло эжекторного типа составляет один узел с реверсом. Регулирование сечения первичного сопла осуществляется створками, управляемыми гидравлическими силовыми цилиндрами, которые служат и для реверси-



Характеристика компрессора ТРДФ GE4 на этапе доводки II-С.
1—степень повышения давления; *2*—экспериментально установленная граница срыва; *3*—теоретическая граница срыва; *4*—приведенный расход воздуха, *кг/сек*

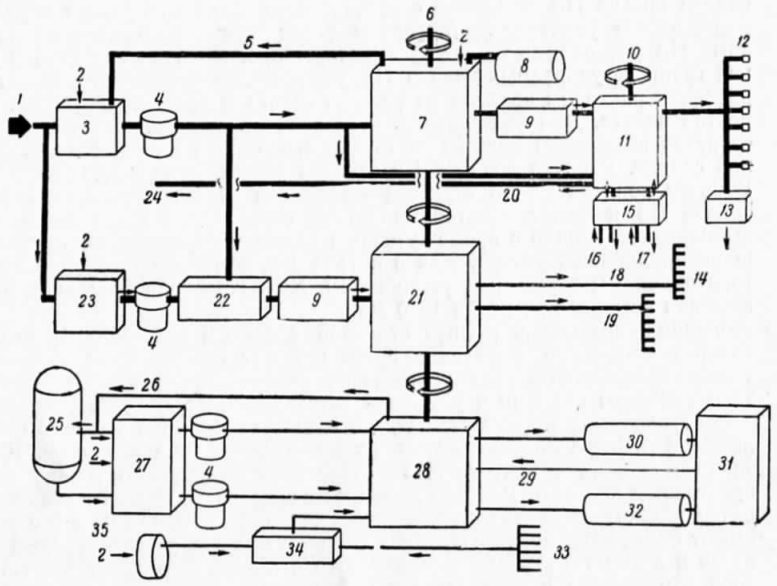


Схема системы управления ТРДФ GE4.
1—топливо из баков самолета; *2*—число оборотов в мин.; *3*—основной топливный насос; *4*—фильтр; *5*—перепуск; *6*—от рычага дросселя; *7*—основной регулятор; *8*—силовые цилиндры поворотных лопаток НА; *9*—расходомер; *10*—от рычага селектора; *11*—селекторный клапан; *12*—форсунки; *13*—дренажный клапан; *14*—форсунки ф. к.; *15*—теплообменник; *16*—масло; *17*—гидравлическая жидкость; *18*—частичная подача топлива; *19*—полный форсаж; *20*—обратный поток топлива; *21*— регулятор ф. к.; *22*—перепускной клапан; *23*— топливный насос ф. к.; *24*—возврат в бак; *25*—бак гидравлической жидкости; *26*—возврат через охладитель; *27*—насосы гидравлической жидкости; *28*—управление соплом и реверсом; *29*—обратная связь; *30*—силовые цилиндры регулируемого сопла; *31*—реактивное сопло и реверс; *32*—силовые цилиндры реверса; *33*—термопары; *34*— ограничитель температуры выходящих газов; *35*—генератор переменного тока.

рования тяги выходящих газов. В этом случае створки первичного сопла смещаются назад, поворачиваются, перекрывая выпускной канал. При этом створки окон перепуска обеспечивают максимальное проходное сечение для реверсируемой струи. Вторичное сопло обеспечивает регулируемое расширение. Оно устанавливается в положение оптимальной степени уширения внутренним давлением. Предусмотрена установка шумоглушителя.

Топливная система — со сдвоенным топливным насосом Песко (давление 80 *кгс/см²*) и регулятором расхода основного топлива Вудворд 2273.

Система смазки — циркуляционная. Давление подачи масла 4,2 *кгс/см²*; топливомасляный теплообменник.

Система запуска. Два воздушных турбостартера Эрисерч 200-5/35.

Агрегаты. Все системы регулирования и агрегаты помещены в герметическом кольцевом контейнере, охватывающем компрессор двигателя и охлаждаемом топливом для предотвращения перегрева при полете со сверхзвуковой скоростью при крейсировании. Агрегаты приводятся от компрессора через коробку передач с коническими шестернями. Коробка передач помещается в носовом обтекателе. Приводные валики агрегатов пропущены через радиальные стойки корпуса входного устройства.

Состояние в производстве. В опытной доводке.

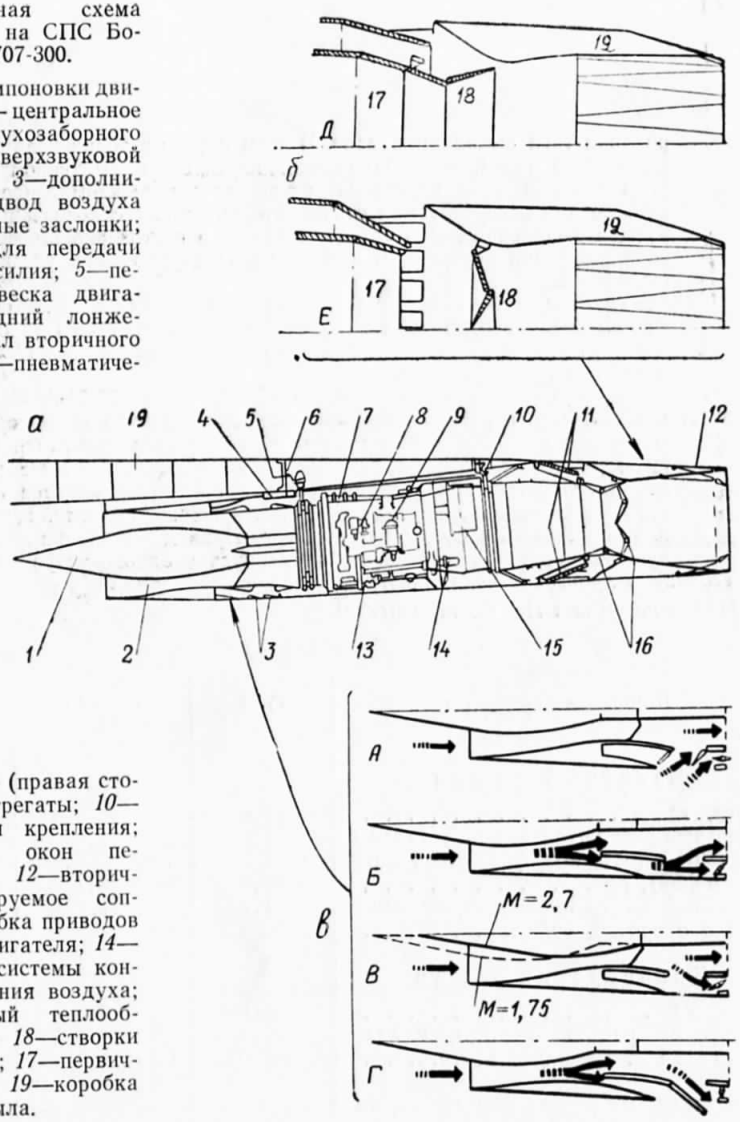
Применение: Для СПС Боинг 2707-300.

Модификации

Данные и параметры	GE4	GE4/J5	GE4/J5P
Взлетный режим			
Тяга, *тс*	17,6	22,2	23,3
Удельный расход топлива, *кг/кгс тяги ч*	1	1,05	1,04
Тяга (с включенной форсажной камерой), *тс*	22,9	28,7	31,1
Удельный расход топлива, *кг/кгс тяги ч*	1,72	1,72	1,77
Число оборотов, *об/мин*	5050	5200	5200
Крейсерский режим			
Тяга, *тс*	5,18	6,8	6,8
Удельный расход топлива, *кг/кгс тяги ч*	1,46	1,51	1,59
Максимальный расход воздуха, *кг/сек*	215	281	287
Степень повышения давления	10,5	12,1	12,5
$z_к$	8	9	9
z регулируемых ступеней	5	6	7
Длина[1], *м*	7,3	7,82	7,77
Диаметр входа, *м*	1,38	1,49	1,54
Диаметр сопла, *м*	1,63	1,89	1,89
Вес[2], *тс*	4,1	5,1	6,0

[1] С соплом, но без входа.
[2] Примерные значения.

№№ источников: 84, 132, 225, 271, 313, 365, 399, 102 доп.

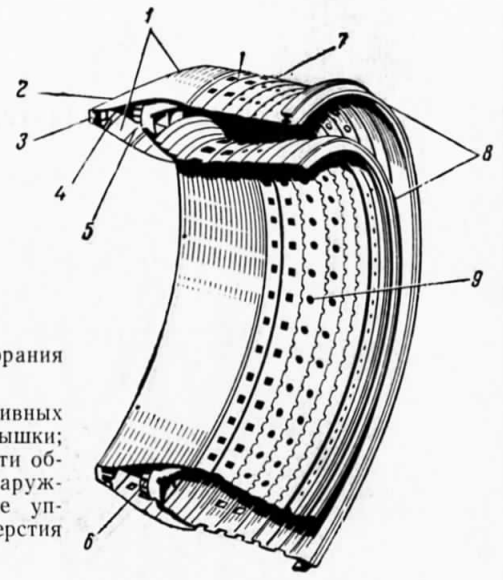


Компоновочная схема ТРДФ GE4 на СПС Боинг 2707-300.

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

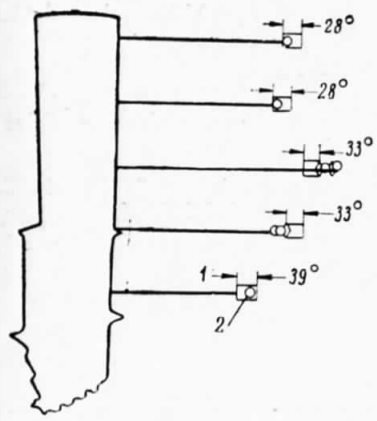
б. Положения сопла: *Д*—положение первичного сопла при полете с дозвуковой скоростью; *Е*—положение первичного сопла при реверсировании тяги.

в. Положения воздухозаборного канала: *А*—на взлетном режиме; *Б*—при внешнем сверхзвуковом сжатии воздуха ($M \leqslant 1{,}75$); *В*—при внутреннем сверхзвуковом сжатии воздуха ($M = 1{,}75 \div 2{,}7$); *Г* — разгрузочный перепуск из воздухозаборного канала при убранных створках реверса



Жаровая труба камеры сгорания ТРДФ GE4

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

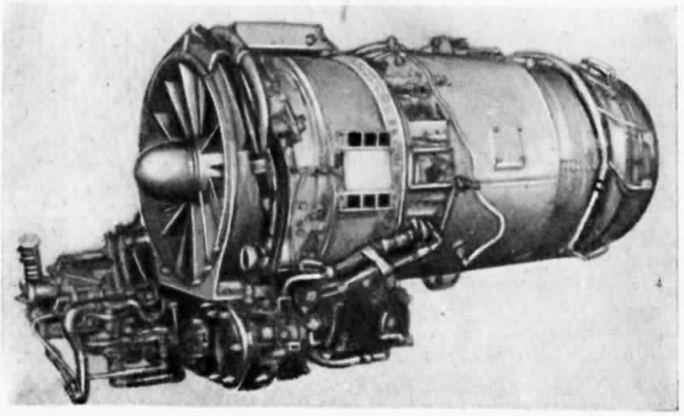


Разброс температуры рабочих лопаток 1-й ступени турбины ТРДФ GE4 (°С).

1—теоретический диапазон разброса температур; *2*—измеренный разброс температуры; *3*—двигатель 001; *4*—двигатель 002

○ 3
◇ 4

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК CJ 610-6



$R_{взл}=1340$ *кгс* (при $n=16\,700$ *об/мин*)
$R_{м.п}=1260$ *кгс* (при $n=16\,500$ *об/мин*)
$C_{R\,ном}=0{,}98$ *кг/кгс тяги ч*
$G_в=20$ *кг/сек*
$\pi_к=6{,}8$

$D=450$ *мм*
$L=1153$ *мм*
$G_{дв}=178$ *кгс*
$\gamma_R=0{,}133$ *кгс/кгс*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК CJ 610-6

Входное устройство. Корпус неразъемный с 15 полыми радиальными профилированными стойками, несущими передний подшипник и стартер. Задние части стоек поворотные для регулирования направления воздушного потока. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора.

Компрессор — 8-ступенчатый, осевой. Корпус с продольным разъемом выполнен из алюминиевого сплава. Ротор барабанно-дискового типа. Лопатки 1-й ступени с замком шарнирного типа. Имеются две группы клапанов перепуска воздуха, работающие под давлением топлива и используемые при запуске двигателя и его работе в наземных условиях. Клапаны перепуска расположены на кольцевом трубопроводе, окружающем 3, 4 и 5-ю ступени компрессора, и связаны с механизмом управления ВНА.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус неразъемный. 12 двухсопловых топливных форсунок фирмы Делаван.

Турбина — 2-ступенчатая. Корпус стальной, с продольным разъемом. Лопатки соплового аппарата охлаждаемые (1-я ступень). Оба рабочих колеса смонтированы консольно на коротком валу турбины, который опирается на роликовый подшипник и соединяется на шлицах с задним валом компрессора. Рабочие лопатки с удлиненными ножками. Между лопатками демпфирующие коробочки.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Внутренний корпус поддерживается четырьмя радиальными стойками.

Система регулирования — гидромеханическая. Объединенное управление расходом топлива и воздуха.

Топливная система. Топливный насос Чэндлер-Эванс 9234, давление 54 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Дженерал Электрик MFC-2 с высотным корректором. Изодромный регулятор предельного числа оборотов Вудворд 1650. Топливо JP-1, JP-4 или JP-5.

Система смазки — циркуляционная, давление 2,8 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Расход масла (MIL-L-7808) 181 *г/ч*.

Система запуска. Электрический стартер-генератор. Дженерал Электрик 2СМ 3703 или Бендикс 30В37-7.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TGLN или GLA2122 с мощным разрядом.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Установлен на двухдвигательных служебных самолетах Лир Джет 24, 25 и самолетах HFB 320.

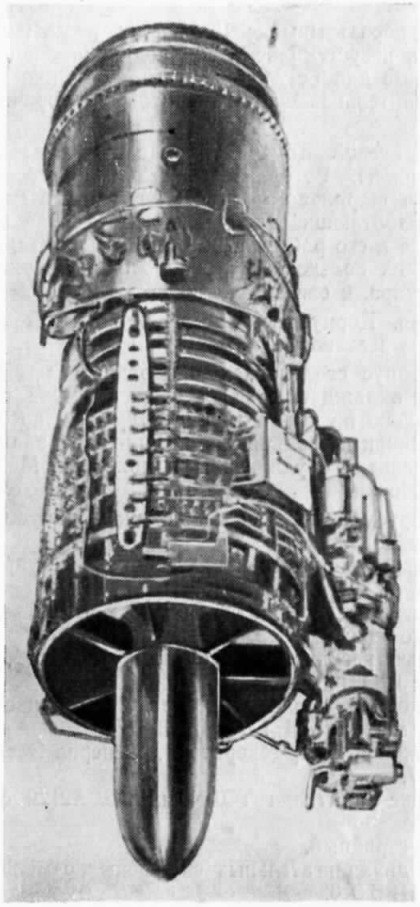
Модификации:

CJ610-8. $R_{взл}=1406$ *кгс*, $R_{кр}=1327$ *кгс*, $C_R^{кр}=0{,}96$ *кг/кгс тяги ч*, $D=450$ *мм*, $L_г=1158$ *мм*, $G_{дв}=185$ *кгс*. Начало поставок двигателей намечалось на 1969 г.

CJ610-9. $R_{взл}=1406$ *кгс*, $R_{кр}=1327$ *кгс*, $C_R^{кр}=0{,}96$ *кг/кгс тяги ч*, $D=450$ *мм*, $L_г=1298$ *мм*, $G_{дв}=189$ *кгс*. Серийный. Применяется на служебном самолете HFB 380.

№№ источников: 399, 102 доп.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE1



$R_{взл}$ = 2495 [1] *кгс* (при n = 13 000 *об/мин*)
$G_в$ = 35 *кг/сек*
$\pi_к$ = 11
D = 610 *мм*
L = 1780 *мм*
$G_{дв}$ = 317 *кгс*
γ_R = 0,127 *кгс/кгс*

[1] По другим сведениям [ист. 114 доп.] тяга ТРД семейства GE1 составляет 2270—2540 *кгс*.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE1

Турбореактивный базовый двигатель, модификации которого используются в качестве газогенераторов для создания газотурбинных двигателей различных типов и назначений (ТРДД TF-39, CF-6, GE1/10 и др).

Входное устройство. Корпус неразъемный изготовлен из титанового сплава. Лопатки ВНА регулируются механизмом, работающим под давлением топлива.

Компрессор — осевой, 14-ступенчатый. Корпус с продольным разъемом изготовлен из титанового сплава. Лопатки направляющих аппаратов первых пяти ступеней регулируемые, остальные — неподвижные. Ротор барабанно-дискового типа.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус стальной с продольным разъемом.

Турбина — осевая, 2-ступенчатая. Сопловые лопатки полые, охлаждаемые воздухом. Рабочие лопатки 1-й ступени с воздушным охлаждением. Лопатки 2-й ступени сплошные.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Внутренний конус опирается на четыре радиальные стойки.

Система регулирования — гидромеханическая. Объединенное регулирование расхода топлива и поворотных лопаток НА. Ограничители температуры и предельного числа оборотов.

Топливная система — с топливным насосом Виккерс 4V950001 (давление 60 *кгс/см*^{2}). Регулятор расхода топлива Вудворд 2174 с изохронным регулятором числа оборотов. 16 топливных форсунок.

Система зажигания — GLA 42375 с мощным разрядом и двумя запальными свечами.

Система смазки — циркуляционная (давление 4,2 *кгс/см*^{2}). Топливо-масляный теплообменник. Масло MIL-L-7808. Расход масла 227 *г/ч*.

Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-100-208 или ATS-50-42/62.

Реверс тяги. По желанию заказчика на двигателе может быть установлен реверс тяги.

№№ источников: 399, 114 доп.

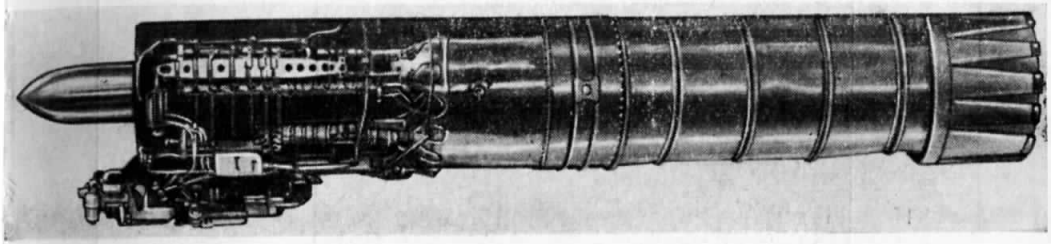
ТРД семейства GE1

	R, кгс	$G_в$, кг/сек	$\frac{D}{L}$, мм	Использован в двигателе	Примечание
Исходный GE1	2270	27 — 32	$\frac{610}{1780}$	—	$T_г > 1365°$ К. Использовался для испытаний узлов и систем
«Летный» вариант GE1	2270	—	—	Демонстр. одновальный ТРДД ($m=1{,}1$) с передним вентилятором и 3-ступен. турбиной	Система регулирования установлена на двигателе
GE1/J1B (ATEGG[1]-1A)	2360	—	—	ТРДФ GE1/J1A1, $R_ф = 3175—3600$ кгс; ТРДФ J-97. Демонстр. ТРДД GE1/6, $m=8$, $z_{вен}=11/2$, $R=7370$ кгс	Первый двигатель по программе перспективного ГГ ВВС США
GE1 с регулируемым СА турбины и т. д.	—	—	—	—	Демонстр. двигатель. По конструкции подобен ТРД GE1/J1B
GE1/10	—	$< 27 — 32$	$\frac{610}{< 1780}$	Демонстр. ТРДД GE1/10, $R=3765$ кгс, $D_г = 965$ мм, $\gamma_R = 0{,}13$ кгс/кгс. Демонстр. ТРДДФ GE1/10, предназн. для истреб. AVS, F-14B и F-15	Двигатель 2-го поколения ТРД GE1, $z_к < 14$, уменьшено $\pi_к$
GE9 (ATEGG-1B)	2540	27 — 32	$\frac{610}{1780}$	Демонстр. ТРДД GE9, $R=6580$ кгс, $m<2{,}1$. Предшествен. ТРДДФ для B-1. Демонстр. ТРДД GE9, $R=7260$ кгс, $m=2{,}1$	Двигатель 2-го поколения ТРД GE1. Увеличены нагрузки на ступени компрессора и турбины, $\pi_к$ и $T_г$

[1] Advanced turbine engine gas generator.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE1/J1A1

Форсажный вариант ТРД GE1/J1B



ТРДФ GE1/J1A1

$R^Ф = 3175—3630$ кгс $\quad D = 610$ мм
$G_в = 27—35$ кг/сек $\quad L^Ф = 3555$ мм

Компрессор — 14-ступенчатый, однокаскадный, осевой с регулируемым ВНА и поворотными лопатками направляющих аппаратов первых пяти ступеней.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина. Лопатки турбины имеют воздушное охлаждение.

Реактивное сопло — сверхзвуковое, регулируемое.

Состояние в производстве — неизвестно. Был впервые показан на Ганноверской авиационной выставке 1968 г.

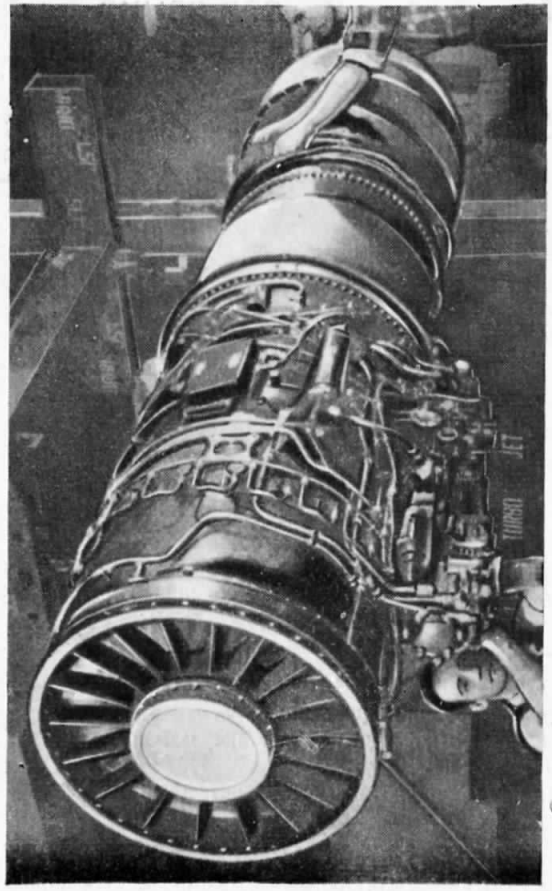
Применение. Предназначался для тактических истребителей.

Модификация:

J97. $R^Ф_{взл} = 3175 \div 3625$ кгс. Разработан на основе ТРДФ GE1/J1A1. $C_R < 1{,}2$ кг/кгс тяги ч; $\gamma_R < 0{,}125$ кгс/кгс. Компрессор выполнен из титана. Имеет регулируемые лопатки ВНА и НА. Турбина охлаждается воздухом. $T_{г.расч} \geqslant 1366°$ К. В августе 1969 г. проходил статические испытания на высотном стенде центра им. Арнольда (ВВС США).

№№ источников: 219, 224, 226, 251, 332, 114 доп.

ПРАТТ-УИТНИ J52-P-8A (JT8B-3)



$R_{взл} = 4220$ *кгс* (при $n_{н.д} = 10\,500$ *об/мин*)
$C_{R\,взл} = 0{,}86$ *кг/кгс тяги ч*
$G_в = 54$ *кг/сек* (при $n_{в.д} = 11\,000$ *об/мин*)
$\pi_к = 13{,}0$
$D = 762$ *мм*
$L = 2970$ *мм*
$G_{дв} = 961$ *кгс*

ПРАТТ-УИТНИ J52-P-8A (JT8B-3)

Входное устройство. Лопатки ВНА нерегулируемые. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха.

Компрессор н. д. — 5-ступенчатый. Корпус стальной. Ротор барабанного типа с лопатками из титанового сплава соединен с внутренним приводным валом турбины н. д.

Компрессор в. д. — 7-ступенчатый. Корпус стальной неразъемный. Ротор барабанно-дискового типа с лопатками из титанового сплава, соединяется с валом турбины в. д. Автоматические клапаны для перепуска воздуха при запуске и выходе на режим.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая. Корпус стальной без продольного разъема. Девять жаровых труб и 36 двухсопловых топливных форсунок.

Турбина — 2-ступенчатая, двухроторная. Корпус с поперечным разъемом. Лопатки сопловых аппаратов полые. Рабочие лопатки 1-й ступени турбины полые, охлаждаемые воздухом. Диски 1 и 2-й ступеней насажены на соосные валы, соединяющиеся соответственно с роторами компрессора н. д. и компрессора в. д.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Внутренний конус опирается на три радиальные стойки.

Система регулирования — гидромеханическая с автоматами для запуска, выхода на режим, рабочего режима и снижения оборотов. Единый рычаг управления.

Топливная система. Топливный насос Песко 023830-040, давление 63 *кгс/см²*. Подкачивающий насос. Регулятор расхода топлива Гамильтон Стэндард JFC-25-3.

Система смазки — циркуляционная. Давление 2,8 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник.

Система запуска — либо с пневматическим стартером, имеющим привод постоянного числа оборотов Эрисерч CSDS-100, либо с воздушно-пороховым стартером ATSC-100. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла TFN-14 с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Состояние в производстве — серийный.

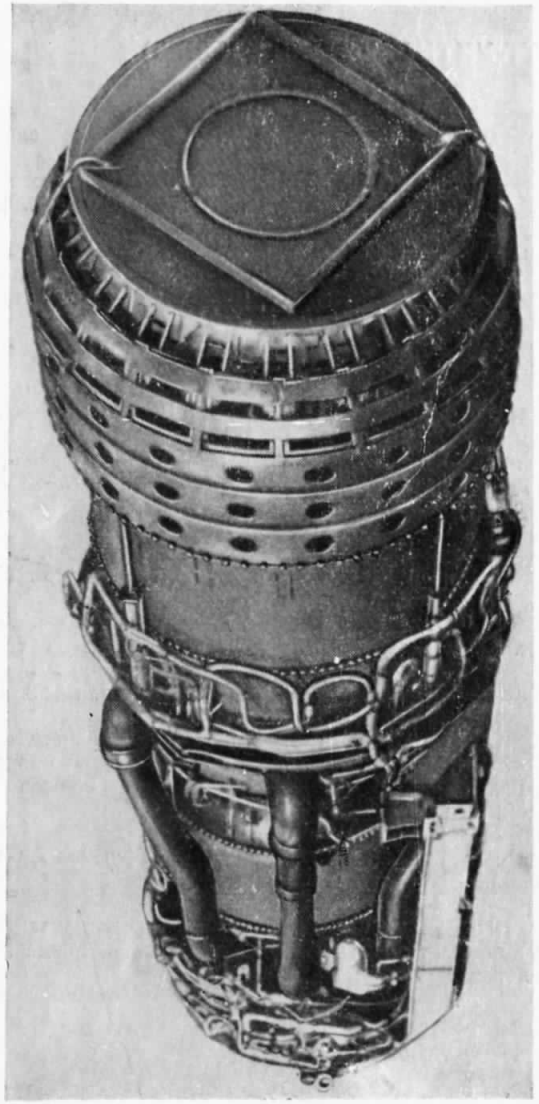
Применение. Установлен на истребителях-бомбардировщиках Грумман А-6А и тренировочных самолетах Дуглас ТА-4F.

Модификация:

J52-P-408, $R = 5080$ *кгс*, $\pi_к = 14{,}5$; ВНА с двухпозиционным регулированием. Рабочие и сопловые лопатки турбины в. д. с воздушным охлаждением.

№№ источников: 399, 102 доп.

ПРАТТ-УИТНИ J58-P-4 (JT11D-20B)



$R_{взл} = 11\,300$ *кгс*
$R^{ф}_{взл} = 15\,400—15\,800$ *кгс* [1]
$C^{ф}_{R} = 1{,}9$ *кг/кгс тяги ч*

$D = 1270$ *мм*
$L = 4570$ *мм*
$G_{дв} = 2950$ *кгс*
$\bar{i}^{ф}_{R} = 0{,}19$ *кгс/кгс*

[1] Сообщалось также о том, что форсажная тяга составляет 19 000 *кгс*, что, по-видимому, связано с выпуском другой модификации.

ПРАТТ-УИТНИ J58-P-4 (JT11D-20B)

Входное устройство. Корпус стальной. Лопатки ВНА поворотные. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора.

Компрессор — 8-ступенчатый. Корпус стальной с поперечным разъемом. Диски ротора и рабочие лопатки стальные. Регулируемый клапан для перепуска воздуха при запуске и выходе на режим. Часть поступающего из компрессора воздуха перепускается за турбину по шести трубам большого диаметра. Такая система может успешно выполнять три функции: вводить элемент двухконтурности в двигатель с определенным выигрышем для удельного расхода топлива; подавать чистый воздух для увеличения степени форсирования тяги или служить источником относительно холодного воздуха для охлаждения теплового экрана форсажной камеры.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая. Корпус разъемный. Восемь жаровых труб с 2-ступенчатыми форсунками.

Турбина — 2-ступенчатая. Сопловые и рабочие лопатки 1-й ступени полые с воздушным охлаждением. Лопатки соплового аппарата и рабочие лопатки 2-й ступени неохлаждаемые.

Форсажная камера — укороченная, рассчитана на продолжительную работу. Сверхзвуковое всережимное регулируемое сопло с четырьмя воздействующими механизмами. Первичное сопло, расположенное за форсажной камерой, может регулироваться в широких пределах, а вторичное сопло — только в небольшом диапазоне (сразу за первичным соплом сделаны отверстия для подвода воздуха при работе двигателя на пониженной тяге).

Система регулирования — гидромеханическая с автоматическим регулированием числа оборотов при запуске, выходе на режим, рабочем режиме и снижении числа оборотов. Единый рычаг управления. Система автоматического регулирования площади сечения воздухозаборника, расхода топлива и реактивного сопла.

Топливная система — со сдвоенным насосом Чэндлер-Эванс, обеспечивающим подачу топлива в камеру сгорания. Регулятор расхода топлива Гамильтон Стэндард JFC. Топливо в форсажную камеру подается насосом с приводом от воздушной турбины. Топливо JP-6 или керосин.

Система смазки — циркуляционная. Топливо-масляный теплообменник. Расход масла 907 *г/ч*. Масло MIL-L-9326A.

Система зажигания — GLA с мощным разрядом и двумя запальными свечами для запуска основной камеры сгорания. Зажигание перебрасываемым пламенем для форсажной камеры.

Система запуска — с пневматическим, гидравлическим или газотурбинным стартером.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Устанавливается на сверхзвуковых (M=3) разведчиках Локхид SR-71A, B и C.

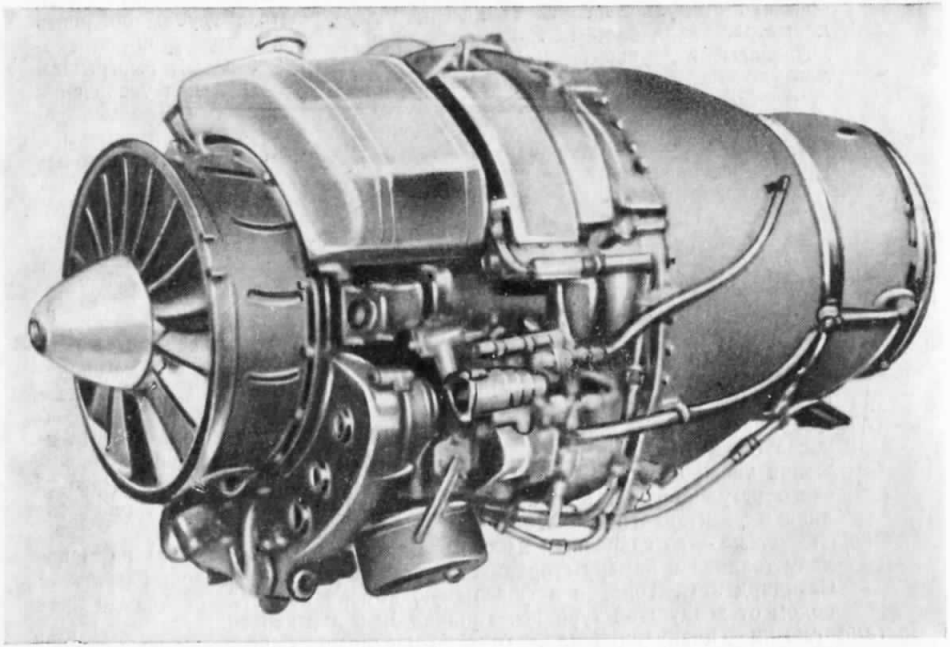
Модификации:

JT11B-2 — экспериментальный двигатель. Не устанавливался на самолеты, а использовался для отработки силовых установок сверхзвуковых транспортных самолетов. Подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1964 г. Институт им. П. И. Баранова.

JT11F-4 — двухконтурный вариант ТРДФ JT11D-20B с передним расположением вентилятора и форсажом во внешнем контуре: $C_R = 1{,}6$ *кг/кгс тяги ч* (расчетное значение при $M_п = 2{,}5 \div 3$), $\pi_к = 8{,}7$, $m = 1{,}05$, $T_г = 1373°$ K. Разрабатывался для СПС Локхид.

№№ источников: 440.

КОНТИНЕНТЛ J69-T-39 (356-27B)



$R_{взл} = 1143$ *кгс* (при $n = 20\,900$ *об/мин*)
$R_{ном} = 950$ *кгс* (при $n = 19\,750$ *об/мин*)
$C_{R\,ном} = 0{,}96$ *кг/кгс тяги ч*
$G_в = 19$ *кг/сек*
$\pi_к = 6{,}5$
$T_г = 1130°$ K
$T_т = 936°$ K
при $n = 20\,900$ *об/мин*

$D = 760$ *мм*
$L = 1377$ *мм*
$G_{дв} = 179$ *кгс*
$\gamma_R = 0{,}157$ *кгс/кгс*

КОНТИНЕНТЛ J69-T-39 (356-27B)

Компрессор — осецентробежный 2-ступенчатый осевой и одноступенчатый центробежный. Корпус неразъемный из сплавов магния и титана. Ротор состоит из двух дисков с осевыми лопатками и односторонней крыльчатки с радиальными лопатками. Между ступенями находится автоматический клапан перепуска воздуха.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус стальной неразъемный. Топливо подается в камеру через вращающийся дисковый распределитель, установленный на полом валу двигателя.

Турбина — 2-ступенчатая. Корпус стальной. Лопатки сопловых аппаратов полые. Диски турбины со вставными лопатками прикрепляются к основному валу торцовыми шлицами.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Внутренний конус крепится к корпусу заднего подшипника.

Система регулирования — гидромеханическая с автоматами разгона, сброса газа и изменения числа оборотов.

Топливная система. Топливный насос Чэндлер-Эванс MFP-110 (давление подачи топлива 17,5 *кгс/см²*). Регулятор расхода топлива MC-26-3D.

Система смазки — циркуляционная, давление 3,2 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Масло MIL-L-7808. Расход масла 226 *г/ч*.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TGLN-2123 с мощным разрядом и двумя запальными свечами.

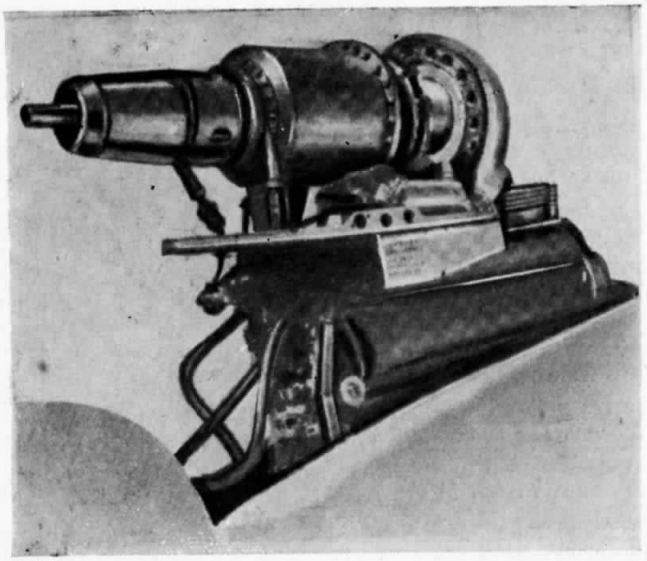
Система запуска. Электрический стартер-генератор.

Состояние в производстве — неизвестно.

Применение. Предназначен для небольших военных и гражданских самолетов.

№№ источников: 399.

ДРЕХЕР «БЕЙБИ МАМБА» TJD-76B



ТРД Дрехер «Бейби Мамба» TJD-76A

$R_{макс} = 25$ *кгс*, $n = 96\,000$ *об/мин*
$R_{м.п} = 20{,}4$ *кгс*, $n = 88\,000$ *об/мин*
(при $H = 0$ и $M = 0$)

$G_в = 0{,}5$ *кг/сек*

$\pi_к = 3{,}1$

$D = 152$ *мм*

$L = 416$—432 *мм*

$G_{дв} = 6{,}1$ *кгс*

$G_{с.у} = 10{,}8$ *кгс* (с топливным баком)

$\gamma_R = 0{,}245$ *кгс/кгс*

ДРЕХЕР «БЕЙБИ МАМБА» TJD-76B

Компрессор — диагональный, одноступенчатый. Крыльчатка из нержавеющей стали 17-4PH с шестнадцатью рабочими лопатками установлена на шлицах на валу, опирающемся на два шарикоподшипника. 2-ступенчатый диффузор из нержавеющей стали марки 347. Корпус компрессора изготовлен из алюминиевого сплава 2024 и нержавеющей стали 347.

Камера сгорания — кольцевая испарительного типа с предварительным смешением топлива с воздухом. Кожух из нержавеющей стали 347.

Турбина — одноступенчатая, осевая. Сопловой аппарат имеет 16 сплошных лопаток, отлитых из сплава стеллит или айрон 100. Температура газа за турбиной 948° К. Рабочее колесо имеет 19 лопаток, отлитых заодно с диском из сплава инконель 713 LC.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Изготовлено из сплава гастеллой X.

Топливная система. Подача топлива под давлением из бака с наддувом или электронасосом (давление 5,6 *кгс/см²*). При беспилотном полете система действует автоматически.

Система смазки — масляно-воздушная на выброс. Масло MIL-L-7808E.

Система запуска — сжатым воздухом. Давление 10,5 *кг/см²*.

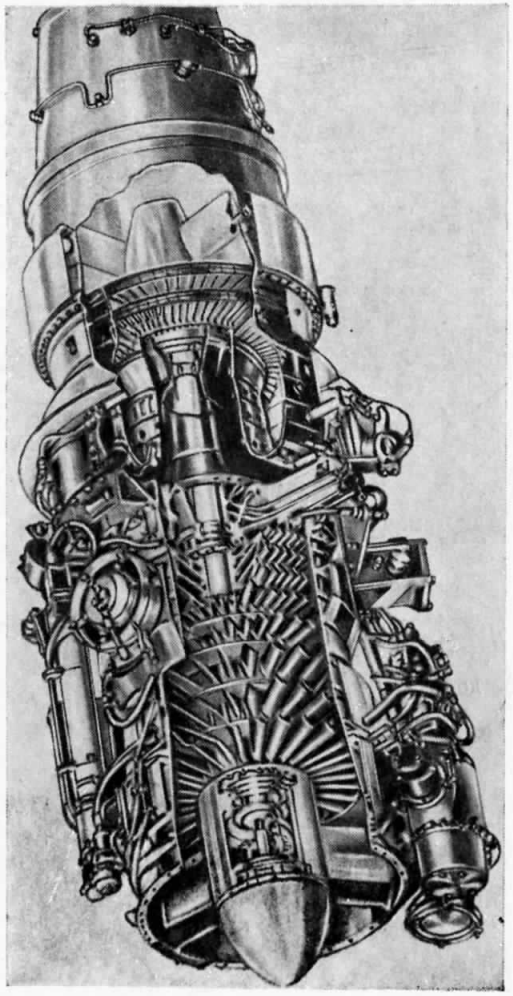
Состояние в производстве — неизвестно.

Модификация:

TJD-76A. $R_{взл} = 25$ *кгс* при $n = 96\,000$ *об/мин*. Устанавливается на цельнометаллическом планере «Пру» 215A.

№№ источников: 329, 331, 102 доп.

РОЛЛС-РОЙС «ВАЙПЕР» 600



$R_{взл} = 1700$ *кгс* (при $n = 13\,760$ *об/мин* и $t_н = 15°$ C)
$C_{R\,взл} = 0{,}936$ *кг/кгс тяги ч*
$R_{кр} = 1360$ *кгс*
$C_{R\,кр} = 0{,}905$ *кг/кгс тяги ч* } при $n = 13\,072$ *об/мин*
$G_в = 26{,}5$ *кг/сек*
$\pi_к = 5{,}8$
$T_г = 1140°$ K
$T_т \approx 970°$ K

$D_г = 610$—620 *мм*
$L = 1645$—1800 *мм*
$G_{дв} = 350^а$ *кгс*
$\gamma_R \approx 0{,}206$ *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС «ВАЙПЕР» 600

Разработан на основе ТРД «Вайпер» серии 500, от которого отличается большей тягой и меньшим удельным расходом топлива, а также рядом конструктивных особенностей.

Входное устройство — без ВНА. Неразъемный корпус из магниевого сплава с тремя радиальными стойками, несущими передний коренной подшипник и коробку передач. Противообледенительная система с подогревом горячим воздухом.

Компрессор — 8-ступенчатый. Ротор барабанно-дискового типа. Рабочие лопатки 1, 2 и 8-й ступеней выполнены из стали, остальные — из алюминиевого сплава. Корпус с продольным разъемом из магниевого сплава со стальными лопатками направляющих аппаратов. Автоматический клапан отбора воздуха.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус неразъемный, стальной. Шесть пусковых форсунок, 24 горелки испарительного типа.

Турбина — 2-ступенчатая. Корпус стальной с полыми сопловыми лопатками. Рабочие лопатки обеих ступеней сплошные с бандажными полками.

Реактивное сопло — нерегулируемое. Внутренний конус поддерживается радиальными стойками.

Система регулирования — гидромеханическая. Автоматические запуск и выход двигателя на режим. Ограничитель температуры реактивного газа Ультра А3А31.

Топливная система. Топливный насос Лукас CGBB/137, подающий топливо под давлением 60 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Бристоль-Сиддли Мк.2 с высотным корректором. Топливо D. Eng. R. D. 2494, 2486 (JP-1, JP-4).

Система смазки — циркуляционная для переднего коренного подшипника. Давление масла 2,1 *кгс/см²*. Для центрального и заднего подшипников применяется масло-воздушная смазка на выброс с подачей дозирующими насосами. Встроенный маслобак.

Система запуска. Электрический стартер-генератор Ротакс ВС.0104. Система зажигания с мощным разрядом А. Е. I. C10TS/3. Два воспламенителя.

Состояние в производстве — опытный. Поставки серийных двигателей намечены на середину 1971 г.

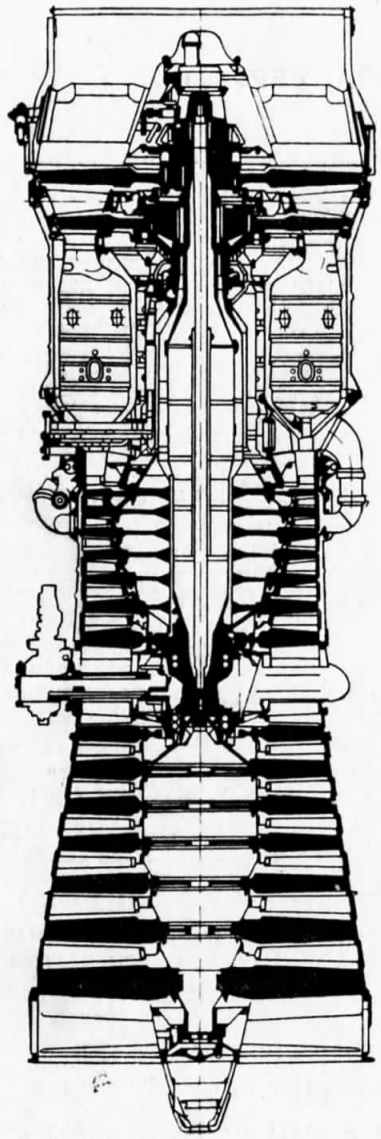
Применение. Служебный самолет Хоукер-Сиддли HS.125-3.

Ресурс. Рекомендуемый ресурс без больших работ по обслуживанию двигателя 1600 ч.

Вариант: ТРД «Вайпер» 632-Y3. Военный. $R = 1814$ *кгс*. Тренировочный самолет Эр Макки MB.336-B.

№№ источников: 4, 6, 100, 202, 212, 214, 235, 326, 328, 330, 331, 393, 399, 403, 102 доп., 111 доп.

РОЛЛС-РОЙС/SNECMA «ОЛИМП» 593



«Олимп» 593 МК.602 (этап 0)

$R_{взл} = 14\,900$ *кгс*

$C_{R\,взл} = 0{,}878$ *кг/кгс тяги ч*

$R^{ф}_{взл} = 16\,925$ *кгс*

$G_в \approx 186$ *кг/сек*

$\pi_к = 14{,}75$

$T_г = 1425°$ К

Ввод в эксплуатацию в 1973 г.

«Олимп» 593 МК.621 (этап 1)

$R_{взл} \approx 15\,900$ *кгс*

$R^{ф}_{взл} = 17\,300$ *кгс* (в дальнейшем предусматривается увеличение тяги до 17 700—18 000 *кгс*)

$G_в = 197$ *кг/сек*

$\pi_к = 16$

Ввод в эксплуатацию в 1975 г.

$C_{R\,кр} = 1{,}185$ *кг/кгс тяги ч* (при $M_п = 2$, $H > 11$ *км*)

$C_{R\,кр} = 1{,}23$ *кг/кгс тяги ч* (при $M_п = 2{,}2$, $H > 11$ *км*)

$D_{вх} = 1215$ *мм*

$L_г = 7100$ *мм*

$G^{у}_{дв} = 3600$ *кгс*

РОЛЛС-РОЙС/SNECMA «ОЛИМП» 593

Входное устройство — с неразъемным корпусом, изготовленным из титанового сплава. Лопатки ВНА нерегулируемые и также изготовлены из титанового сплава. Они связывают корпус подшипника компрессора н. д. с корпусом входного устройства. Серийные ТРДФ ВНА не имеют, а корпус переднего подшипника к. н. д. опирается на 5 стоек.

Компрессор н. д. — 7-ступенчатый, с ротором барабанно-дискового типа. Диски, рабочие и направляющие лопатки выполнены из титанового сплава. Корпус неразъемный, кованый из нержавеющей стали и непробиваемый при обрыве лопатки. Рабочие лопатки крепятся замком елочного типа.

Промежуточный корпус—выполнен из титанового сплава. Он несет упорные подшипники роторов н. д. и в. д., а также узлы передачи к агрегатам.

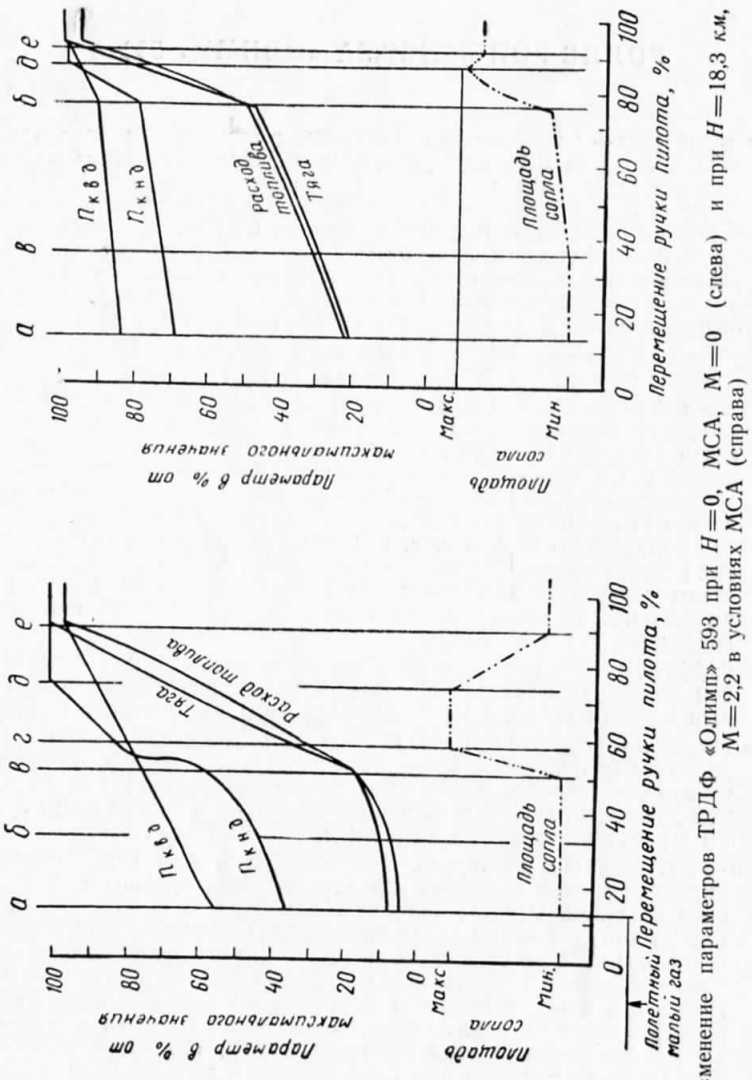
Компрессор в. д. — 7-ступенчатый, с ротором барабанно-дискового типа. Первые четыре ступени выполнены из титанового сплава. Рабочие и направляющие лопатки последних трех ступеней изготовлены из материала типа нимоник, а диски — из сплава уоспэллой. Рабочие лопатки крепятся на елочных замках. Корпус неразъемный, не пробиваемый лопатками, выполнен из нержавеющей стали.

Компрессоры н. д. и в. д. раздельно регулируются гидромеханическими регуляторами предельного числа оборотов, не зависящими от системы управления двигателем. На случай поломки вала ротора н. д. имеется механическое устройство типа Роллс-Ройс, быстро отсекающее подачу топлива в двигатель.

Корпус диффузора — неразъемный, обработан электрохимическим способом. На нем монтируется топливный коллектор камеры сгорания. Корпус является силовым узлом, и на нем установлены цапфы подвески двигателя.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая с восемью жаровыми трубами. На серийных двигателях устанавливается кольцевая камера сгорания с форсунками, с воздушным распылом и подачей топлива под более низким давлением. По более поздним сообщениям, в камере будут применены горелки испарительного типа (см. стр. 242).

Турбина — 2-ступенчатая, 2-роторная. Диски турбин в. д. и н. д. выполнены из сплава уоспэллой. Сопловые и рабочие лопатки турбины в. д. охлаждаются воздухом. Рабочие лопатки обеих ступеней выполнены без удлиненных ножек и имеют бандажные полки. Сопловые лопатки обеих ступеней литые. Они охлаждаются вторичным воздухом, отбираемым от камеры сгорания и поступающим в полость лопатки сверху и снизу, распределяясь в ней с помощью дефлекторной вставки. Через отверстия, расположенные по всей длине этой вставки, охлаждающий воздух направляется на внутреннюю поверхность передней кромки, а затем обтекает вставку по всей ее длине и выпускается в газовый тракт через ряд отверстий, имеющихся вблизи задней кромки лопатки. Рабочие лопатки турбины в. д. охлаждаются воздухом, отбираемым за 5-й ступенью компрессора в. д. Лопатки литые и имеют по 20 каналов для охлаждающего воздуха, проходящих по всей длине лопатки и получаемых в отливке. Охлаждающий воздух попадает в рабочие лопатки в их корневой части и выходит через внешний торец лопаток в радиальный зазор. Рабочие лопатки турбины н. д. пока не охлаждаются.



Изменение параметров ТРДФ «Олимп» 593 при $H=0$, МСА, $M=0$ (слева) и при $H=18{,}3$ км, $M=2{,}2$ в условиях МСА (справа)

Корпус турбины имеет только поперечный разъем. В конструкции турбины применены эффективные лабиринтные уплотнения перед и за турбиной, между ступенями и в радиальных зазорах обеих ступеней.

Ротор двигателя опирается на пять подшипников, из которых два сдвоенных шарикоподшипника.

Форсажная камера — с одним кольцом распылительных форсунок.

Реактивное сопло — состоит из первичного и вторичного сопел, выполненных раздельно. Первичное сопло многостворчатое, с пневматической системой регулирования, силовые цилиндры которой приводятся в действие воздухом, отбираемым за компрессором. Вторичное сопло имеет саморегулирующиеся створки, закрепленные на шарнирах. Для серийных ТРДФ «Олимп» 593 объединение SNECMA разрабатывает общую для пары соседних двигателей выпускную систему, в которой створки сверхзвуковой части сопла образуют прямоугольное сечение (стр. 244). Обе створки регулируют выходное сечение сопла и служат также для реверсирования тяги, что позволило существенно снизить вес всей системы.

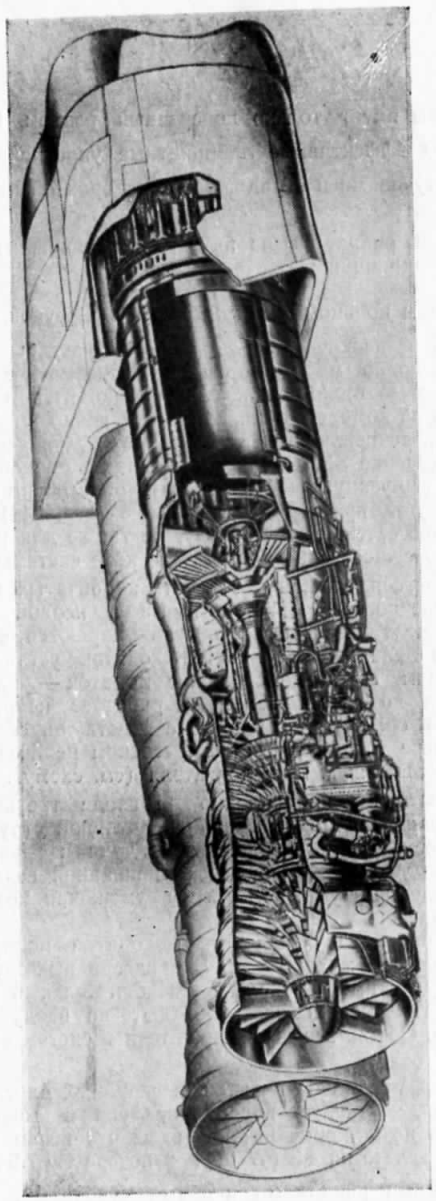
Шумоглушитель — убирающегося типа, имеет десять коробчатых полых лопаток треугольного поперечного сечения, которые в нерабочем положении с помощью пневмомеханического устройства убираются в стенки внешнего сопла, причем одна из поверхностей лопаток устанавливается заподлицо с последним. Рабочее положение лопаток — радиальное. Глушитель включается во время взлета и работает непродолжительное время после взлета самолета. На режиме взлета он снижает шум на ~ 4—5 *дб* при потере тяги $<3\%$. На крейсерском режиме он убирается и не вызывает уменьшения к. п. д. двигателя (см. схему на стр. 250).

Действие шумоглушителя основано на вводе третичного воздуха в радиальном направлении по периферии реактивной струи через полые лопатки. Совместное действие вводимого воздуха и аэродинамического следа за лопатками ускоряет процесс перемешивания газа и уменьшает длину зоны порождения шума, тем самым уменьшая количество выделяемой звуковой энергии.

На опытном образце шумоглушителя лопатки попарно соединены с одним исполнительным механизмом. В предсерийных шумоглушителях каждая лопатка будет иметь отдельный исполнительный механизм. Силовые цилиндры этих механизмов работают на воздухе, отбираемом от компрессора в. д. Общий вес шумоглушителя и системы регулирования составляет 30 *кгс*.

Шумоглушитель, предназначенный для серийных двигателей с новой выпускной системой, не требует подвода воздуха и имеет ряд убирающихся лопаток для возмущения потока газов, что позволяет уменьшить уровень шума при взлете на 4,5 *PN дб* при потере тяги 5% (стр. 246).

Реверс тяги — с отклоняющими решетками и двумя створками, управляемыми пневматически. Створки перекрывают струю газов и одновременно открывают отклоняющие лопаточные решетки, расположенные в верхней и нижней частях мотогондолы, направляя тем самым через них струю газов вперед. Реверс обеспечивает обратную тягу, составляющую 35%



ТРДФ «Олимп» 593 с кольцевой камерой сгорания и новым соплом

максимальной нефорсированной тяги. Узел вторичного сопла и реверса тяги выполнен с применением сотовых панелей с внешним покрытием из сплава армко PH 15-7Mo. Для ТРДФ «Олимп» 593 Мк.602 разрабатывается реверс тяги без отклоняющих решеток (ковшового типа). Крупные створки реверса приводятся в действие пневматическим мотором через винтовые валики с гайками качения (стр. 244).

Система регулирования. Три раздельные системы регулирования: для воздухозаборного канала, собственно двигателя и выпускной системы. Подвижные элементы воздухозаборного канала регулируются с помощью гидравлической системы, а регулирование первичного сопла, реверса тяги и шумоглушителя осуществляется пневматически (схема на стр. 247).

Система регулирования собственно двигателя — электронная. Объединенное регулирование собственно двигателя, форсажной камеры и внутреннего реактивного сопла. Исполнительный орган системы регулирования подачи топлива — электромотор.

Электронный регулятор, воздействуя на кран, дозирующий подачу топлива в камеру сгорания, поддерживает либо заданное положение дозирующего крана (перепад давления на котором постоянен), либо заданное число оборотов ротора в. д. ($n_{в.д}$) и управляет площадью сечения реактивного сопла (при $n_{н.д} < 100\%$) по программе, определяемой приведенным числом оборотов ротора н. д. Изменение расхода топлива, поступающего в форсажную камеру, осуществляется электронным регулятором, воздействующим на дозирующий кран. В системе имеются ограничители $n_{н.д}$ (воздействующий на реактивное сопло) и температуры газа (воздействующий на расход топлива).

Система не допускает превышения предельных параметров при изменении рабочих условий.

Управление первичным соплом осуществляется регулятором типа «микроджет». Его основным элементом является мембрана, нагруженная перепадом между давлением газа, отбираемого перед турбиной, регулируемым с помощью игольчатого дросселя, управляемого электронным регулятором, и давлением газа, отбираемого за турбиной. Мембрана через пневматический усилитель воздействует на золотник пневматического силового цилиндра, управляющего створками сопла (схема на стр. 249).

Топливная система — фирмы Лукас. Два топливных насоса Лукас MGD, один из которых приводится от воздушной турбины, подают топливо под давлением 126 *кгс/см²* и имеют ограничители максимального числа оборотов. Всережимный регулятор расхода топлива с высотным корректором и автоматом приемистости. Топливо D. Eng. R. D. 2494 (JP-1). Вместо топливной системы высокого давления на серийных двигателях предполагалось установить систему пониженного давления (39 *кгс/см²*), которая обеспечивает: снижение уровня дымления, повышение надежности, уменьшение веса на ~ 35 *кгс*, упрощение обслуживания и установки (см. схему на стр. 251). В отличие от системы высокого давления в системе пониженного давления большой насос объемного типа заменен на центробежный с приводом от воздушной турбины, а 2-ступенчатые форсунки высокого давления — на одноступенчатые с воздушным распылом.

Система смазки — циркуляционная. Масло DERD-2497 (MIL-L-9236B). Статический воздухоотделитель, выполненный заодно с маслобаком, имеет выход в атмосферу.

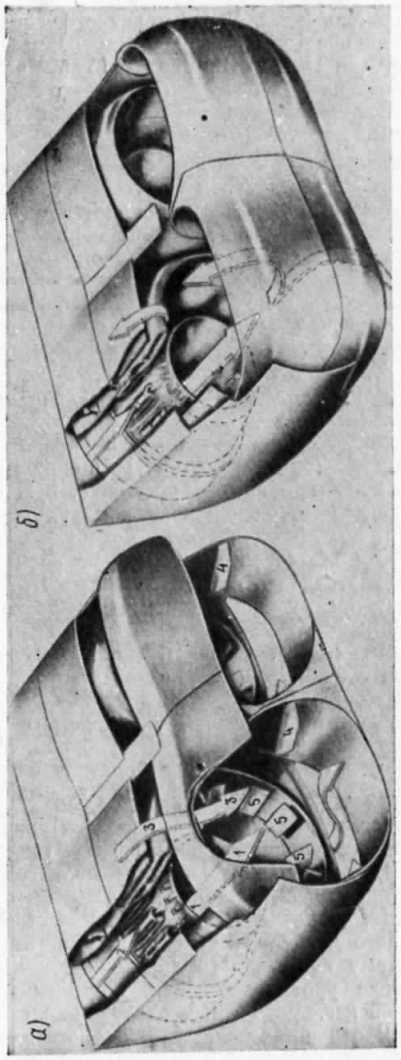


Схема работы сопла серийных двигателей.

а—дозвуковой режим (створки реверса открыты): *1*—поток горячего газа из двигателя; *2*—поток вторичного воздуха из воздухозаборного канала; *3*—поток третичного воздуха; *4*—щитки; *5*—лопатки шумоглушителя.

б—режим посадки (створки реверса закрыты)

Опорные подшипники расположены в четырех полостях, из которых масло откачивается отдельными шестеренными насосами. Далее масло проходит через топливо-масляный теплообменник в маслобак. Утечка воздуха через уплотнения подшипников сводится к минимуму благодаря отсутствию отдельной системы суфлирования для каждой из четырех полостей. Размеры насосов выбраны с учетом суфлирования через них масляных полостей подшипников и создания необходимых перепадов давления воздуха в лабиринтных уплотнениях подшипника на всех режимах.

Схема охлаждения и смазки подшипника турбины в. д., подвергающегося наибольшим тепловым нагрузкам, показана на стр. 253.

Система охлаждения — воздушная. Воздух отбирается в систему охлаждения от компрессора н. д. и за 3 и 5-й ступенями компрессора в. д. Для охлаждения диска турбины в. д. воздух отбирается за 5-й ступенью компрессора в. д., а затем выбрасывается в атмосферу. Полость подшипника турбины (см. схему) изолируется от горячей зоны двойным кожухом. Внешняя часть кожуха обдувается относительно холодным воздухом, отбираемым за компрессором н. д. Внутренняя полость кожуха, окружающая подшипник, имеет сравнительно низкую температуру. Воздух из нее выпускается в атмосферу. Имеется два топливо-масляных теплообменника: один для охлаждения масла, поступающего в двигатель и коробку передач, другой — для охлаждения масла, поступающего в привод постоянного числа оборотов и подшипники генератора переменного тока.

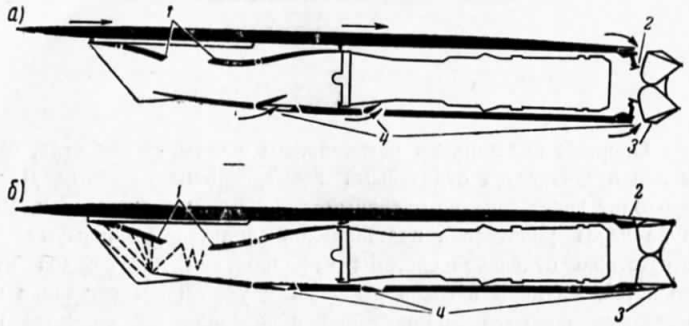
Система запуска. На самолете «Конкорд» двигатели № 2 и 4 запускаются газотурбинными стартерами Ротакс СТ.2002, а двигатели № 1 и 3—воздушными турбостартерами. Система зажигания А.Е.I. СТ45TS/2 с мощным разрядом. Два воспламенителя. Серийные самолеты будут оборудованы воздушными турбостартерами.

Состояние в производстве — опытный.

Применение. Англо-французский СПС «Конкорд».

Ресурс. Первоначальный ресурс при вводе двигателя в эксплуатацию установлен в 500—600 *ч* (по другим источникам — 700 *ч*). Через два года эксплуатации ресурс предполагается увеличить до 2500 *ч*, после чего регламентные переборки, возможно, будут производиться по состоянию двигателя (см. график на стр. 253).

№№ источников: 7, 32, 35, 43, 49, 89, 104, 162, 176, 185, 324, 325, 331, 332, 333, 352, 364, 392, 394, 413, 102 доп., 112 доп.



Положение элементов воздухозаборного и выпускного каналов.
а—взлетный режим: *1*—панели в поднятом положении; *2*—шумоглушитель в рабочем положении; *3*—реверс тяги/вторичное сопло; *4*—перепускные створки в открытом положении.

б—сверхзвуковой крейсерский режим: *1*—панели в опущенном положении; *2*—шумоглушитель в убранном положении; *3*—вторичное сопло полностью раскрыто; *4*—перепускные створки закрыты.

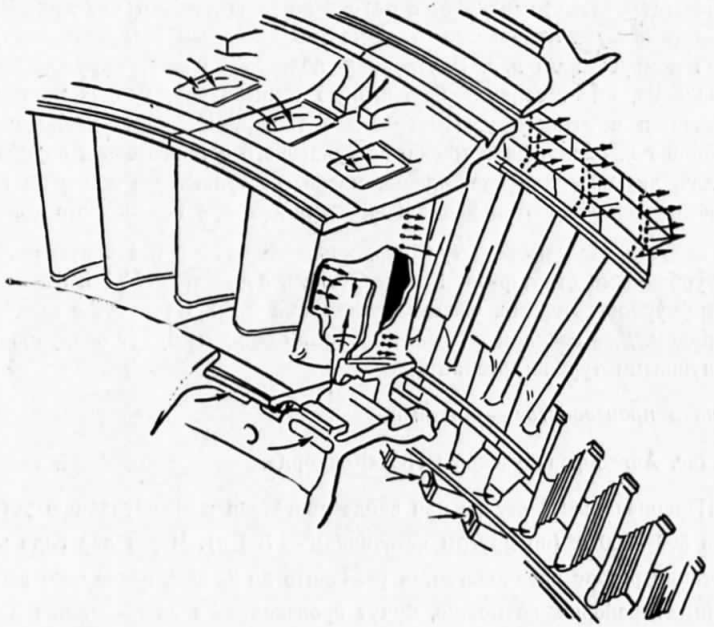


Схема охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбины в. д. ТРДФ «Олимп» 593

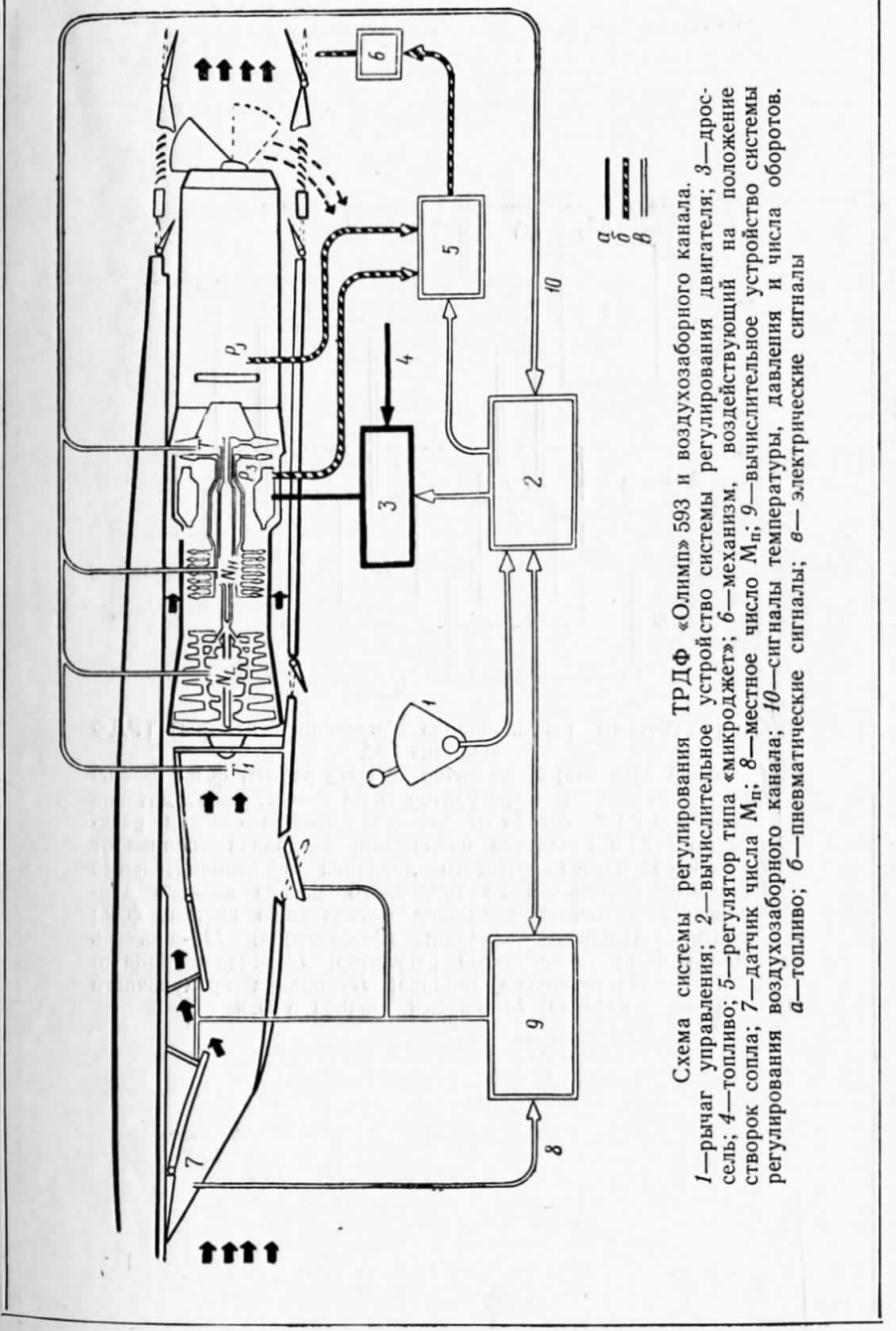


Схема системы регулирования ТРДФ «Олимп» 593 и воздухозаборного канала.
1—рычаг управления; *2*—вычислительное устройство системы регулирования двигателя; *3*—дроссель; *4*—топливо; *5*—регулятор типа «микроджет»; *6*—механизм, воздействующий на положение створок сопла; *7*—датчик числа $M_п$; *8*—местное число $M_п$; *9*—вычислительное устройство системы регулирования воздухозаборного канала; *10*—сигналы температуры, давления и числа оборотов.
а—топливо; *б*—пневматические сигналы; *в*— электрические сигналы

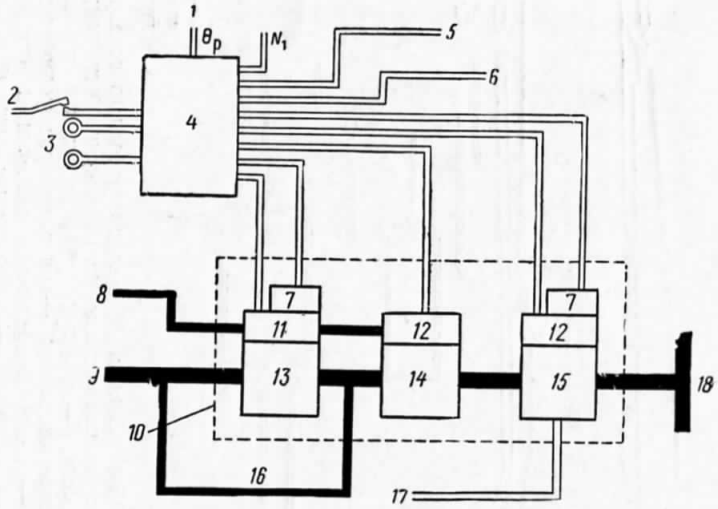


Схема системы регулирования форсажной камеры ТРДФ «Олимп» 593.

1—сектор дросселя; *2*—селектор режима работы ф. к.; *3*—сигнальные лампочки; *4*—регулятор ф. к.; *5*—сигнал от датчика розжига ф. к.; *6*—сигнал от датчика площади сечения реактивного сопла; *7*—датчик положения; *8*—подача топлива от топливного насоса высокого давления в исполнительный механизм; *9*—топливо из топливного насоса низкого давления; *10*—элементы, входящие в топливную систему ф. к.; *11*—исполнительный механизм; *12*—соленоид; *13*—дроссель топлива ф. к.; *14*—основной регулятор; *15*—клапан продувки; *16*—линия перепуска топлива; *17*—подвод продувочного воздуха; *18*—впрыск топлива в ф. к.

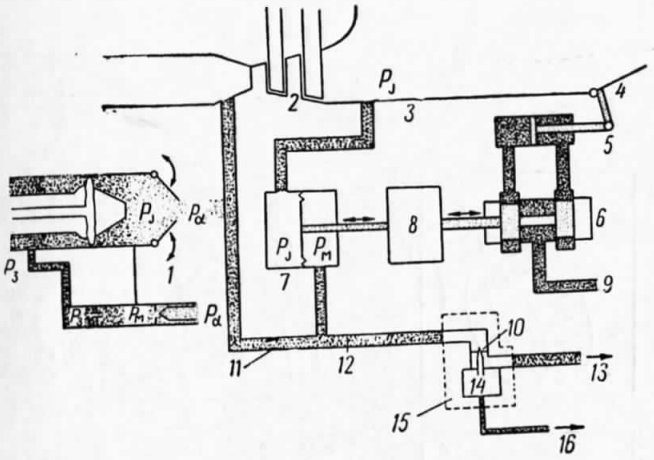


Схема системы регулирования сопла ТРДФ «Олимп» 593.

1—обобщенная схема управления створками сопла; *2*—турбина; *3*—ф. к.; *4*—регулируемые створки сопла; *5*—пневматические силовые цилиндры; *6*—распределительный золотник; *7*—мембрана; *8*—пневматический усилитель; *9*—подвод воздуха с давлением p_3 к силовым цилиндрам; *10*—игольчатый дроссель; *11*—канал постоянного сечения; *12*—рабочее давление; *13*—в атмосферу; *14*—исполнительный механизм; *15*—триммер; *16*—к электрической системе регулирования

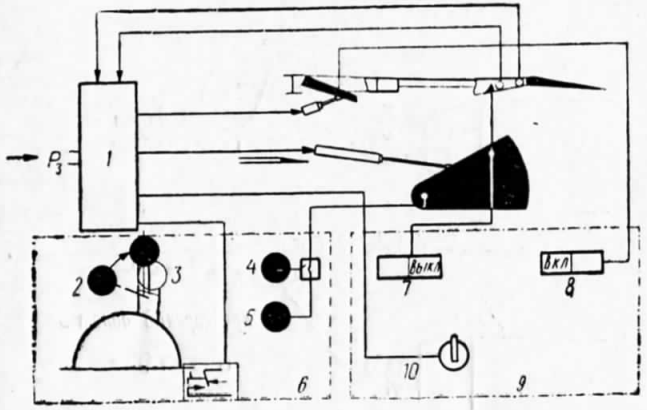


Схема системы регулирования реверса тяги ТРДФ «Олимп» 593.

1—комбинированный селекторный клапан Дэнлоп; *2*—полный дроссель; *3*—малый газ; *4*—переходный режим; *5*—реверс; *6*—приборная доска; *7*—шумоглушитель выключен; *8*—створки для третичного воздуха открыты; *9*—панель управления силовой установкой; *10*—переключатель шумоглушителя

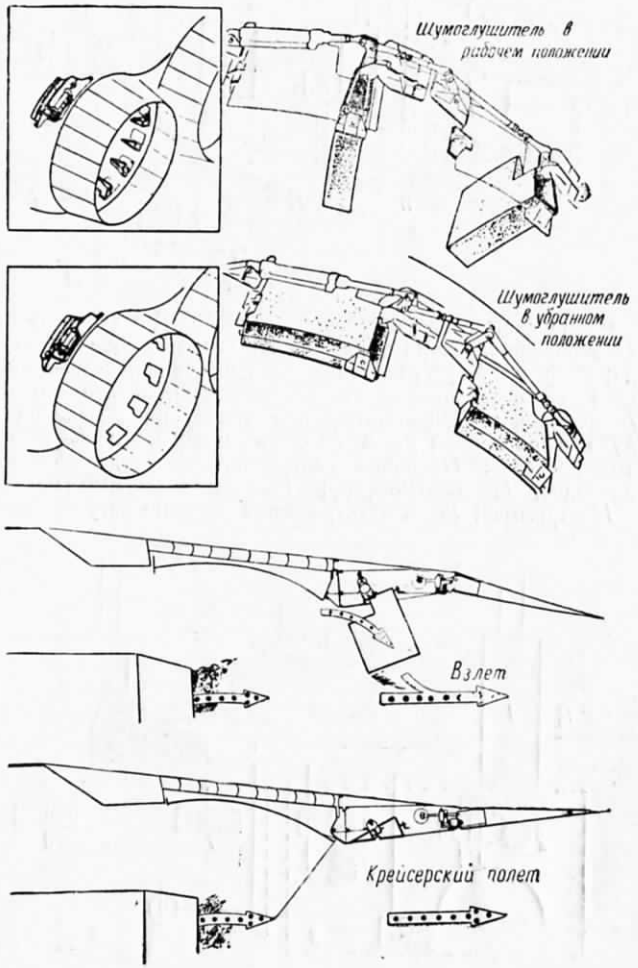
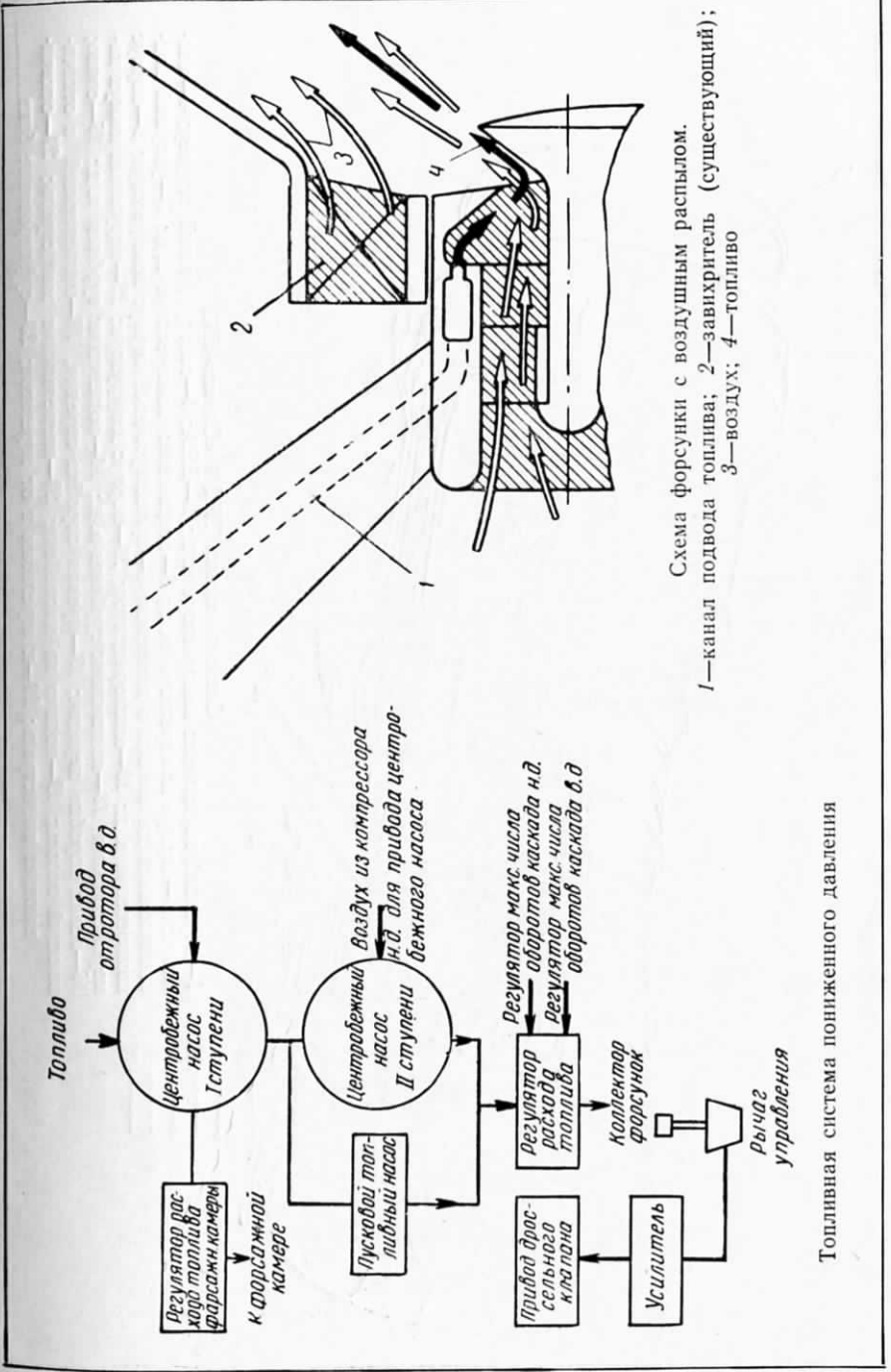
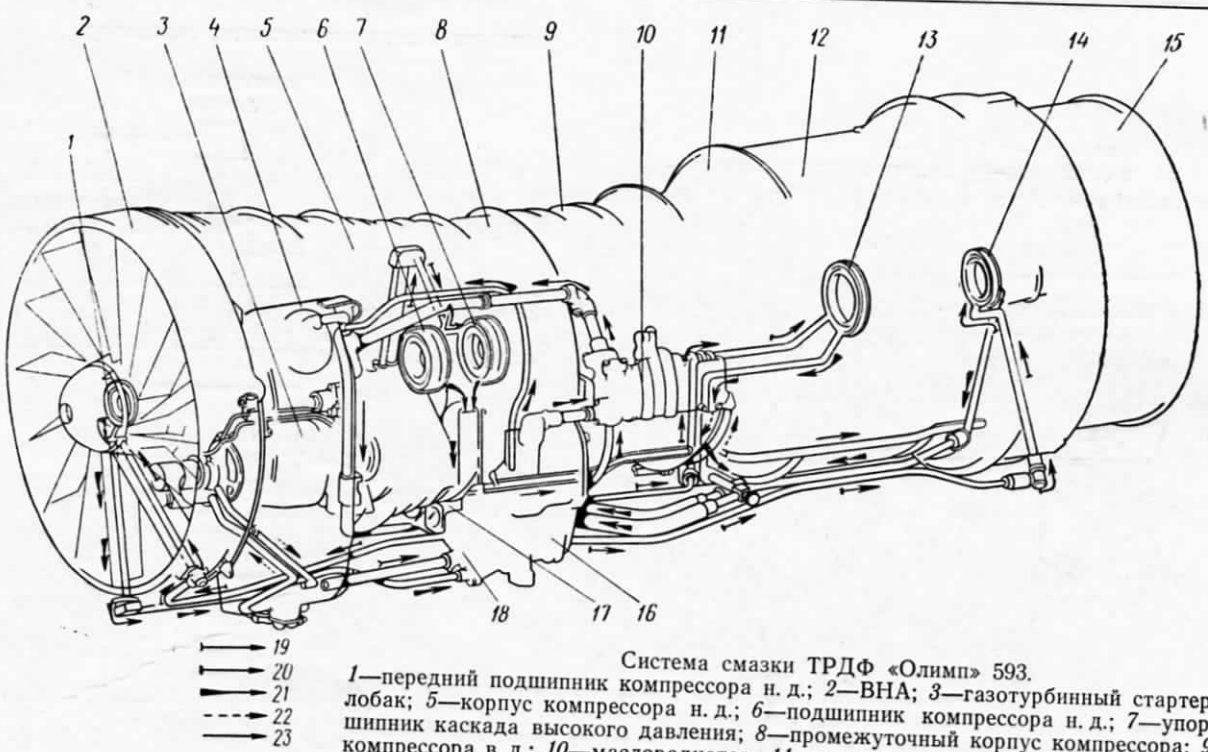


Схема действия шумоглушителя

Схема форсунки с воздушным распылом.
1—канал подвода топлива; *2*—завихритель (существующий); *3*—воздух; *4*—топливо



Топливная система пониженного давления



Система смазки ТРДФ «Олимп» 593.

1—передний подшипник компрессора н. д.; *2*—ВНА; *3*—газотурбинный стартер; *4*—маслобак; *5*—корпус компрессора н. д.; *6*—подшипник компрессора н. д.; *7*—упорный подшипник каскада высокого давления; *8*—промежуточный корпус компрессора; *9*—корпус компрессора в. д.; *10*—маслорадиатор; *11*—корпус диффузора; *12*—наружный кожух камеры сгорания; *13*—подшипник турбины в. д.; *14*—подшипник турбины н. д.; *15*—сопло; *16*—левая коробка передач; *17*—правая коробка передач, *18*—нагнетающий и откачивающий насосы; *19*—подача из маслобака; *20*—нагнетающая магистраль; *21*—откачивающая магистраль; *22*—к агрегатам и от агрегатов; *23*—суфлирование бака

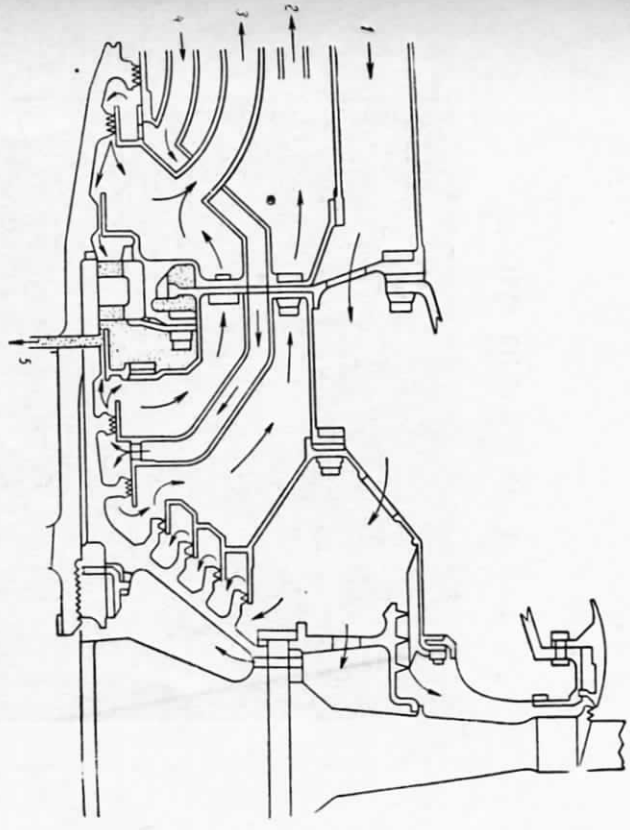


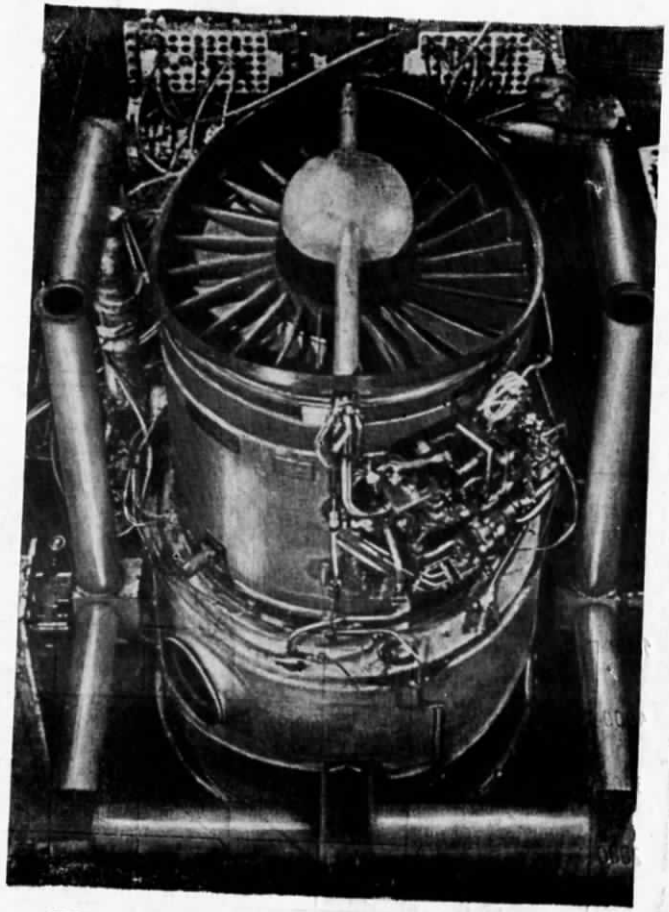
Схема охлаждения и смазки подшипника турбины в. д. ТРДФ «Олимп» 593.

1—воздух, отбираемый за 5-й ступенью компрессора в. д.; *2*—отвод горячего воздуха; *3*—отвод холодного воздуха; *4*—подвод воздуха от компрессора н. д.; *5*—откачка масла из подшипника



Предполагаемые ресурс и число преждевременных снятий ТРДФ «Олимп» 593 с самолета в эксплуатации

РОЛЛС-РОЙС RB.162-81



$R_{макс}$ = 2720 *кгс* (с 8%-ным отбором воздуха)
$C_{R\,макс}$ = 1,27 *кг/кгс тяги ч*
$G_в$ = 38,5 *кг/сек*
$\pi_к$ = 4,25—4,5
D = 737 *мм*
h = 1270—1490 *мм*
$G_{дв}$ = 170 *кгс*
γ_R = 0,063 *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС RB.162-81

Подъемный ТРД. Дальнейшее развитие ТРД RB.162-31

Входное устройство. Неразъемный корпус и нерегулируемые лопатки ВНА, выполненные из стеклопластика, несут корпус основного переднего подшипника и носовой обтекатель.

Компрессор — 6-ступенчатый, осевой. Разъемный корпус и лопатки НА с 1-й по 5-ю ступень выполнены из стеклопластика, а 6-й — из стали. Ротор барабанно-дискового типа с дисками из алюминиевого сплава. Рабочие лопатки 1-й ступени алюминиевые с шарнирным креплением, остальных пяти ступеней — из стеклопластика с замком типа «ласточкин хвост».

Камера сгорания — кольцевая, укороченная. Корпус неразъемный, стальной. 18 топливных форсунок.

Турбина — одноступенчатая. Диск турбины выполнен из титанового сплава. Рабочие лопатки с замками елочного типа и воздушным охлаждением. Корпус неразъемный, стальной с охлаждаемыми сопловыми лопатками.

Ротор двигателя опирается на два однорядных шариковых подшипника. Передний — опорно-упорный — расположен перед компрессором, задний — перед турбиной.

Реактивное сопло — отклоняется на ±15° для изменения направления тяги.

Система регулирования — гидромеханическая, с единым рычагом управления.

Топливная система — фирмы Плесси FS.140. Шестеренный топливный насос, подкачивающий насос, регулятор приемистости и регулятор предельного числа оборотов расположены в носовом обтекателе. Регулятор расхода топлива Плесси FS.143 и дроссельный клапан установлены на корпусе компрессора. Топливо D.Eng. R. D.2494 или 2486 (JP-1 или JP-4).

Система смазки — порционная, с выбросом наружу. Емкость масляного бака 0,57 *л*.

Система запуска. Запуск струей сжатого воздуха или гидравлическим стартером. В полете для запуска используется воздух, сжатый от скоростного напора. Система зажигания A.E.I. C81TS с мощным разрядом и двумя воспламенителями факельного типа.

Состояние в производстве — опытный. Прошел 25-часовые испытания. Двигатели RB.162-81 поставлены фирме VFW для установки на опытный истребитель-бомбардировщик VAK-191B.

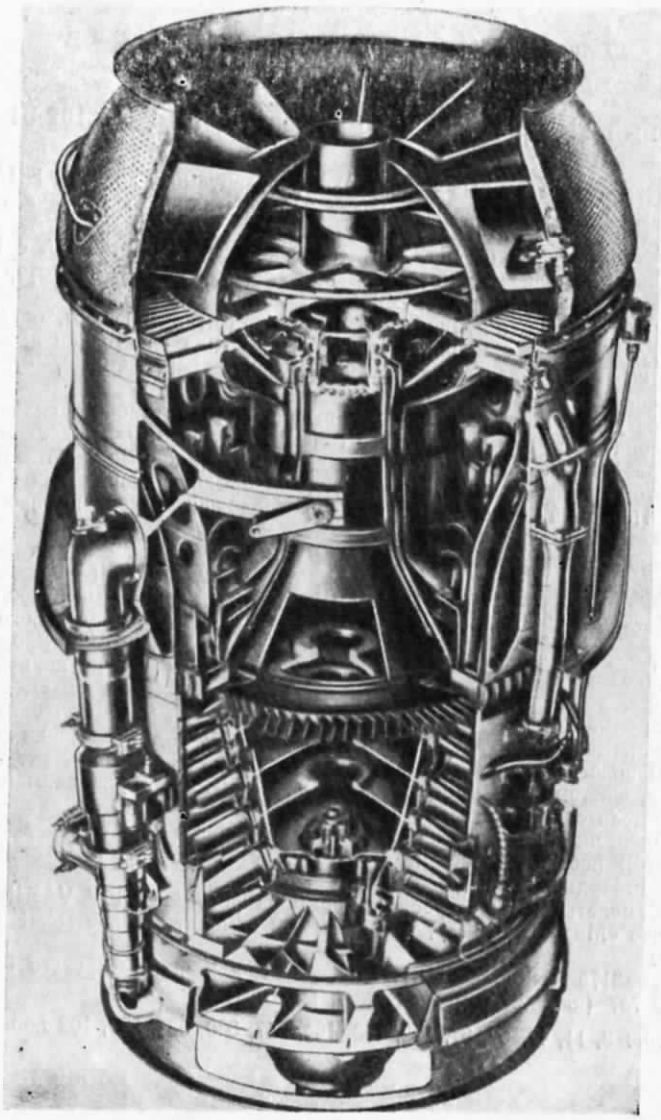
Применение. Самолеты ВВП: истребители-бомбардировщики VFW VAK-191B (2) и Дассо «Мираж» 3V (8); транспортный самолет Дорнье Do.31 (8).

Модификация:

RB.162-? $R_{взл}$ = 3175 *кгс*. Проект. Предназначен для пассажирского самолета Боинг 737 (вариант с укороченным взлетом).

№№ источников: 3, 11, 49, 62, 87, 122, 158, 164, 247, 330, 332, 399, 102 доп.

РОЛЛС-РОЙС RB.162-86



$R_{взл}$=2380 *кгс* при H=0, V=0,
$t_н$=−27 ÷ +20° С
$G_в$=39 *кг/сек*
$\pi_к$=4,25
$T_с$=1170° К

$D_г$=737 *мм*
$L_г$=1370 *мм* (без реактивной трубы)
$G_{дв}$=235 *кгс* (с топливной и масляной системами)
γ_R=0,1—0,113 *кгс/кгс*

РОЛЛС-РОЙС RB.162-86

Одновальный дополнительный ТРД, используемый при взлете и наборе высоты как ускоритель

Воздухозаборник — с двумя регулируемыми створками, которые открываются на режиме взлета. Обе створки механически соединены, и положение их изменяется одновременно с помощью независимых пневматических цилиндров, установленных на каждой створке. Для открытия створок и поддержания их в открытом положении воздух может отбираться от бортовой вспомогательной установки, основного двигателя или наземного источника питания. Как только дополнительный двигатель запускается, он сам может быть источником сжатого воздуха для удержания створок открытыми в случае, если основной источник воздуха по какой-либо причине выйдет из строя. Это обеспечивает открытое положение створок при работе дополнительного двигателя. Применение параллельно соединенных микропереключателей в системе управления створками обеспечивает заданное положение створок и не допускает запуска дополнительного двигателя прежде чем они откроются.

Компрессор — 6-ступенчатый, осевой. Диски рабочих колес выполнены из алюминиевого сплава и сварены в барабан электроннолучевой сваркой. Рабочие лопатки 1-й и 2-й ступеней выполнены из алюминиевого сплава. Рабочие лопатки 1-й ступени закреплены шарнирно в диске и имеют антивибрационные перемычки, расположенные на 3/4 высоты лопатки. Лопатки направляющих аппаратов, рабочие лопатки ступеней с 3-й по 6-ю включительно, корпус компрессора и корпус переднего подшипника выполнены из стеклопластика. ВНА с противообледенительной системой имеет лопатки из стали.

Камера сгорания — кольцевая, короткая, с горелками испарительного типа.

Турбина — одноступенчатая, с воздушным охлаждением рабочих и сопловых лопаток.

Сопло — нерегулируемое.

Силовая схема. Ротор двигателя опирается на два шарикоподшипника. Подшипники нагружены в осевом направлении во избежание наклепа обоймы подшипника, когда двигатель не работает.

Система регулирования — электрическая. Значительная часть элементов системы регулирования работает автоматически. Запуск и вывод двигателя

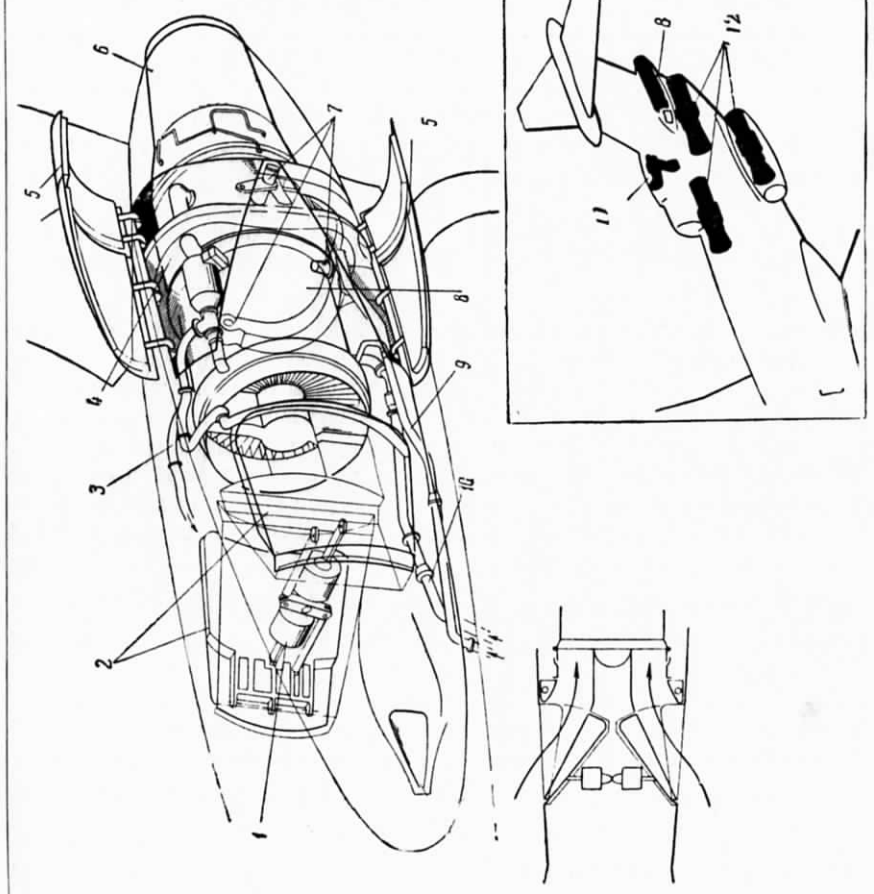


Схема установки ТРД RB.162-86 на самолете «Трайдент» 3В.

1—механизм привода створок воздухозаборника; *2*—створки воздухозаборника; *3*—воздухопровод в противообледенительную систему воздухозаборника; *4*—противопожарная перегородка; *5*—створки капота; *6*—реактивная труба; *7*—точки крепления двигателя; *8*—дополнительный двигатель (ускоритель); *9*—топливопровод; *10*—трубопровод к стартеру; *11*—ВСУ; *12*—основные двигатели

на режим малого газа производятся с помощью переключателей, приводимых в действие вручную. Величина тяги при разгоне RB.162-86 до режимов взлета и набора высоты регулируется микропереключателями, которые приводятся рычагами дросселя основного ТРДД «Спей».

Топливная система — состоит из двух основных монтажных узлов, один из которых заключен в переднем обтекателе двигателя, второй расположен на корпусе компрессора. Первый включает подкачивающий насос, шестеренный топливный насос высокого давления, регулятор приемистости и регулятор числа оборотов. Второй узел включает регулятор расхода топлива с дросселем.

Система смазки — на выброс. Масло подается к каждому основному подшипнику масляным насосом, расположенным в переднем обтекателе двигателя. Емкость масляного бака 3,4 *л*.

Система запуска. Двигатель запускается путем подачи воздуха на рабочие лопатки турбины. Сжатый воздух для запуска отбирается от наземного источника, ВСУ или центрального ТРДД «Спей». Две запальные свечи с мощным разрядом.

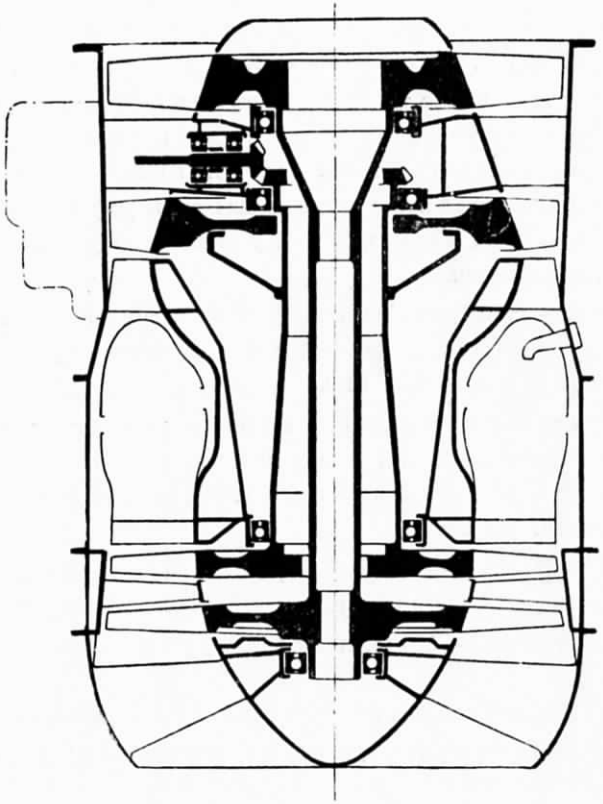
Состояние в производстве — опытный. Наработал на стенде к концу 1969 г. 100 *ч*. Испытания двигателя на самолете «Трайдент» 3В начались весной 1970 г.

Ресурс. Первоначальный — 800 взлетных циклов, расчетный — 2000 взлетных циклов.

Применение. Пассажирский самолет Хоукер-Сиддли «Трайдент» 3В.

№№ источников: 44, 54, 56, 164, 179, 200, 327, 332, 102 доп., 115 доп.

РОЛЛС-РОЙС/АЛЛИСОН XJ.99



$R_{взл}$ = 4080—4535 *кгс*
C_R = 1,2 [1] *кг/кгс тяги ч*
$G_в$ = 47,5 [1] *кг/сек*
$\pi_к$ = 8 [1]
$T_т$ = 1293° К [1]
$D \approx 660$ [1] *мм*
$h \approx 760$ [1] *мм*
$G_{дв}$ = 210 [1] *кгс*
γ_R = 0,046—0,051 *кгс/кгс*

[1] Предположительно.

РОЛЛС-РОЙС/АЛЛИСОН XJ.99

Двухвальный подъемный ТРД «третьего поколения», разработанный на основе подъемного ТРД Роллс-Ройс RB.189 (описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1967 г.). Роторы двигателя вращаются в противоположных направлениях.

Компрессор — 2-ступенчатый, двухкаскадный, без ВНА.

Камера сгорания — кольцевая, короткая.

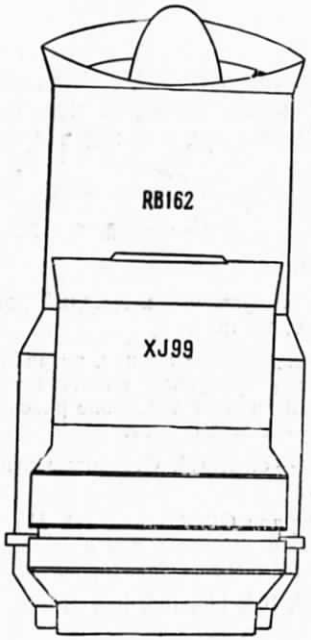
Турбины н. д. и в. д. — одноступенчатые. Каждый ротор двигателя опирается на два шариковых подшипника.

Система регулирования — гидромеханическая, разработана фирмой Гобсон-Интеграл. Обеспечивает регулирование подачи топлива на режиме запуска, выхода на режим и во всем диапазоне рабочих режимов. В системе имеется ограничитель числа оборотов.

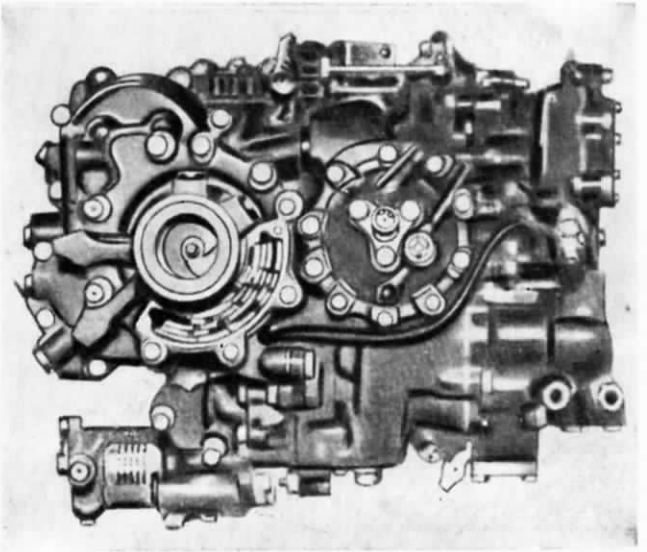
Состояние в производстве — опытный. Стендовые испытания двигателя начались в феврале 1969 г.

Применение. Предназначен для СВВП и СУВП. Может быть также использован как вспомогательный двигатель для пассажирских самолетов и как газогенератор для подъемных вентиляторов.

№№ источников: 49, 62, 80, 104, 145, 158, 166, 276.

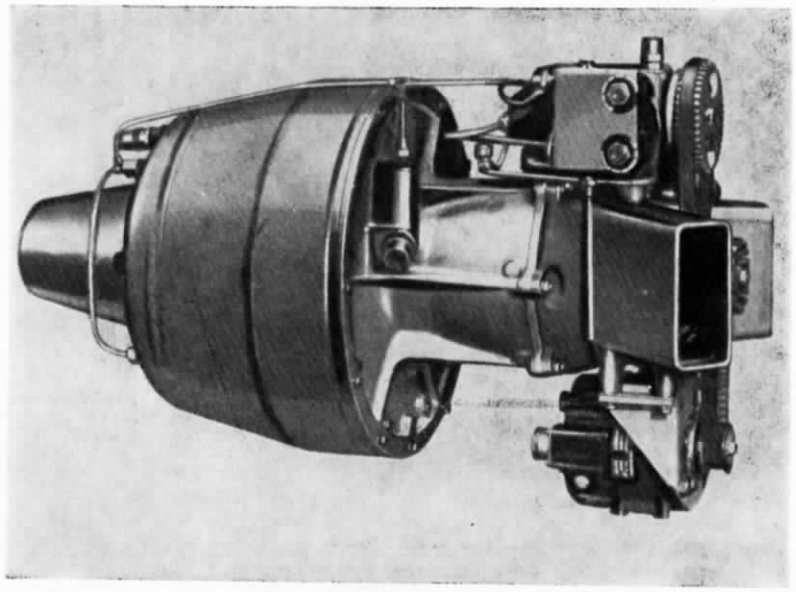


Габаритные контуры подъемных ТРД RB.162 и XJ.99



Гидромеханический регулятор расхода топлива ТРД XJ.99

ОЛВИС-РОВЕР TJ.125



$R_{макс}$ = 52 *кгс* при МСА, n = 65 000 *об/мин*
$C_{R\,макс}$ = 1,3 *кг/кгс тяги ч*
$G_в$ = 0,93 *кг/сек*
$\pi_к$ = 3,9
$T_г$ = 1185° К

$b_г$ = 270 *мм*
$h_г$ = 305 *мм*
$L_г \approx$ 560 *мм*
$G_{дв}$ = 17,7 *кгс*
$G_{дв}$ = 19,5 *кгс* (с топливным насосом, генератором и регулятором)
γ_R = 0,34 *кгс/кгс*

ОЛВИС-РОВЕР TJ.125

Компрессор — одноступенчатый, центробежный.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная с тремя распылительными форсунками.

Турбина — одноступенчатая, центростремительная, установлена на одном валу с компрессором.

Топливная система. Топливный насос установлен в верхней части двигателя на воздухозаборных патрубках. Регулятор двигателя обеспечивает его работу в полете на двух режимах: при n = 65 000 *об/мин* и n = = 55 000 *об/мин*. Двигатель способен работать на различных топливах, включая топлива Автур и дизельное.

Система запуска. Запуск от наземного воздушного стартера. Зажигание запальной свечой, расположенной в камере сгорания.

Состояние в производстве: серийный.

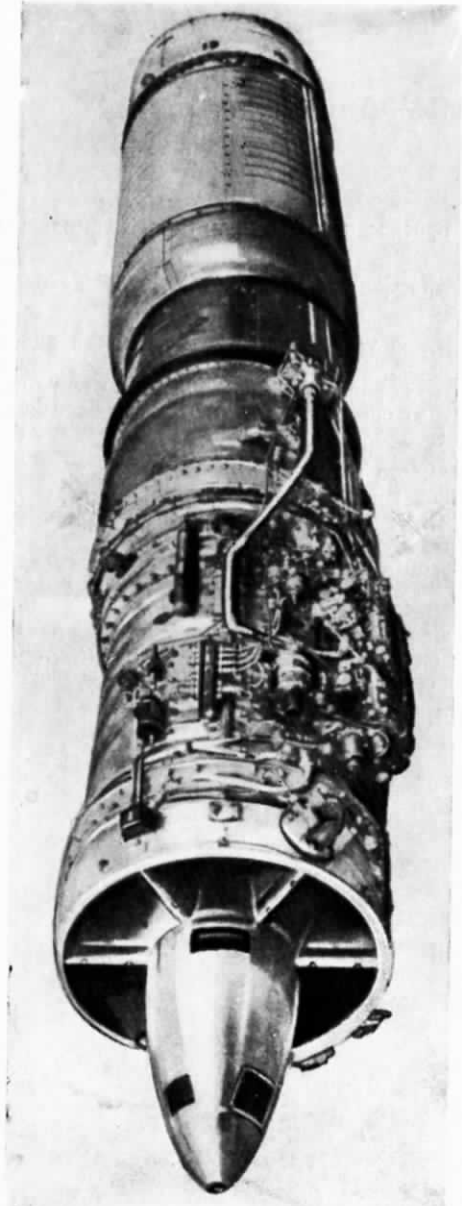
Применение. Бельгийский беспилотный самолет-разведчик Филипс «Эпервьер» Х-3.

Модификации:

Двигатель намечено выполнить в нескольких вариантах для использования в качестве вспомогательной силовой установки (ВСУ) на некоторых новых военных и гражданских самолетах и аппаратах на воздушной подушке.

№№ источников: 39, 149, 159, 164, 243, 320, 331, 332, 102 доп.

SNECMA «АТАР» 9К-6



ТРДФ «Атар» 9К

$D = 1020$ *мм*
$L = 5942$ *мм*

при $n = 8400$ *об/мин*

$R_{\text{макс}} = 4700$ *кгс*
$C_{R\ \text{макс}} = 1{,}04$ *кг/кгс тяги ч*
$R^{\phi}_{\text{макс}} = 6700$ *кгс*
$C^{\phi}_{R\ \text{макс}} = 2{,}15$ *кг/кгс тяги ч*
$G^{a}_{\text{дв}} = 1485$ *кгс*
$\gamma^{\phi}_{R} = 0{,}221$ *кгс/кгс*

$G_{\text{в}} = 72$ *кг/сек*
$\pi_{\text{к}} = 6{,}1$
$T_{\text{г}} = 1203°$ К
$T_{\text{т}} = 1023°$ К

SNECMA «АТАР» 9К-6

Входное устройство. Корпус неразъемный с шестью стойками, несущими корпус переднего коренного подшипника и стартер. Турбостартер закрыт обтекателем, имеющим воздухозаборные окна с решетками. Противообледенительная система, обеспечивающая подогрев корпуса, обтекателя и стоек горячим воздухом, отбираемым от компрессора.

Компрессор — 9-ступенчатый [1]. Корпус разъемный из магниевого сплава. Лопатки направляющих аппаратов стальные, за исключением лопаток 3 и 4-й ступеней, выполненных из алюминиевого сплава. Диски ротора выполнены из титанового сплава. Рабочие лопатки ступеней 1, 2, 7, 8 и 9-й — из стали; ступеней 3 и 4-й — из алюминиевого сплава, ступеней 5 и 6-й — из титанового сплава. Силовой корпус несет опору подшипника задней цапфы компрессора, соединенной с валом турбины с помощью муфты.

Камера сгорания — кольцевая, с 20 горелками, в каждой из которых содержится по топливной форсунке. Два пусковых блока, снабженных каждый топливной форсункой и запальной свечой.

Турбина — 2-ступенчатая. Лопатки соплового аппарата 1-й ступени полые, охлаждаемые воздухом, а 2-й ступени — сплошные. Диск рабочего колеса 1-й ступени турбины выполнен заодно с валом и соединяется с диском 2-й ступени на шлицах, обеспечивающих точную центровку. Рабочие лопатки 1-й ступени турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором и поступающим через распределитель, соосный с валом турбины. Диск 2-й ступени охлаждается воздухом, проходящим через полый вал.

Форсажная камера. Внутренний корпус форсажной камеры защищен гофрированным жаропрочным экраном. Внешний корпус выполнен из жаростойкого материала. Два каскада топливных форсунок с кольцевыми стабилизаторами и один каскад форсунок с противоточным впрыском топлива.

Реактивное сопло — всережимное регулируемое, с 18 створками и 9 силовыми цилиндрами.

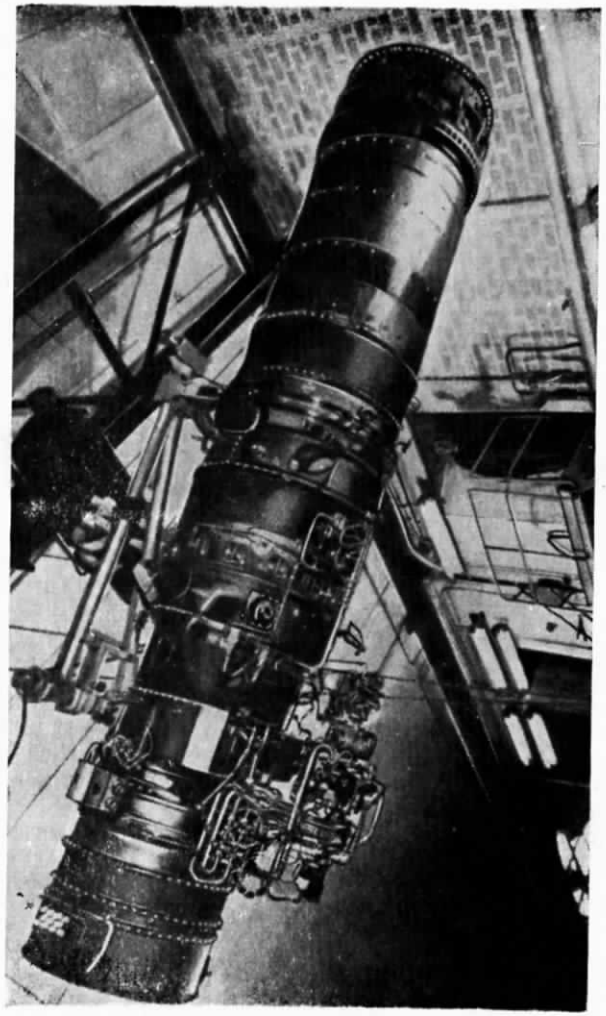
Топливная система — фирмы SNECMA со сдвоенным топливным насосом «Атар», подающим топливо под давлением 25 *кгс/см²*, и регулятором подачи топлива в основную камеру сгорания. Топливный центробежный насос Эр Экипман 76204, приводимый воздушной турбиной, и регулятор подачи топлива в форсажную камеру.

Система регулирования — гидромеханическая. Регуляторы числа оборотов двигателя и температуры газа в сопле объединены с регуляторами расхода топлива и положения створок реактивного сопла. Единый рычаг управления двигателем на всех режимах его работы.

Система смазки — циркуляционная для переднего подшипника компрессора. Задний подшипник компрессора и подшипник турбины смазываются маслом на выброс.

Система запуска — с газотурбинным стартером Микротурбо «Ноэль». Воспламенитель A.B.G.

[1] В ТРДФ «Атар» 9К 1 и 2-я ступени компрессора околозвуковые.



ТРДФ SNECMA «Супер Атар» M.53 при подготовке к стендовым испытаниям

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Бомбардировщик Дассо «Мираж» IV A.

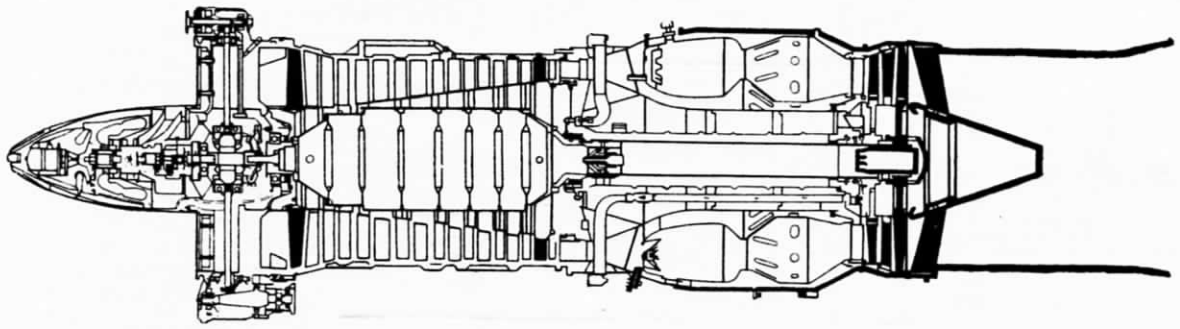
Таблица последних модификаций ТРДФ «Атар»

Данные	„Атар" 9К-50	„Супер Атар" M.53
Тяга, *кгс* [1]	5000	6000
Тяга с ф. к., *кгс* [1]	7200	9000 [2]
Число оборотов, *об/мин* [1]	8400	—
Удельный расход топлива, *кг/кгс тяги ч* [1]	0,98/1,99Ф	Снижен по сравнению с C_R в ТРДФ „Атар" 9К-50 на 10—15%
$G_в$, *кг/сек*	73	—
$\pi_к$	6,15—6,5	—
D, *мм*	786^{вх}	—
	1020^{г}	~1020^{г}
L, *мм*	5940^{г}	<5940
$G_{дв}$, *кгс*	1520^{у} ±2%	<1520
Установлен на самолете	Дассо „Мираж" F1 и опытные самолеты „Мираж" G4	Дассо „Мираж" G4, G8 и самолеты с $M_п \leqslant 3$
Состояние в производстве	Серийный	Опытный. Стендовые испытания начались зимой 1970 г.

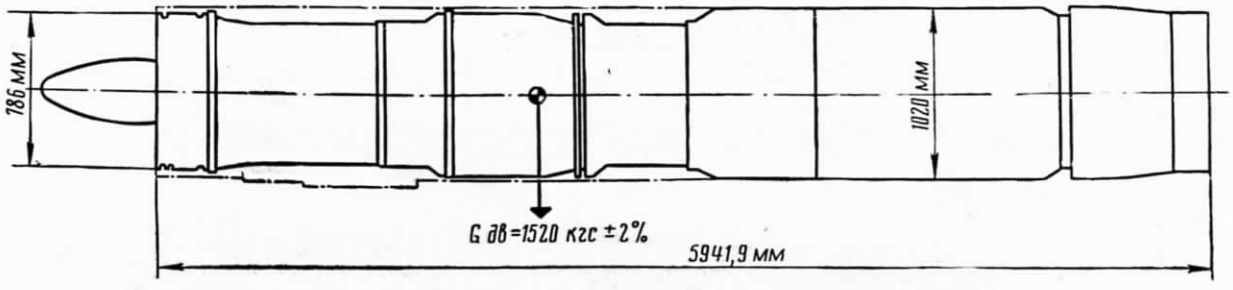
[1] На взлетном режиме.

[2] Возможно дальнейшее увеличение тяги.

№№ источников: 57, 129, 171, 195, 202, 264, 331, 399, 415, 102 доп., 113 доп.

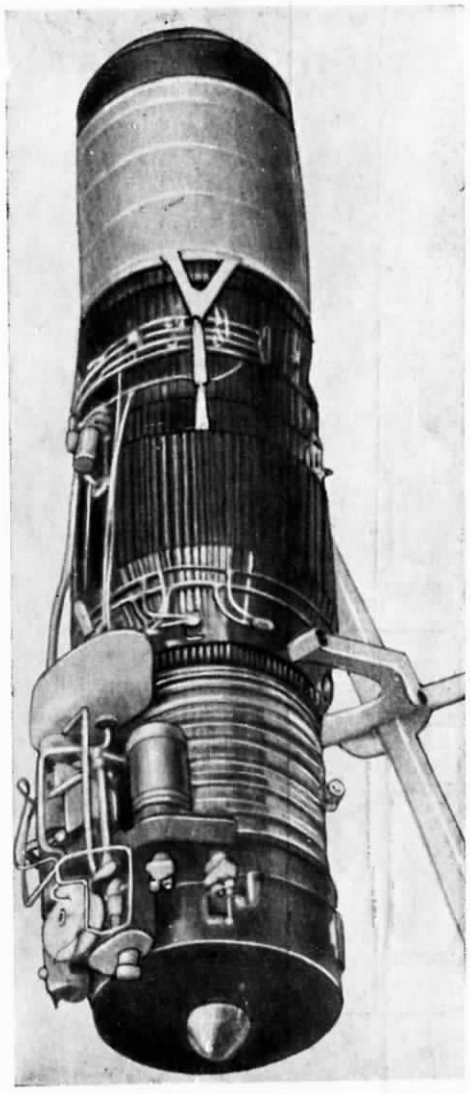


Конструктивный разрез ТРДФ «Атар» 9К-50 (черными толстыми линиями показаны детали, конструкция которых изменена по сравнению с ТРДФ «Атар» 9К-6: в турбине вместо кованых применяются литые лопатки, за рабочим колесом 2-й ступени установлен спрямляющий аппарат и корпус турбины выполнен как самостоятельный узел).



Габаритные размеры и вес ТРДФ «Атар» 9К-50

EGAO E-300A



Макет ТРДФ E-300A

$R_{взл}$ = 3300 *кгс* (при n = 10 300 *об/мин*)
$C_{R\,взл}$ = 0,98 *кг/кгс тяги ч*
$R^{ф}_{взл}$ = 4800 *кгс*
$C^{ф}_{R\,взл}$ = 2,15 *кг/кгс тяги ч*
$G_{в}$ = 53,5 *кг/сек*
$\pi_{к}$ = 6
D = 840 *мм*
$L_{г}$ = 4300 *мм*
$G_{дв}$ = 860 *кгс*
$^{ф}_{R}$ = 0,18 *кгс/кгс*

EGAO E-300A

Компрессор — 9-ступенчатый, осевой.

Камера сгорания — кольцевая.

Турбина — 2-ступенчатая, осевая.

Реактивное сопло — всережимное, регулируемое.

Система регулирования. Единый рычаг управления.

Топливная система. Центробежный насос пускового топлива. Шестеренный насос для подачи основного топлива в камеру сгорания; центробежный насос для подачи топлива в форсажную камеру.

Система запуска — с воздушным турбостартером.

Состояние в производстве. Проходил летные испытания. Работы над двигателем прекращены.

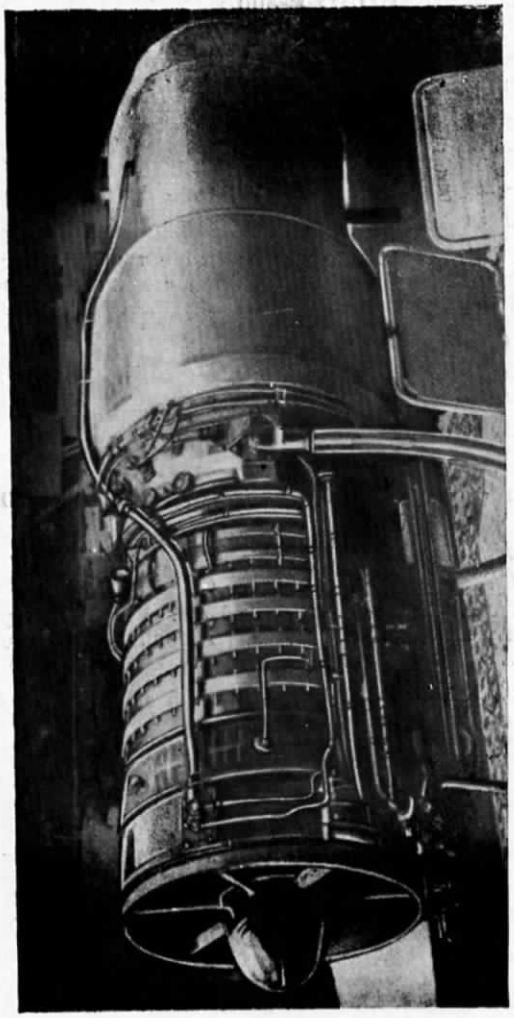
Применение. Предназначался для истребителя НА.300 (Египет).

Модификации:

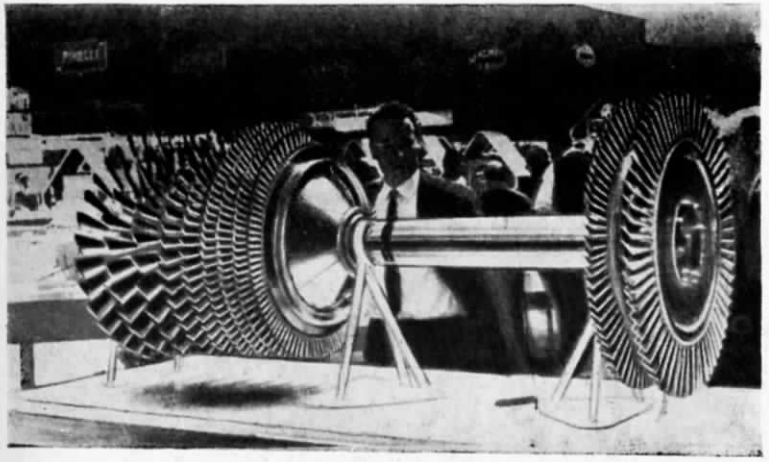
E-300C2 — ТРД без ф. к., C_{R} = 0,88 *кг/кгс тяги ч*, $G_{в}$ = 60 *кг/сек*, $D_{г}$ = = 840 *мм*, $L_{г}$ = 2500 *мм*.

E-300AF — двухконтурный вариант ТРД E-300C2. $R_{взл}$ = 4600 *кгс* (при n = 10 000 *об/мин*), $C_{R\,взл}$ = 0,65 *кг/кгс тяги ч*, $G_{в}$ = 133,5 *кг/сек*, m = 1,5, $D_{г}$ = = 1200 *мм*, $L_{г}$ = 3000 *мм*, $G_{дв}$ = 850 *кгс*. Газогенераторная часть такая же, как у исходного двигателя, но сзади добавлен одноступенчатый вентилятор.

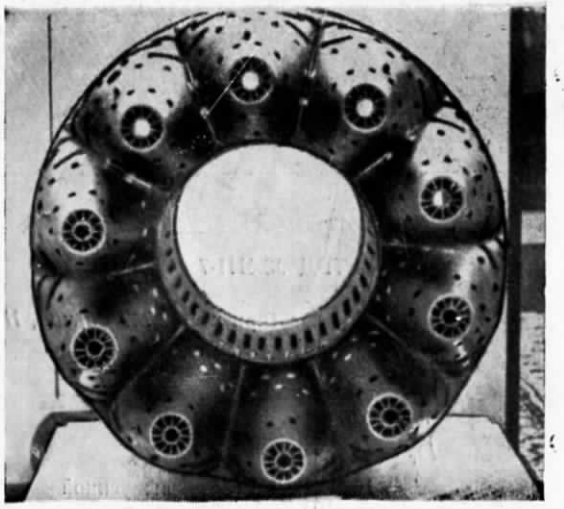
№№ источников: 116, 189, 331, 332.



ТРД EGAO E-300C

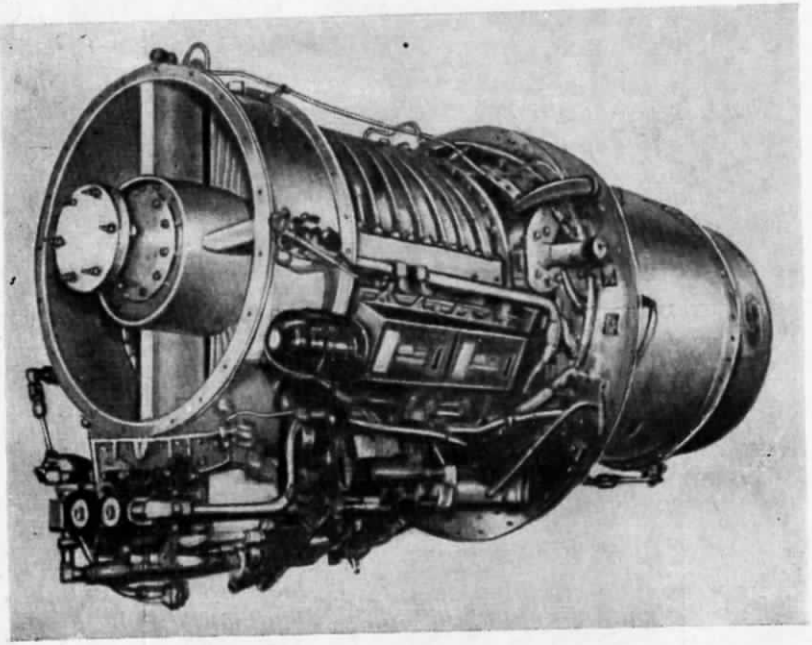


Ротор ТРД семейства Е-300



Вид на камеру сгорания ТРД семейства Е-300

ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА J3-IHI-7C



ТРД J3-IHI-7

$R_{взл}$ = 1400 *кгс* (при n = 12 740 *об/мин*, H = 0, V = 0)
$C_{R\,взл}$ = 1,05 *кг/кгс тяги ч*
$G_в$ = 25,4 *кг/сек*
$\pi_к$ = 4,5
$D_г$ = 627 *мм*
L = 1660 *мм* (без выпускной трубы)
$L_г$ = 1994 *мм*
$G^а_{дв}$ = 430 *кгс*
γ_R = 0,3 *кгс/кгс*

ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА J3-IHI-7C

Входное устройство — с кольцевым входом. Корпус из магниевого сплава с четырьмя радиальными стойками, несущими корпус коренного подшипника и стартер. Стальные лопатки ВНА — нерегулируемые. Противообледенительная система для предотвращения образования льда на стойках.

Компрессор — 8-ступенчатый, осевой. Корпус алюминиевый с продольным разъемом, имеет восемь рядов направляющих и один ряд спрямляющих лопаток из стали AISI 403. Направляющие лопатки припаиваются твердым припоем к обойме, установленной в Т-образных пазах, расположенных по окружности корпуса. Ротор состоит из дисков и проставочных колец, прикрепленных к валу болтами. Рабочие лопатки из стали AISI 403 крепятся к дискам замками типа «ласточкин хвост»[1]. К диску 1-й ступени приболчивается короткий вал, опирающийся на двухрядный упорный шариковый подшипник. Диск последней ступени прикрепляется болтами к полому ведущему валу, опирающемуся на роликовый подшипник.

Камера сгорания — кольцевая. Наружный кожух выполнен из стали AISI 321. Жаровая труба — из стали L605. В передней части камеры расположены 30 горелок испарительного типа. Впрыск топлива против потока первичного воздуха. Воспламенение топлива производится с помощью двух воспламенителей с мощным разрядом.

Турбина — одноступенчатая. Рабочие лопатки вставные, изготавливаются методом точной штамповки. Колесо турбины крепится к короткому валу, соединенному с валом привода компрессора, опирающимся на роликовый подшипник. Сопловой аппарат с воздушным охлаждением.

Реактивное сопло — нерегулируемое, с четырьмя радиальными стойками, несущими внутренний конус.

Система регулирования — механическая. Автоматы запуска и приемистости. Единый рычаг управления.

Топливная система. Топливный насос Тейдзин Сейке NJE (давление 30 *кгс/см²*) с всережимным регулятором числа оборотов. Регулятор расхода топлива Вудворд 406670. Топливо MIL-J-5624 (JP-4).

Система запуска — с электростартером-генератором Шинко-Денки, расположенным в переднем обтекателе. Система зажигания Екокава (Бендикс-Сцинтилла).

Система смазки — циркуляционная с принудительной подачей масла к коренным подшипникам и коробке передач. Центробежный нагнетающий и откачивающий насосы. Давление 5 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Самолет ПЛО Кавасаки P-2J и тренировочный JASDF Фудзи T-1B.

Модификации:

ТРД J3-IHI-3. $R_{взл}$ = 1200 *кгс*, $C_{R\,взл}$ = 1,05 *кг/кгс тяги ч*, $G_в$ = 22 *кг/сек*, $\pi_к$ = = 4,2. Подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1967 г. ЦИАМ.

ТРД J3-IHI-8. $R_{взл}$ = 1550 *кгс* при n = 13 000 *об/мин*. Конструктивно не отличается от ТРД J3-IHI-7C. Прошел три 150-часовых ресурсных испытания.

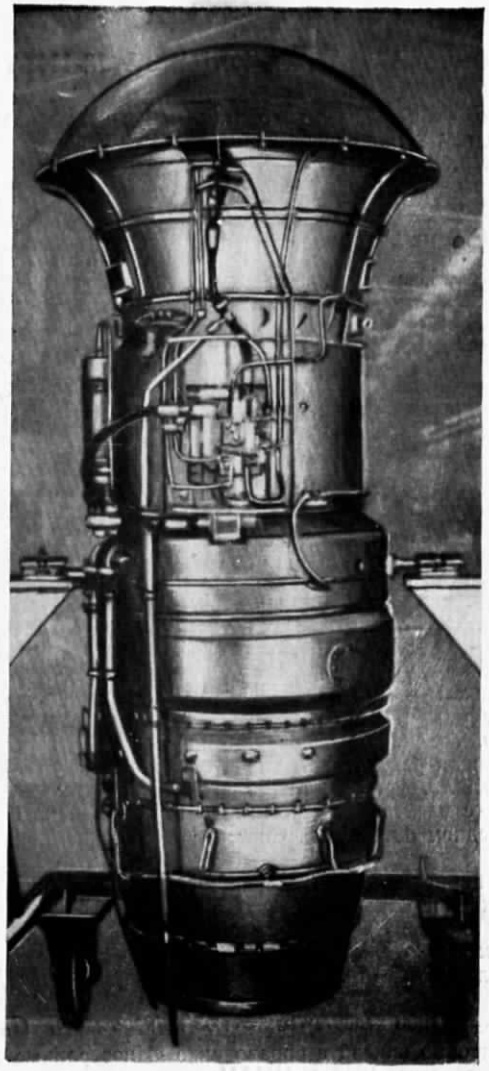
ТРД J3-IHI-9. $R_{взл}$ = 1500 *кгс*.

Двухконтурный вариант двигателя J3-IHI-7C — с задним расположением вентилятора. В отличие от ТРД J3-IHI-7C имеет более короткую камеру сгорания, форсажную камеру, измененные лопатки турбины и отбор воздуха для УПС. Находится в стадии исследования.

№№ источников: 331, 332, 350, 399, 102 доп.

[1] **Для двигателя J3-IHI-7.**

ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА JR.100



$R_{макс}$ = 1520 *кгс* (без отбора воздуха, при $V=0$, $n=13\,500$ *об/мин*)

$R_{макс}$ = 1430 *кгс* (с отбором воздуха 1,5 *кг/сек*, при $V=0$, $n=13\,500$ *об/мин*)

$C_{R\,макс}$ = 1,13 *кг/кгс тяги ч*
$G_в$ = 27,5 *кг/сек*
$\pi_к$ = 3,9
$T_г$ = 1123° K
D = 600—655 *мм*
$h^г$ = 975—1100 *мм*
$G_{дв}$ = 170 *кгс*
γ_R = 0,112 *кгс/кгс*

ИСИКАВАДЗИМА ХАРИМА JR.100

Подъемный ТРД

Входное устройство. Корпус неразъемный из листов алюминиевого сплава. Нерегулируемые лопатки ВНА несут корпус переднего основного подшипника.

Компрессор — 6-ступенчатый, осевой. Ротор дискового типа. Направляющие и рабочие лопатки, а также диски ротора стальные. Верхняя часть ротора компрессора опирается на шариковый подшипник. Корпус из алюминиевого сплава. Два клапана отбора воздуха для системы управления самолетом.

Камера сгорания — кольцевая с неразъемным стальным корпусом. 16 двухканальных топливных форсунок.

Турбина — одноступенчатая. Диск турбины выполнен заодно с валом, опирающимся на роликовый подшипник. Корпус стальной, неразъемный с полыми лопатками соплового аппарата.

Сопло — нерегулируемое.

Система регулирования — гидромеханическая. Единый рычаг управления.

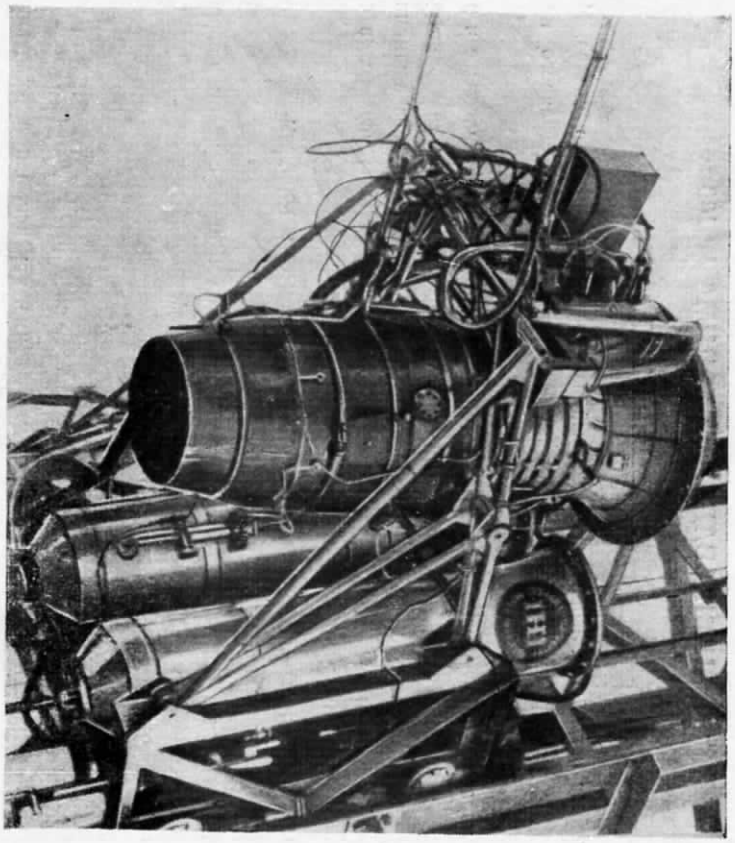
Топливная система — фирмы Исикавадзима Харима. Топливный насос, подающий топливо под давлением 40 *кгс/см²*, и регулятор предельного числа оборотов установлены в носовом обтекателе. Регулятор расхода топлива с дроссельным клапаном и регулятор приемистости смонтированы на корпусе компрессора. Топливо MIL-J-5624 (JP-4).

Система смазки — на выброс. Дозирующие насосы. Давление 4 *кгс/см²*.

Система запуска. Запуск с помощью воздушной струи, направленной на рабочие лопатки турбины. Система зажигания с мощным разрядом. Два воспламенителя.

Состояние в производстве — опытный.

Применение. Летающая лаборатория NAL (JR.100F) и испытательный стенд (JR.100H). Предназначен для японских СВ/УВП.



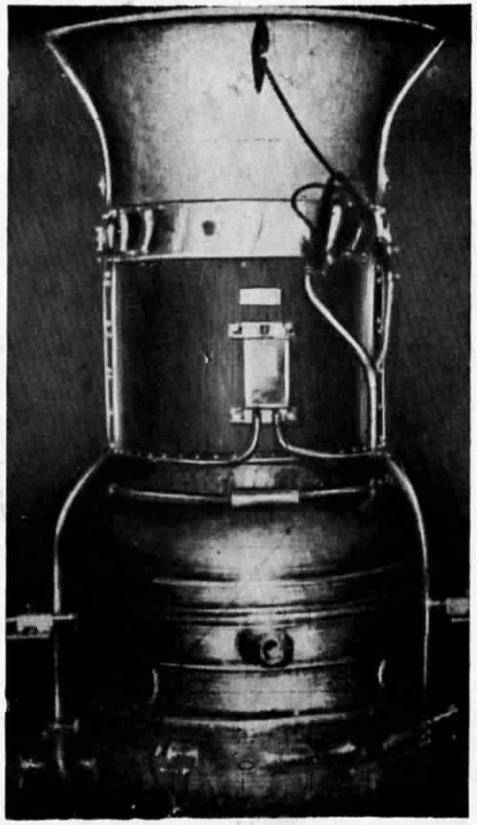
Подъемный ТРД JR.100H во время испытаний

Модификации подъемного ТРД JR.100

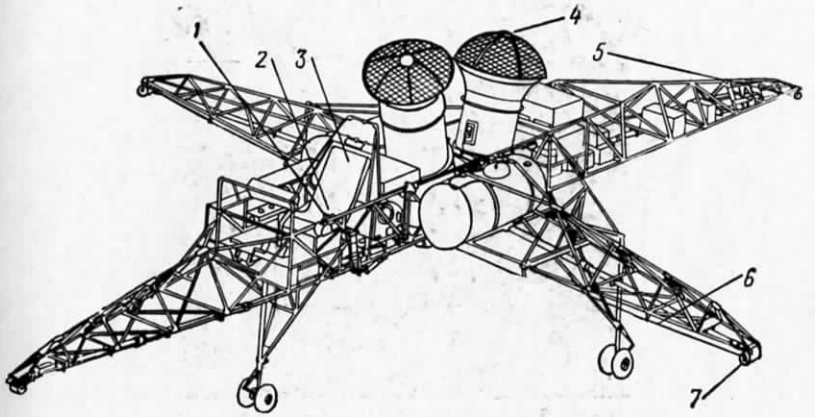
Данные	Модификации					
	JR.100F	JR.100H	JR.120	JR.200	JR.220	JR.300
Тяга, *кгс*[1]	1350—1430	1520—1530	1770	2080[м] 1820[2]	—	—
Число оборотов, *об/мин*[1]	—	—	—	12 450	—	—
Удельный расход топлива, *кг/кгс тяги ч*[1] . .	1,15	1,13	—	1,13[м] 1,17[2]	—	—
Расход воздуха, *кг/сек*	—	—	33	37,2	—	—
Степень повышения давления	—	—	—	4	—	—
Вес, *кгс*	150	155	104	127	—	—
Удельный вес, *кгс/кгс*[1]	0,107—0,11	~0,10	0,06	0,07—0,061	0,05[3]	0,04—0,03
Отличия от исходной модификации	—	—	Уменьшен вес вследствие применения алюминиевого сплава в компрессоре и титанового сплава в турбине	Увеличен расход воздуха и укорочена камера сгорания. 5-ступенчатый компрессор $T_г$=1123° К	Увеличены $\pi_к$ и $T_г$. Дальнейшее развитие ТРД JR.200	—
Состояние в производстве	Проходит летные испытания на летающей лаборатории	Экспериментальный	Проект	Опытный	Предполагалось построить опытный образец в 1970 г.	В 1970 г. намеч. постр. 1-й опытный образец

[1] На взлетном режиме. [2] С отбором воздуха 3 *кг/сек*. [3] Предположительно.

№№ *источников*: 62, 164, 165, 180, 331, 332, 350, 399, 102 доп.



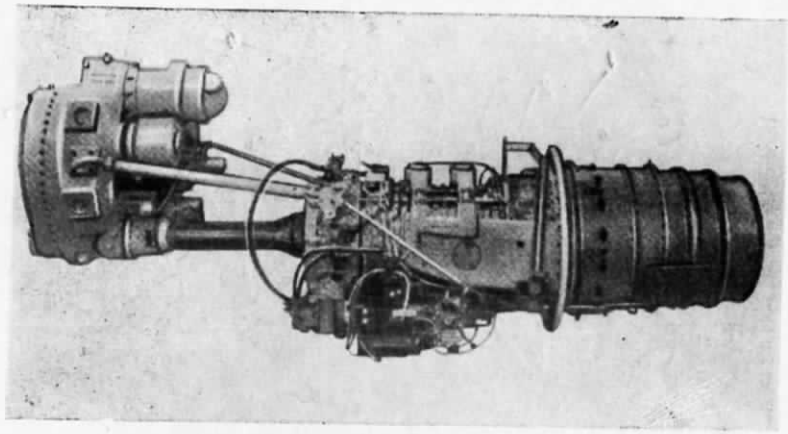
Подъемный ТРД JR.200



Подъемные ТРД JR.100F на летающей лаборатории.

1—ручка управления дросселем; *2*—рычаг регулирования высоты полета; *3*—место летчика; *4*—ТРД JR.100F; *5*—реактивные воздушные сопла для управления по тангажу; *6*—система управления полетом; *7*—реактивные воздушные сопла для управления по крену

АЛЛИСОН T56-A-18



взлетный режим при $n=13\,820$ *об/мин*, $H=0$, $V=0$:

$N_э=5325$ *л. с.*
$N_в=5000$ *л. с.*
$G_в=14{,}5$ *кг/сек*
$\pi_к=9{,}7$
$T_г=1450°$ K

номинальный режим при $n=13\,820$ *об/мин*, $H=0$, $V=0$:

$N_э=4720$ *л. с.*
$N_в=4412$ *л. с.*
$C_{e\,кр}=236$ *г/э. л. с. ч*
$b=737$ *мм*
$h=1153$ *мм*
$L=2860$ *мм*
$G_{дв}=705$ *кгс*
$\gamma_{дв}=0{,}133$ *кгс/л. с.*

АЛЛИСОН T56-A-18

Одновальный ТВД военного назначения

Входное устройство — с кольцевым входным каналом. Корпус стальной, неразъемный. Нерегулируемый ВНА. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха.

Компрессор — осевой, 14-ступенчатый. Корпус стальной, состоит из четырех частей. Ротор барабанно-дискового типа с передним коротким валом, соединенным с валом выносного редуктора воздушного винта и с задним валом, соединенным с валом турбины. Клапаны перепуска воздуха, работающие при запуске.

Камера сгорания — кольцевая, укороченная. 16 топливных форсунок. Корпус стальной, разъемный.

Турбина — осевая, 4-ступенчатая. Лопатки сопловых аппаратов первых двух ступеней полые и охлаждаются воздухом, а остальных ступеней — сплошные. Ротор дискового типа с охлаждаемыми рабочими лопатками первых двух ступеней (в ТВД T56-A-15 охлаждается только 1-я ступень) и сплошными рабочими лопатками остальных двух ступеней. Корпус турбины разъемный.

Сопло — нерегулируемое. Шесть радиальных стоек несут задний конус.

Редуктор и привод воздушного винта. Редуктор выносной. Ось смещена вверх относительно оси двигателя. $i=0{,}074$. Редуктор крепится к корпусу входного устройства компрессора. Имеются измеритель крутящего момента, аварийный разъединитель и тормоз воздушного винта. Трехлопастный воздушный винт Аллисон с изменяемым шагом и реверсированием. Число оборотов вала винта — 1020 *об/мин*.

Система регулирования — электромеханическая. Объединенная система регулирования подачи топлива и шага винта с ограничителем температуры газа перед турбиной. Регулятор числа оборотов Эрисерч. Двигатель работает при постоянном числе оборотов.

Топливная система. Один сдвоенный топливный насос Песко 024879-100-01. Давление топлива 42 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Бендикс CP-C1. Подкачивающий насос.

Система смазки — циркуляционная. Давление 4,2 *кгс/см²*. Масляный фильтр и топливо-масляный теплообменник.

Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-100-203. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла TCN-24 с мощным разрядом. Две запальные свечи.

Состояние в производстве. Опытный.

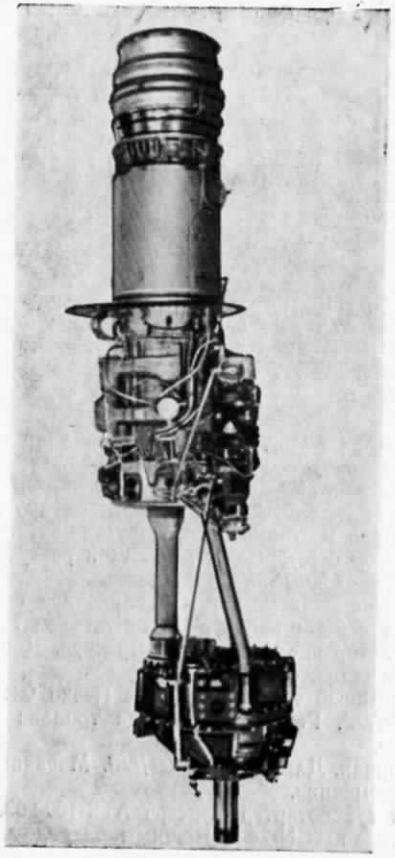
Применение. Предназначен для военных самолетов большого радиуса действия.

Модификация:

ТВД T56-A-16. Взлетный режим: $N_в=4910$ *л. с.*, $C_e=226$ *г/л. с. ч*, $\pi_к=9{,}65$; $b=686$ *мм*, $h=991$ *мм*, $G_{дв}=827$ *кгс*.

№№ источников: 202, 399.

АЛЛИСОН 501-D22



взлетный режим при $n=13\,820$ *об/мин* и
$n_в=1020$ *об/мин*

$N_э=4050$ *л. с.*
$N_в=3755$ *л. с.*
$C_e=240$ *г/л. с. ч*
$G_в=15$ *кг/сек*
$\pi_к=9{,}25$
$T_г=1244°$ К
$T_т=1073°$ К

максимальный продолжительный режим при $n=13\,820$ *об/мин*

$N_э=3730$ *л. с.*
$N_в=3443$ *л. с.*
$b=686$ *мм*
$h=1067$ *мм*
$L=3710$ *мм*
$G_{дв}=832$ *кгс*
$\gamma_{дв}=0{,}206$ *кгс/л. с.*

АЛЛИСОН 501-D22

Одновальный ТВД гражданского назначения

Входное устройство — с кольцевым входным каналом. Корпус неразъемный с восемью радиальными стойками, несущими передний основной подшипник. Нерегулируемый ВНА. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха.

Компрессор — осевой, 14-ступенчатый. Корпус стальной состоит из четырех частей. Лопатки НА выполнены из специального сплава. Ротор барабанно-дискового типа со стальными лопатками опирается спереди на роликовый и сзади на упорный шариковый подшипники. Клапаны перепуска воздуха, работающие при запуске.

Камера сгорания — трубчато-кольцевая. Корпус неразъемный. Шесть жаровых труб с двухканальными топливными форсунками.

Турбина — осевая, 4-ступенчатая. Корпус стальной, разъемный. Лопатки сопловых аппаратов и рабочие лопатки сплошные.

Сопло — нерегулируемое. Шесть радиальных стоек несут задний конус.

Привод воздушного винта. Редуктор выносной. Ось смещена вниз относительно оси двигателя. $i=0{,}074$. Редуктор крепится к корпусу входного устройства компрессора. Имеются: измеритель крутящего момента, аварийный разъединитель и тормоз воздушного винта.

Система регулирования — электромеханическая. Объединенная система регулирования подачи топлива и шага винта с ограничителем температуры газа перед турбиной. Двигатель работает при постоянном числе оборотов.

Топливная система. Один сдвоенный топливный насос Песко 022489-050 и подкачивающий насос. Давление 42 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Бендикс AP-B3. Топливо ASTM A-1 или MIL-J-5624.

Система смазки — циркуляционная. Давление 4,2 *кгс/см²*. Масляный фильтр низкого давления. Масло MIL-L-7808.

Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-100. Система зажигания Бендикс-Сцинтилла TCN-24 с мощным разрядом. Две запальные свечи.

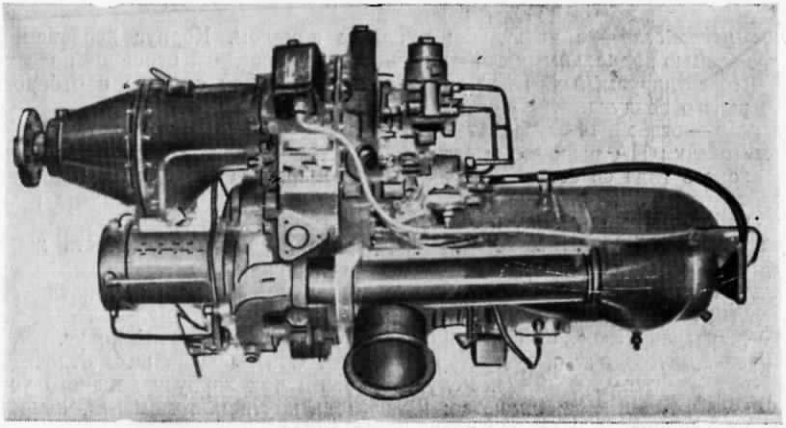
Применение. Грузовой самолет Локхид «Геркулес» L-382 (Локхид 100).

Модификации:

ТВД 501-D22A. Взлетный режим: $N_э=4680$ *л. с.*, $C_e=227$ *г/э. л. с. ч*, $n=13\,820$ *об/мин*. Максимальный продолжительный режим: $N_э=4364$ *л. с.*, $C_e=232$ *г/э. л. с. ч*, $n=13\,820$ *об/мин*, $b=686$ *мм*, $h=991$ *мм*, $L=3708$ *мм*, $G_{дв}=825$ *кгс*. Грузовой самолет Локхид 100-10.

№№ источников: 332, 399, 102 доп.

АЛЛИСОН 250-В14



$N_в = 370$ *л. с.*
$n_{с.т} = 35\,000$ *об/мин*
} взлетный режим при $V = 0$

$N_в = 326$ *л. с.*
$C_e = 308$ *г/л. с. ч*
$n_{с.т} = 35\,000$ *об/мин*
} номинальный режим при $V = 0$

$G_в = 1{,}6$ *кг/сек* при $n_{т.к} = 52\,400$ *об/мин*

$\pi_к = 7{,}2$

$T_{г.макс} = 1269°$ K

$b = 483$ *мм*

$h = 572$ *мм*

$L = 1112$ *мм*

$G_{дв} = 72 \div 76$ *кгс*

$\gamma_{дв} = 0{,}20$ *кгс/л. с.*

АЛЛИСОН 250-В14

Входное устройство — с осевым входным каналом. Корпус стальной неразъемный. Противообледенительная система с обогревом горячим воздухом.

Компрессор — осецентробежный: шесть осевых и одна центробежная ступени. Корпус осевого компрессора стальной с продольным разъемом. Колеса осевых ступеней стальные; диски отлиты заодно с лопатками. Центробежная крыльчатка скреплена с осевыми ступенями сквозным стяжным болтом. Ротор компрессора опирается на шариковые подшипники и приводится внутренним ведущим валом от турбины в. д.

Камера сгорания — выносная, трубчатая, противоточная, соединена с компрессором двумя внешними воздухопроводами. Одна 2-ступенчатая топливная форсунка.

Турбина. 2-ступенчатая турбина компрессора. Корпус стальной, с полыми сопловыми лопатками. Диски 1-й и 2-й ступеней турбины, выполненные заодно с лопатками, установлены на внутреннем ведущем валу.

2-ступенчатая силовая турбина. Диски обеих ступеней турбины, выполненные заодно с бандажированными лопатками, прикреплены к внешнему соосному ведущему валу, на котором укреплена ведущая шестерня редуктора.

Сопло — нерегулируемое с двумя выпускными патрубками, направленными вниз под углом 40°.

Привод воздушного винта. Редуктор воздушного винта ($i = 0{,}338$) крепится болтами к передней части основного редуктора со смещенной осью ($i = 0{,}171$). Число оборотов вала воздушного винта 2050 *об/мин*. В случае применения варианта основного редуктора с $i = 0{,}201$ число оборотов вала винта 2370 *об/мин*.

Система регулирования — пневмомеханическая. Регулятор числа оборотов турбины компрессора. Регулятор приемистости. Регулятор силовой турбины. Измеритель крутящего момента. Постоянное число оборотов выводного вала.

Топливная система. Топливный насос Песко 024918-100 (вместе с фильтром). Давление 42 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Бендикс Продактс DP-D3. Топливо ASTM A-1 или MIL-J-5624.

Система смазки — циркуляционная. Насос подает масло под давлением 3,4 *кгс/см²*. Пять откачивающих ступеней. Масло MIL-L-7808.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TCN-1118 с мощным разрядом. Одна запальная свеча.

Система запуска. Электрический стартер-генератор.

Состояние в производстве. Подготовлен к серийному производству.

Применение. Предназначен для небольших самолетов.

Модификации ТВД Аллисон 250

	ТВД 250-B15	ТВД 250-B15G	ТВД 250-B17	ГТД T63-A-700	ГТД 250-C14	ГТД 250-C18	ГТД 250-C19	ГТД 250-C19A	ГТД 250-C20	ГТД[1] 250-E3
Взлетный режим										
Число оборотов, *об/мин*	35 000 с.т / 51 600 т.к	—	33 150 с.т	—	35 000 с.т / 6000 в.в	35 000 с.т / 6000 в.в	—	—	33 150 с.т / 6000 в.в	—
Мощность на валу, *л. с.*	317	330*	400—418*	317*	370	317	317	317*	400	~283
Эквив. мощность, *л. с.*	330	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Уд. расход топлива, *г/л. с. ч*	313 / 304э	313*	285—272*	313*	307	—	315	313*	285	~255
Номинальный режим										
Число оборотов, *об/мин*	—	—	—	—	—	35 000 с.т. / 6000 в.в	—	—	—	—
Мощность на валу, *л. с.*	270	—	346	270	—	270	—	270	346	—
Эквив. мощность, *л. с.*	—	281	362	—	—	—	—	—	—	—
Уд. расход топлива, *г/л. с. ч*	317	317э	290 / 276э	317	—	317	—	317	290	—
Макс. продолж. режим										
Число оборотов, *об/мин*	—	—	—	—	6000 в.в	—	—	—	—	—
Мощность на валу, *л. с.*	270	—	—	—	326	270	—	—	—	—
Эквив. мощность, *л. с.*	281	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Уд. расход топлива, *г/л. с. ч*	320 / 307э	—	—	—	310	320	—	—	—	—
Крейсерский режим										
Число оборотов, *об/мин*	—	—	—	—	6000 в.в	—	—	—	—	—
Мощность на валу, *л. с.*	243 / 203**	—	—	—	293 / 244**	—	—	—	—	—

Продолжение

	ТВД 250-B15	ТВД 250-B15G	ТВД 250-B17	ГТД T63-A-700	ГТД 250-C14	ГТД 250-C18	ГТД 250-C19	ГТД 250-C19A	ГТД 250-C20	ГТД[1] 250-E3
Эквив. мощность, *л. с.*	253 / 212**	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Уд. расход топлива, *г/л. с. ч*	321э / 337э**	—	—	—	314 / 327**	—	—	—	—	—
$G_в$, *кг/сек*	1,4	1,4	1,54	1,4	1,6	1,4	—	1,4	1,54	—
$\pi_к$	6,2	6,2	7	—	—	6,2	—	6,2	7	—
$T_т$, °К ($T_г$, °К)	1023	1022	1033	—	(1269)	(1269)	—	1022	1033	—
Ширина, *мм*	482	482	482	482		482		482	482	
Высота, *мм*	584	584	584	584	—	584	—	584	584	—
Длина, *мм*	1143	1143	1143	1041	—	1041	—	1041	1041	—
Вес, *кгс*	70 — 74	80	81	62	64,8	63,5[2]	—	65	70[3]	—
Состояние в производстве	Серийный	—	Подготовл. к серийн. произв.	В эксплуатации	—	Серийный	—	—	Получено удостов. о годности к эксплуат.	Опытный
Применение	На самолете Хелио Н-634Т „Туин Стальон"	Самолет Цессна 0-2Т	Для небольших одно- и двухдвигательных самолетов	—	Хьюз 500, Белл „Джет Рейнджер", Ферчайлд-Хиллер FH-1100	Белл 206 А „Джет Рейнджер"	Филькер Ризерч „Бета" 300	—	Транспортный вертолет Агуста А.1090	Для вертолета Хьюз YOH-6A

* Максимальный режим; ** 90%/75%.

[1] С теплообменником.

[2] Для С18 (компрессор — 10,4 *кгс*; коробка привода агрегатов и редуктор — 19 *кгс*; турбина — 19,5 *кгс*; отсек камеры сгорания — 4 *кгс*; топливный насос и агрегаты управления — 8 *кгс* и прочее — 1,8 *кгс*).

[3] Компрессор — 11,8 *кгс*; коробка привода агрегатов и редуктор — 19 *кгс;* турбина — 25 *кгс;* отсек камеры сгорания — 4 *кгс*; топливный насос и агрегаты управления — 8 *кгс* и прочее — 2,2 *кгс*.

№№ источников: 69, 110, 202, 399, 102 доп.

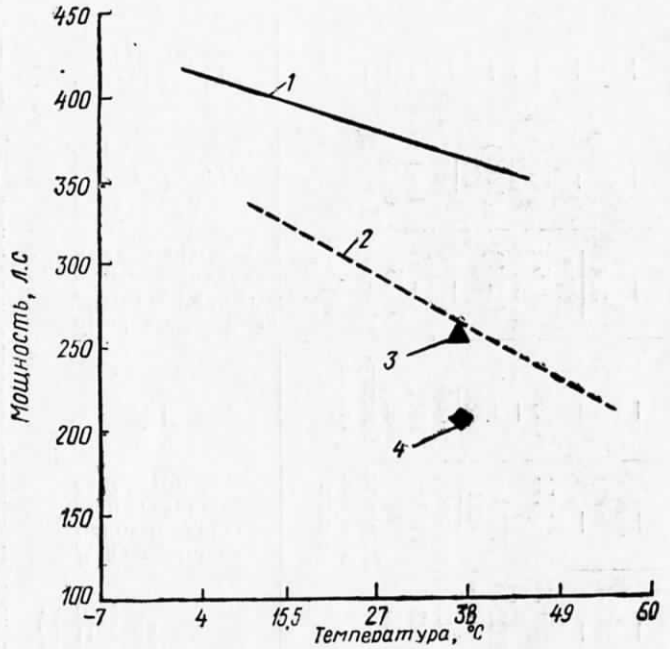


График изменения мощности ГТД 250-С20 и -С18 по температуре наружного воздуха.

1—мощность С20 при $H=0$; *2*—мощность С18 при $H=0$; *3*—мощность С20 при $H=1{,}8$ *км* и $t_н=37°$ С; *4*—мощность С18 при $H=1{,}8$ *км* и $t_н=37°$ С

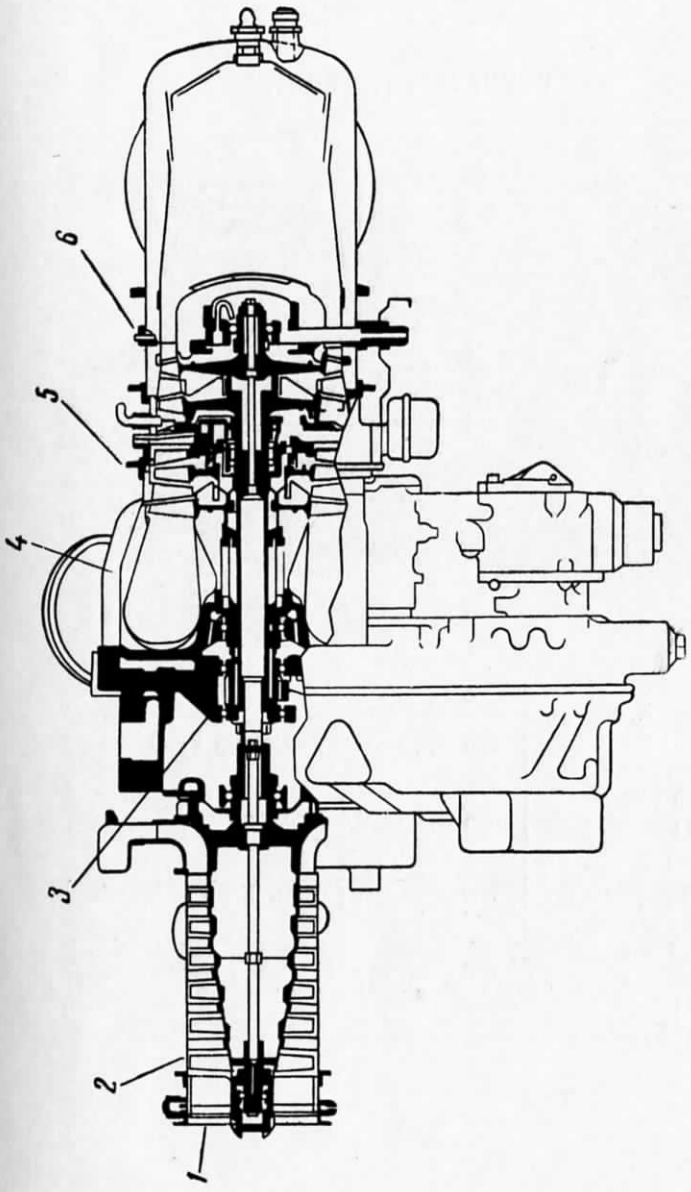
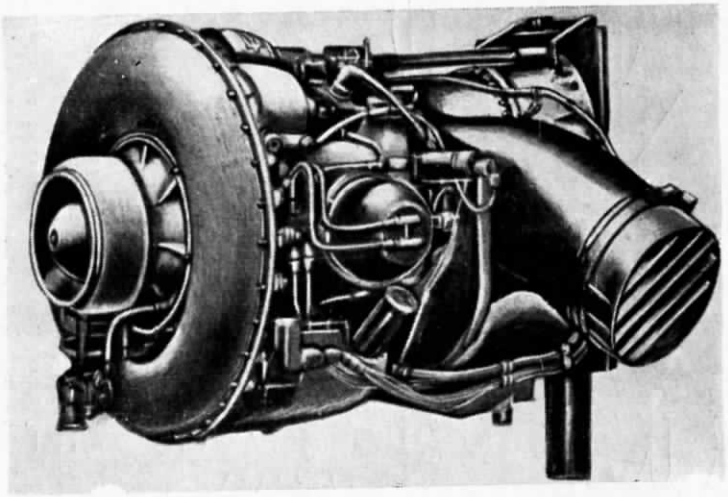


Схема изменений в ГТД 250-С20 по сравнению с ГТД 250-С18.

1—увеличена площадь входного устройства; *2*—усовершенствованы лопатки 1-й ступени осевого компрессора; *3*—модифицирована шестерня отбора мощности; *4*—новый выпускной трубопровод; *5*—силовая турбина большего диаметра; *6*—изменена турбина компрессора

БОИНГ 550-1 (Т50-ВО-12)



$N_в^б = 365$ *л. с.*
$C_e = 360$ *г/л. с. ч.*
$T_т = 836°К$
} при $n_{с.т} = 32\,000$ *об/мин* и $V = 0$

$G_в = 2{,}0$ *кг/сек*
$\pi_к = 6{,}1$
} при $n_{т.к} = 39\,600$ *об/мин*

$N_в = 340$ *л. с.*
$n_{с.т} = 31\,600$ *об/мин*
$C_e = 372$ *г/л. с. ч*
} номинальный режим, $V = 0$

$D_г = 572$ *мм*
$L = 952$ *мм* (без выпускной трубы)
$G_{дв} = 113$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}31$ *кгс/л. с.*

БОИНГ 550-1 (Т50-ВО-12)

Вертолетный ГТД со свободной силовой турбиной

Входное устройство — с кольцевым входом.

Компрессор — осецентробежный: одна ступень осевая и одна центробежная Корпус состоит из двух частей, выполненных из алюминиевого сплава. 25 направляющих лопаток осевой ступени. Рабочее колесо осевой ступени с 26 лопатками из никелевого сплава и односторонняя крыльчатка с 28 радиальными направляющими лопатками, изготовленная из алюминиевого сплава, установлены на шлицах вала ротора двигателя, опирающегося на подшипники скольжения и упорный подшипник.

Камера сгорания. Две противоточные камеры сгорания, расположенные по обеим сторонам двигателя. Двухканальная форсунка Делэвэн в каждой камере. Корпусы и жаровые трубы из никелевого сплава.

Турбина. Одноступенчатая турбина компрессора. Корпус стальной с 35 сплошными лопатками соплового аппарата из никелевого сплава. Диск турбины с 56 рабочими лопатками приварен к валу привода компрессора.

Одноступенчатая силовая турбина. 27 лопаток соплового аппарата из никелевого сплава. Рабочее колесо турбины с 46 лопатками установлено на ведущем валу на шлицах и прикреплено к нему болтами. Рабочие лопатки обеих турбин имеют елочные замки и изготовлены из никелевого сплава. Ротор силовой турбины опирается на подшипники скольжения и упорные подшипники и соединен с редуктором в задней части двигателя.

Выпускное устройство — нерегулируемое с раздвоенным выходом.

Система отбора мощности. $i = 0{,}188$. Число оборотов выводного вала 6000 *об/мин.*

Система регулирования — пневматическая. Регулятор числа оборотов силовой турбины. Двигатель работает при постоянном числе оборотов.

Топливная система. Топливный насос Виккерс 4V317L005. Давление 60 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Бендикс Продактс DP-4A с ограничителем приемистости и отсечным клапаном. Топливо JP-4 или JP-5.

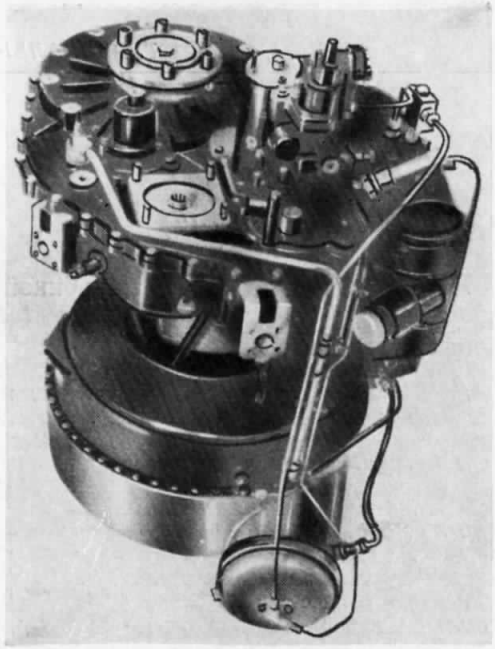
Система смазки — циркуляционная. Два насоса подают масло под давлением 3,5 *кгс/см²*. Масляный отстойник выполнен заодно с масляным баком. Воздушно-масляный теплообменник. Масло MIL-L-7808. Расход масла 136 *г/ч.*

Система запуска. Запуск сжатым воздухом, подаваемым на турбину, или электрическим стартером. Блок зажигания GLA 41997. Две запальные свечи.

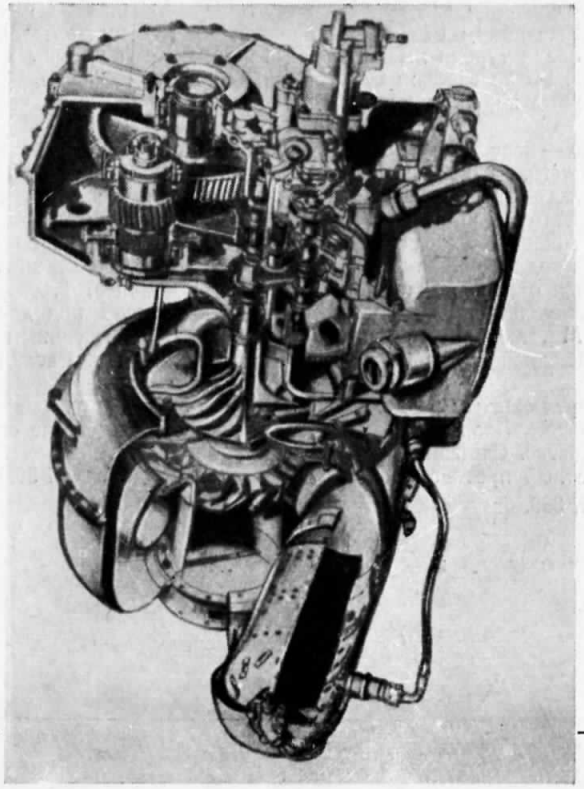
Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Беспилотный противолодочный вертолет Жиродайн QH-50D.

№№ источников: 331, 399.



Макет двигателя



$N_в = 240$ *л. с.* взлетный 5-минутный режим при $n_в = 2929$ *об/мин*
$C_e = 376$ *г/л. с. ч*
$N_в = 220$ *л. с.* максимальный продолжительный режим при $n_в = 2929$ *об/мин*
$C_e = 381$ *г/л. с. ч*
$T_г = 1185°$ K
$T_т = 903°$ K
$G_в = 1,27$ *кг/сек*
$\pi_к = 4,3$

$b = 710$ *мм*
$h = 560$ *мм*
$L = 635—912$ *мм*
$G^a_{дв} = 80,7$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0,335$ *кгс/л. с.*

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ TSE 36-1

Разработан на основе ВСУ Эрисерч GTCP 36

Входное устройство. Радиально-кольцевой вход. Расположено между редуктором и компрессором.

Компрессор — одноступенчатый, центробежный, с односторонней крыльчаткой, выполненной заодно с 17 лопатками из титана. Ротор двигателя опирается на два подшипника: передний шариковый и задний роликовый. Корпус компрессора из нержавеющей стали.

Камера сгорания — однотрубчатая, противоточная. Наружный корпус из нержавеющей стали.

Турбина — одноступенчатая, центростремительная. Диски, выполненные заодно с рабочими лопатками, и лопатки СА изготовлены из сплава инконель 713С.

Редуктор — 2-ступенчатый: 1-я ступень с цилиндрическими шестернями, 2-я ступень с косозубыми шестернями. Приводится через упругий валик от вала компрессора.

Система регулирования — гидромеханическая. Ограничитель числа оборотов.

Топливная система. Топливо JP-4. Насос — шестеренный.

Система смазки. Нагнетающий и откачивающий насосы с шестернями внутреннего зацепления. Давление масла 7 *кгс/см²*.

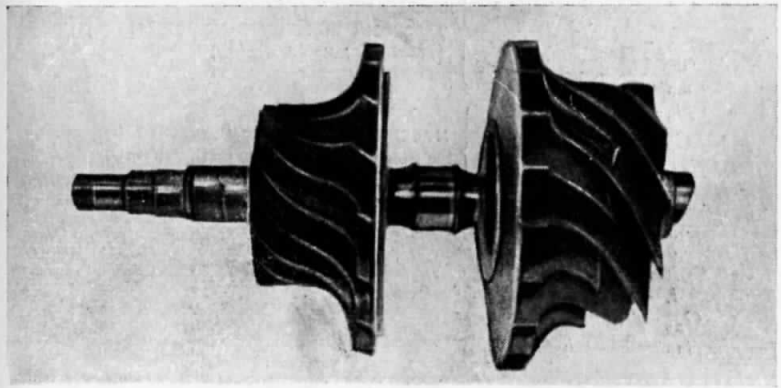
Система запуска — с электростартером-генератором.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Вертолет Энстром Т-28 и вертолет Вертикрафт VC1, с реактивным приводом несущего винта. На последнем вертолете двигатель приводит компрессор, подающий сжатый воздух в горелки на концах лопастей несущего винта.

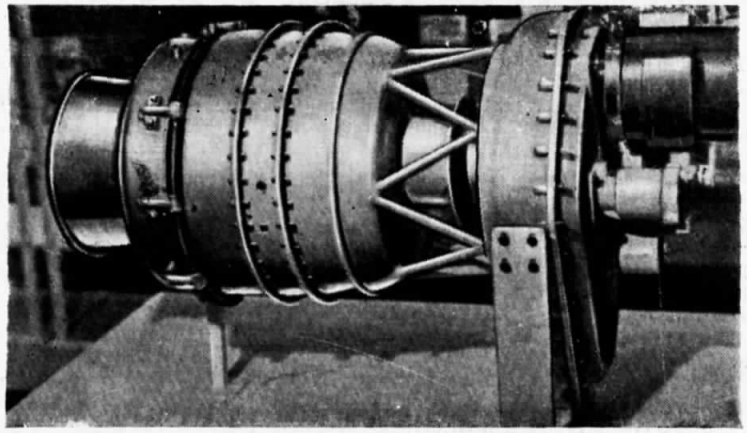
Ресурс. Первоначальный — 1500 *ч*, а после трех лет эксплуатации — 3000 *ч*.

№№ источников: 154, 190, 202, 257, 273, 290, 331, 363, 102 доп.



Ротор ГТД TSE 36-1

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ TSE 231-P2400



Внешний вид макета ГТД TSE 231-P2400

$N_в = 474$ *л. с.*
$C_e = 274$ *г/л. с. ч*
$n_{т.к} = 52\,224$ *об/мин*
$n_{в.в} = 6000$ *об/мин*
} взлетный 30-минутный режим ($H=0$, $V=0$, $t=15°$ С)

$N_в = 345$ *л. с.*
$C_e = 287$ *г/л. с. ч*
$n_{т.к} = 52\,011$ *об/мин*
$n_{в.в} = 6000$ *об/мин*
} взлетный 30-минутный режим ($H=1{,}5$ *км*, $t=32°$ С)

$N_в = 403$ *л. с.*
$C_e = 280$ *г/л. с. ч*
$n_{т.к} = 50\,503$ *об/мин*
$n_{в.в} = 6000$ *об/мин*
} максимальный продолжительный режим ($H=0$, $V=0$, $t=15°$ С)

$\pi_к = 8{,}9$
$b = 528$ *мм*
$h = 582$ *мм*
$L = 1041$ *мм*
$G_{дв} = 78$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}165$ *кгс/л. с.*

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ TSE 231-P2400

Входное устройство — с радиально-кольцевым входным каналом.

Компрессор — 2-ступенчатый центробежный. Смоделирован с компрессора двигателя T76-G-10.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная. 10 топливных форсунок.

Турбина — двухроторная. Турбина привода компрессора — одноступенчатая осевая с литыми рабочими лопатками из сплава IN100 и охлаждаемыми лопатками СА из сплава инконель 713LC.

Силовая турбина — одноступенчатая, установлена соосно с т. к. и приводит через редуктор выходной вал, расположенный в передней части двигателя. Коробка приводов агрегатов совмещена с корпусом редуктора свободной турбины, имеющим сухой маслосборник.

Редуктор — 2-ступенчатый, со смещенной осью. Отбор мощности может производиться либо от передней, либо от задней части выводного вала.

Система регулирования — гидромеханическая. Регуляторы предельного числа оборотов т. к. и с. т. Предусмотрено ручное управление.

Система смазки — циркуляционная. Давление масла 7 *кгс/см²*.

Состояние в производстве. Намечено в июле 1971 г. получить удостоверение о годности к эксплуатации, во второй половине 1971 г. начать серийное производство двигателя. В 1970 г. проводились испытания компрессора и турбины.

Применение. Предназначен для двухдвигательного вертолета «Туинджет Геликоптер», разрабатываемого фирмой Лир Джет Индастрис.

№№ источников: 177, 303, 316, 102 доп., 127 доп.

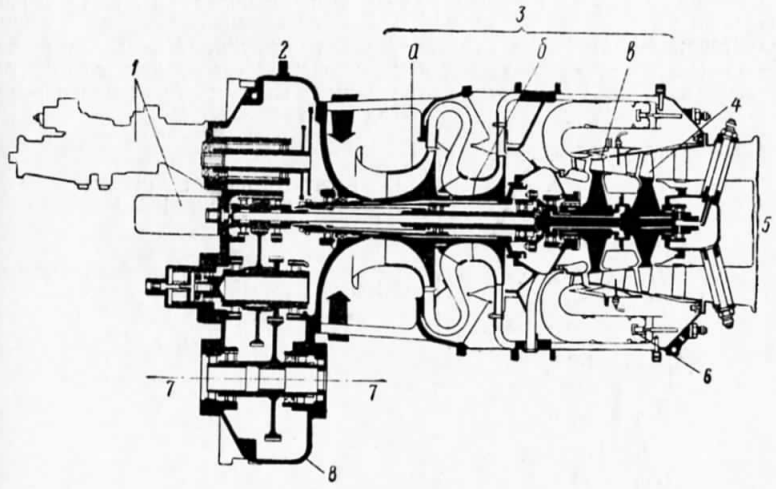
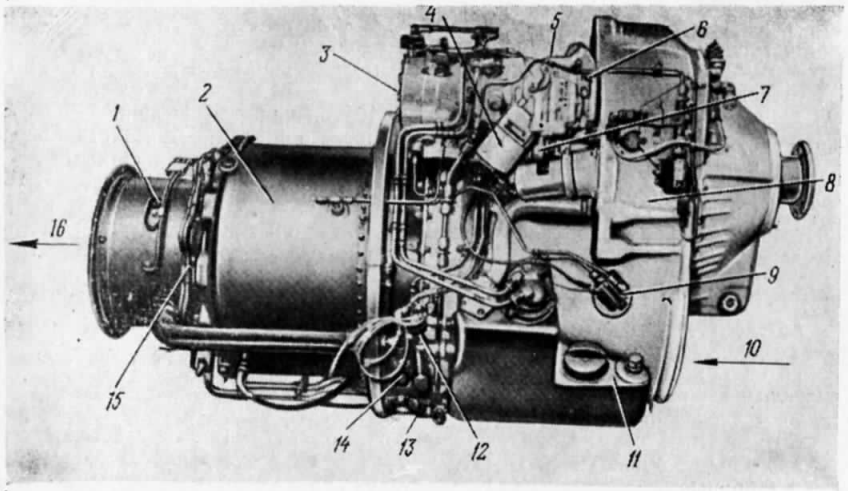


Схема TSE 231-P2400.

1—агрегаты; *2*—забор воздуха; *3*—газогенератор: *а*—первая ступень компрессора, *б*—вторая ступень компрессора, *в*—турбина компрессора; *4*—свободная силовая турбина; *5*—выпуск газов; *6*—топливная форсунка; *7*—выходной вал; *8*—корпус редуктора

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ ТРЕ 331-25



Внешний вид ТВД ТРЕ 331.

1—электропроводка к термопарам; *2*—корпус камеры сгорания; *3*—регулятор расхода топлива; *4*—топливный фильтр; *5*—топливный насос высокого давления; *6*—подкачивающий насос; *7*—сервомеханизм винта; *8*—корпус редуктора; *9*—датчик на входе; *10*—вход воздуха; *11*—масляный бак; *12*—клапан перепуска воздуха в компрессоре; *13*—распределительный топливный клапан; *14*—отсечной топливный клапан; *15*—топливопровод; *16*—выход газов

$N_э = 605$ *л. с.*
$N_в = 575$ *л. с.*
$G_в = 2{,}6$ *кг/сек*
$\pi_к = 7{,}9$
} взлетный режим при $n = 41\,730$ *об/мин*, $V = 0$

$N_э = 529$ *л. с.*
$N_в = 500$ *л. с.*
$C_e = 299$ *г/э. л. с. ч*
} максимальный продолжительный режим при $n = 41\,730$ *об/мин*, $V = 0$

$T_{т\ макс} = 844°$ K
$b = 584$ *мм*
$h = 699$ *мм*
$L = 1168$ *мм*
$G_{дв} = 139$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}23$ *кгс/э. л. с.*

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ ТРЕ 331-25

Одновальный ТВД

Входное устройство — с ковшовым входом. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха из компрессора.

Компрессор — центробежный, 2-ступенчатый. Корпус 1-й ступени выполнен из магниевого сплава, корпус 2-й ступени — из стали. Обе крыльчатки с односторонним входом, выполненные из титанового сплава, установлены в ряд на переднем конце основного вала, к заднему концу которого крепятся колеса турбины. Ротор двигателя опирается спереди на шариковый и сзади на роликовый подшипники.

Камера сгорания — кольцевая противоточная. Десять двухканальных топливных форсунок Делэвэн DLN, сгруппированных по пять штук на каждом из двух топливопроводов.

Турбина — осевая, трехступенчатая. Корпус выполнен из стали. Сплошные лопатки СА из сплава инконель 713С. Диски турбины выполнены заодно с лопатками и соединены с задним концом основного вала торцовыми шлицами. Диски 1-й и 2-й ступеней — из сплава инконель 100, а 3-й ступени — из сплава инконель 713.

Сопло — нерегулируемое.

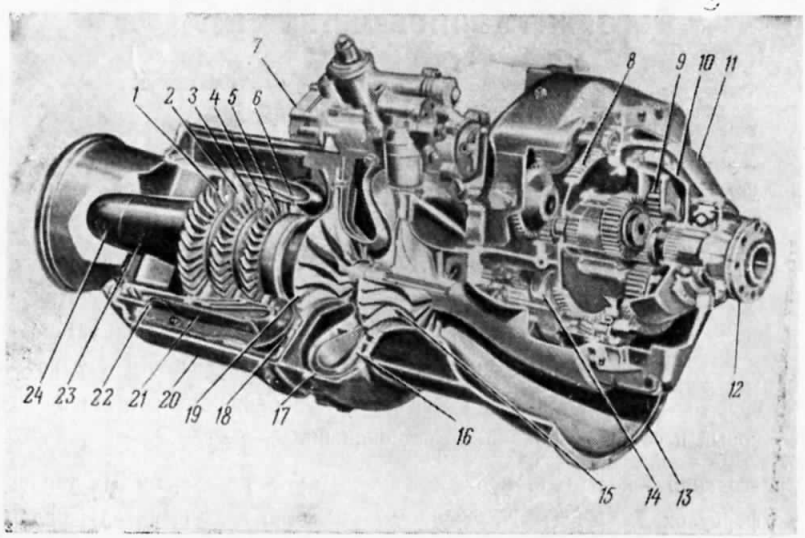
Редуктор — двухступенчатый. $i = 0{,}0475$. Число оборотов вала винта постоянное — 2000 *об/мин*. Ось вала винта смещена относительно оси двигателя.

Система регулирования — гидромеханическая. Объединенная система регулирования расхода топлива и шага винта. Датчик крутящего момента.

Топливная система — фирмы Эрисерч с двумя насосами, подающими топливо под давлением 62 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива Вудворд 2228. Топливо JP-1 или JP-4, JP-5.

Система смазки — циркуляционная. Давление масла 6 *кгс/см²*. Масляный бак и топливо-масляный теплообменник установлены на двигателе.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TCN-2116 или GLA 42684 с мощным разрядом.



Частичный разрез ТВД TPE.

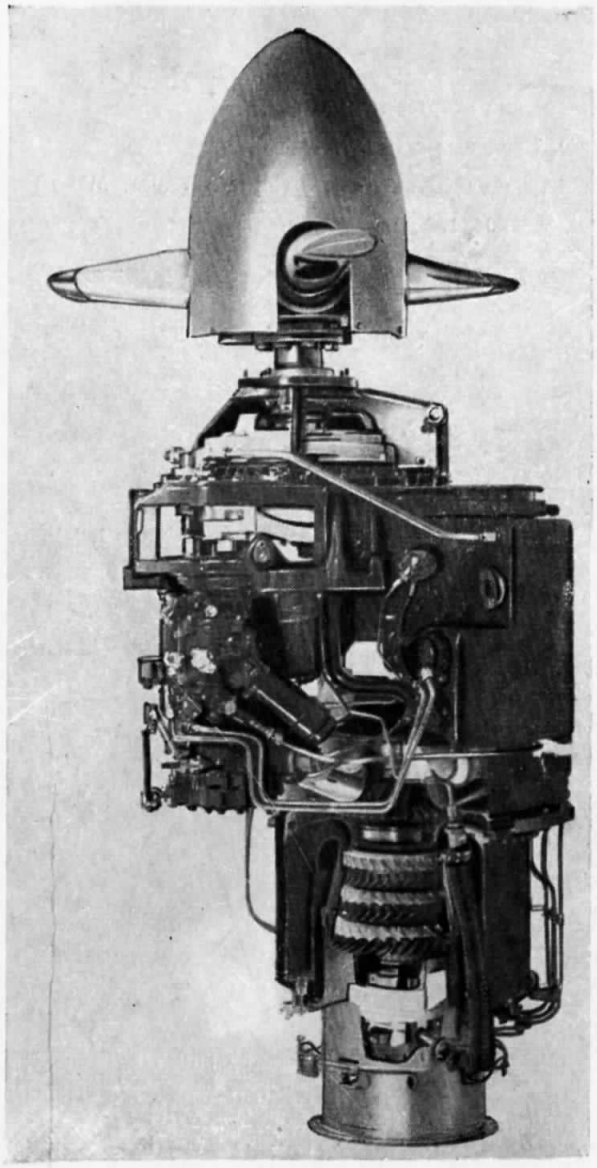
1—рабочее колесо 3-й ступени турбины; *2*—сопловой аппарат 3-й ступени турбины; *3*—рабочее колесо 2-й ступени; *4*—сопловой аппарат 2-й ступени; *5*—рабочее колесо 1-й ступени; *6*—сопловой аппарат 1-й ступени; *7*—регулятор расхода топлива; *8*, *9*, *10*—детали редуктора; *11*—корпус коробки привода вспомогательных агрегатов; *12*—вал винта; *13*—корпус входного устройства; *14*—датчик крутящего момента; *15*—крыльчатка 1-й ступени компрессора; *16*—диффузор 1-й ступени; *17*—переходный канал между ступенями компрессора; *18*—диффузор 2-й ступени; *19*—крыльчатка 2-й ступени компрессора; *20*—корпус камеры сгорания; *21*—камера сгорания; *22*—топливная форсунка; *23*—откачивающий масляный насос; *24*—конус выпускной трубы

Система запуска. Электрический стартер-генератор.

Состояние в производстве. Серийный с 1965 г.

Применение. Самолеты: Фэрчайлд Хиллер «Хели-Портер» (25D), MU-2B (25A).

№№ источников: 164, 202, 399, 404, 102 доп.



$N_э = 755$ *л. с.*
$N_в = 715$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 264$ *г/э. л. с. ч*
$G_в = 2{,}81$ *кг/сек*
$\pi_к = 8{,}1$
$T_г = 1277°$ K
$T_т = 851°$ K

взлетный 5-минутный и максимальный продолжительный (аварийный) режимы при $n_к = 41\,730$ *об/мин* и $n_{в.в} = 2000$ *об/мин* при $H = 0$; МСА

$b = 533$ *мм* $h = 673$ *мм* $L = 1168$ *мм*

$N_э = 690$ *л. с.*
$N_в = 650$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 273$ *г/э. л. с. ч*
$T_г = 1237°$ K
$T_т = 823°$ K
$G_{дв} = 152{,}4$ *кг*

максимальный крейсерский режим при $n_к = 41\,730$ *об/мин*, $H = 0$; МСА

$N_э = 580$ *л. с.*
$N_в = 556$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 274$ *г/э. л. с. ч*
$T_г = 1277°$ K
$T_т = 855°$ K
$\gamma_{дв} = 0{,}21$ *кгс/л. с.*

максимальный продолжительный режим при $H = 1500$ *м*, $V = 210$ *км/ч* и $t_н = 25{,}1°$C

Примечание. Ограничение крутящего момента для редуктора: а) 282 *кгм* (775 *л. с.* при $n_{в.в} = 2000$ *об/мин*) в течение 5 *мин* или при аварийных условиях; б) 255 *кгм* (700 *л. с.* при $n_{в.в} = 2000$ *об/мин*) при продолжительной работе.

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ ТРЕ 331-201А

Одновальный ТВД

Входное устройство — ковшового типа. Корпус входа отлит совместно с корпусом редуктора. Входной канал может располагаться вверху или внизу редуктора в зависимости от положения последнего.

Компрессор. 2-ступенчатый, центробежный. Крыльчатки изготовлены из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная. Пусковой топливный коллектор с 5 форсунками и основной топливный коллектор с 10 форсунками.

Турбина — 3-ступенчатая, осевая. Диски турбины отлиты заодно с лопатками.

Редуктор — 2-ступенчатый, с цилиндрическими шестернями. 1-я ступень — со смещенной осью, 2-я—соосная с шестерней внутреннего зацепления. Общее передаточное число редуктора $i = 0{,}048$. Обороты воздушного винта 2000 *об/мин*.

Система регулирования. Управление двигателем осуществляется при помощи двух рычагов:

1) рычаг числа оборотов двигателя, управляющий числом оборотов двигателя и винта;

2) рычаг мощности, который регулирует подачу топлива или устанавливает шаг винта в зависимости от условий полета и обеспечивает все режимы мощности соответственно требованиям полета.

Система управления двигателя обеспечивает два режима работы.

а) Режим «Бета» для работы в земных условиях. При этом рычаг мощности непосредственно управляет изменением шага винта, а установленное число оборотов поддерживается автоматически регулированием подачи топлива при помощи регулятора минимальных оборотов.

б) Режим «Управление винтом» для летных условий. При этом рычаг мощности управляет подачей топлива в двигатель, а заданное число оборотов поддерживается постоянным с помощью автоматического изменения шага винта, осуществляемого регулятором шага.

Топливная система — включает топливный насос высокого давления, подкачивающий насос, соленоидный клапан регулирования подачи топлива, топливные форсунки с кольцевым трубопроводом, дренажные клапаны, топливно-масляный теплообменник, регулятор расхода основного топлива, регулятор подачи пускового топлива и датчики температуры и давления входящего воздуха. Соленоидный топливный клапан включает также отсечной клапан и распределитель подачи топлива. Регулятор подачи топлива реагирует на изменения температуры и давления воздуха на входе в компрессор, давления на выходе из компрессора, числа оборотов двигателя и положения рычагов управления числом оборотов и мощностью двигателя. Топливо: JET A, JET B, JET A-1, MIL-F-46005A (сорт I и II), MIL-T-5624G (сорт JP-4, JP-5), MIL-F-5616-1 (сорт JP-1).

Система смазки — циркуляционная. Один нагнетающий и три откачивающих насоса. Топливо-масляный теплообменник. Масло MIL-L-23699.

Система измерения крутящего момента — состоит из двух регуляторов давления, датчика и компенсатора крутящего момента, клапана ручного управления флюгерным положением винта, в котором имеется механизм замера отрицательного крутящего момента. И. к. м. установлен внутри редуктора.

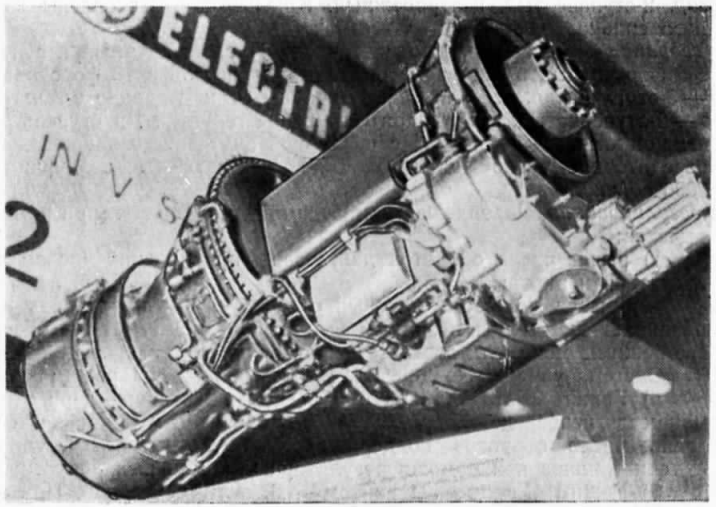
Система запуска. Стартер-генератор. Электрическая высоковольтная система зажигания с двумя запальными свечами.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. На самолете Шорт SC-7 «Скайвэн».

№№ источников: 45, 154, 262, 404.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE12



$N_в^б = 1500$ *л. с.*
$\pi_к$ — повышенное
$T_г = 1375°$ К
$D = 404$ *мм*
$L = 967$ *мм*
$L_г = 1067$ *мм*
$G_{дв} = 120$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}08$ *кгс/л. с.*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК GE12

Турбовальный ГТД со свободной турбиной и непосредственным приводом

Компрессор — осецентробежный с применением перспективных материалов. 5 осевых ступеней и 1 центробежная.

Камера сгорания — кольцевая, укороченная, прямоточная с горелками испарительного типа. Испарительные горелки применяются, чтобы снизить дымление и чувствительность системы к загрязнению топлива, а также получить более ровное температурное поле перед турбиной.

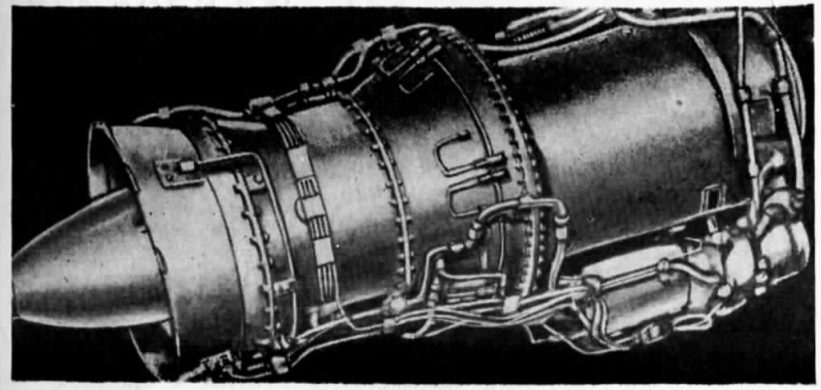
Турбина. 2-ступенчатая турбина компрессора с воздушным охлаждением. Материалы турбины отличаются хорошей устойчивостью против коррозии.

2-ступенчатая свободная силовая турбина имеет более высокий к. п. д. на пониженных режимах (при мощности, равной 30 и 60% мощности на боевом режиме). Рабочие лопатки силовой турбины — бандажированные.

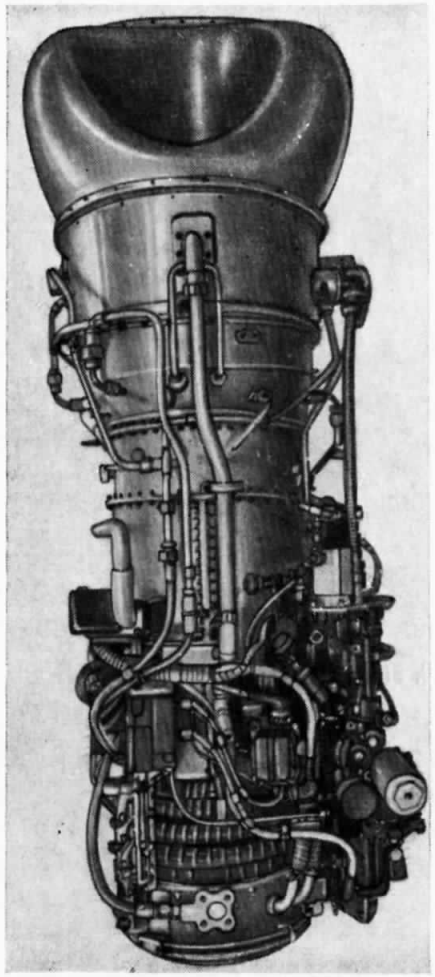
Состояние в производстве. Экспериментальный. Разработан по заказу армии США. Прошел 10-часовые стендовые испытания.

Применение. Предназначен для военно-транспортных вертолетов и СВВП.

№№ источников: 178, 308, 309—310, 316, 102 доп.



ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК T58-GE-16



$N_в = 1870$ *л. с.* } боевой режим при $n_{т.к} = 20\,280$ *об/мин*
$C_e = 242$ *г/л. с. ч*
$N_в = 1770$ *л. с.* } крейсерский режим
$C_e = 246$ *г/л. с. ч*
$G_в = 6{,}2$ *кг/сек*
$\pi_к = 8{,}4$
$D_г = 533$ *мм*
$L = 1625$ *мм*
$G_{дв} = 200$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}107$ *кгс/л. с.*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК T58-GE-16

Вертолетный ГТД со свободной турбиной

Входное устройство — с кольцевым входным каналом. Четыре полые радиальные стойки несут центральный корпус, в котором располагается муфта привода стартера и передний основной роликовый подшипник. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха из компрессора.

Компрессор — осевой, 10-ступенчатый. Лопатки ВНА и лопатки первых трех рядов НА регулируемые. Ротор барабанного типа. Стальной корпус имеет продольный разъем.

Камера сгорания — кольцевая прямоточная. 16 топливных форсунок, сгруппированных по восемь штук на каждом из двух топливопроводов. Один воспламенитель с емкостным разрядом. Наружный корпус с продольным разъемом.

Турбина — 2-ступенчатая, двухроторная, осевая. Турбина компрессора с узкими лопатками соединена с компрессором полым коническим валом. Лопатки 1-й ступени турбины имеют воздушное охлаждение.

Силовая турбина — 2-ступенчатая, осевая.

Редуктор — понижает число оборотов силовой турбины до 6000 *об/мин*. Устанавливается на двигателе по усмотрению заказчика. В узел редуктора входит датчик измерителя крутящего момента.

Сопло — может устанавливаться в двух положениях для выпуска газов с левой или правой стороны. Двигатель может быть снабжен также соплом с выпуском газов вниз.

Состояние в производстве. Опытный.

Применение. Предназначен для вертолета-самолета ВМФ США Каман К-800.

№№ источников: 127, 202, 331, 102 доп.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК T64-GE-16

$N_в^м = 3370$ [1] *л. с.* при $t_н = 33{,}3°$ C, $H = 0$, не более 10 *мин*

$N_в^б = 3435$ [2] *л. с.*

$N_в^б = 3400$ *л. с.* при $t_н = 24{,}4°$ C, $H = 0$ } не более 30 *мин*

$C_e^б = 218$ *г/л. с. ч*
$n_{т.к} = 18\,230$ *об/мин*
$n_{с.т} = 13\,600$ *об/мин*
$G_в = 12{,}6$ *кг/сек*
$\pi_к = 13$
$T_г = 1303°$ K
$T_{с.т} = 955°$ K
$T_т = 779°$ K
$D_{вх} = 445$ *мм*
$b = 600$ *мм*
$h = 750$ *мм*
$L = 1730 \div 2120$ *мм*
$G_{дв} = 313$ *кгс*
$G_{дв} = 362$ *кгс* (с оборудованием)
$\gamma_{дв} = 0{,}08$ *кгс/л. с.*

---

[1] $N_в^м = 3925$ *л. с.* при снятии ограничения по расходу топлива, $H = 0$, $V = 0$, $t_н = 15°$ C (предп.).

[2] $N_в^б = 3695$ *л. с.* при снятии ограничения по расходу топлива, $H = 0$, $V = 0$, $t_н = 15°$ C (предп.).

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК T64-GE-16

Вертолетный ГТД со свободной турбиной

Входное устройство — с кольцевым входным каналом. ВНА с поворотными лопатками.

Противообледенительная система с отбором горячего воздуха за 14-й ступенью компрессора.

Компрессор — осевой, 14-ступенчатый, выполнен из титанового сплава. Направляющие лопатки первых четырех ступеней поворотные. Рабочие лопатки компрессора могут заменяться по отдельности без разборки ротора, который имеет 1162 лопатки (от 28 на колесе 1-й ступени до 118 на колесе 14-й ступени). Лопатки крепятся в дисках замком типа «ласточкин хвост». Роторы компрессора и турбины опираются на восемь подшипников. Корпус компрессора с продольным разъемом.

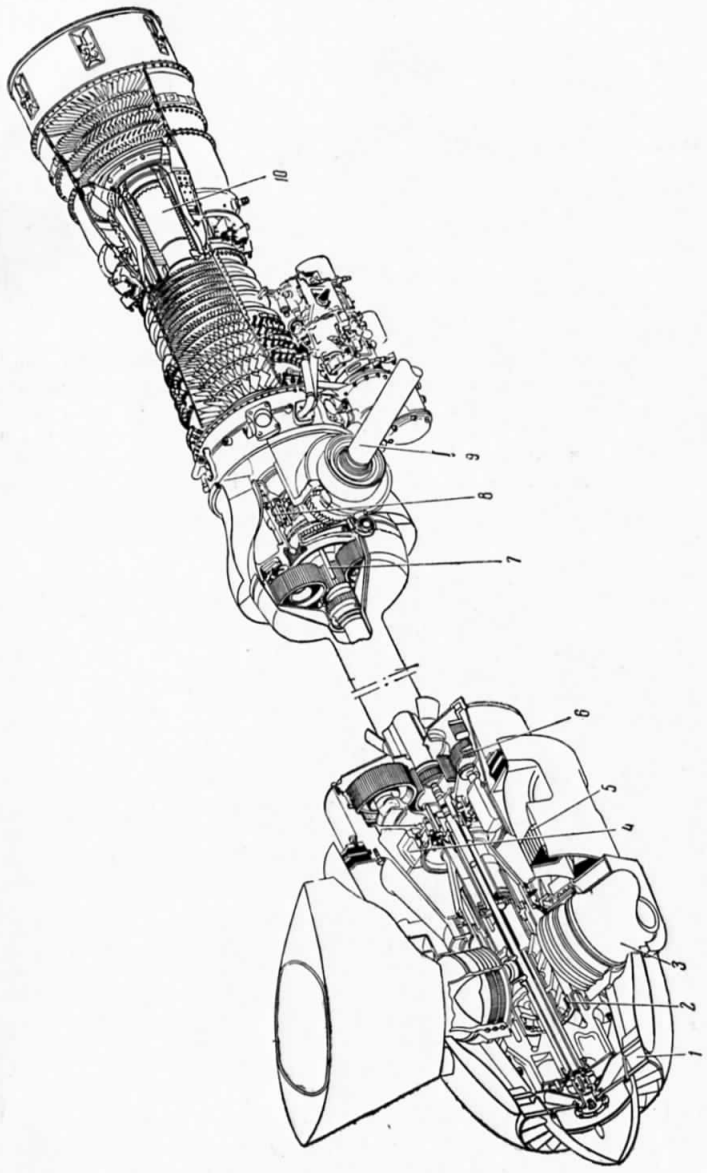
Камера сгорания — кольцевая. Сдвоенный кольцевой топливопровод подает топливо в двенадцать 2-ступенчатых топливных форсунок.

Турбина — осевая, 4-ступенчатая, двухроторная. 2-ступенчатая турбина привода компрессора соединена на шлицах с валом компрессора. Рабочие лопатки 1-й ступени и сопловые лопатки 1-й и 2-й ступеней турбины имеют воздушное охлаждение.

2-ступенчатая свободная силовая турбина соединена с выводным валом, расположенным в передней части двигателя. Температура газов перед силовой турбиной измеряется с помощью восьми термопар.

Система регулирования — гидромеханическая. Подача топлива регулируется в соответствии с величиной температуры воздуха на входе, давлением воздуха за компрессором, числом оборотов газогенератора, числом оборотов силовой турбины и положением рычага дросселя, которое изменяется от 0 до 120°. На режиме авторотации рычаг дросселя находится в положении от 0 до 30° и избыток топлива перепускается помимо топливных форсунок. На режиме наземного малого газа положение рычага меняется от 30 до 33°, а при полетном малом газе и выходе на режим — от 33 до 75°. Дальше (от 75 до 120°) лежит область регулирования числа оборотов силовой турбины. Регулирование поворотных НА компрессора производится в соответствии с температурой воздуха перед компрессором, давлением воздуха за компрессором и числом оборотов газогенераторной части.

Топливная система. Топливный насос с шестеренным приводом имеет на входе центробежную крыльчатку для уменьшения кавитации. Он снабжен центробежным топливным фильтром и подает топливо под давлением до 60 *кгс/см²*. Производительность насоса при числе оборотов 4200 *об/мин* составляет 1750 *кг/ч*. Фильтр высокого давления имеет сетку с размерами ячейки в 40 *мк*. Ограничитель числа оборотов прекращает подачу топлива при забросе числа оборотов на 10% сверх расчетного. Топливо JP-1, JP-4 или JP-5. На короткий срок могут применяться авиационные или обычные автомобильные топлива.



Вид силовой установки транспортного самолета VC400 в разрезе.

1—охлаждающий вентилятор; *2*—гидравлическая система регулирования шага винта; *3*—трехлопастной воздушный винт; *4*—механизм управления; *5*—маслоохладитель; *6*—редуктор воздушного винта; *7*—шестеренная передача от турбины; *8*—муфта; *9*—привод к поперечному валу; *10*—T64-GE-16

Система смазки — циркуляционная. Нагнетающий насос производительностью 21,3 *л/мин*, пять откачивающих насосов производительностью 95 *л/мин* при полном числе оборотов. Топливо-масляный теплообменник с противотоком. Давление масла меняется в пределах от 3,5 *кгс/см²* на режиме малого газа до 6 *кгс/см²* при работе на полной мощности. Максимальный расход масла составляет 4,6 *л/ч*. Применяется синтетическое масло MIL-L-7808 (например, Эссо TJ15 или 2389).

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Вертолет Локхид АН-56А и транспортный СВ/УВП VFW VC.400.

№№ источников: 322, 331, 332, 405, 102 доп.

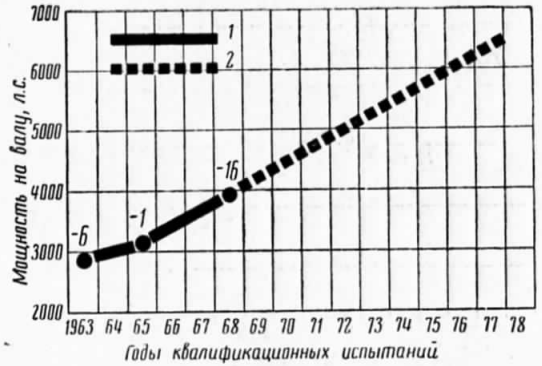
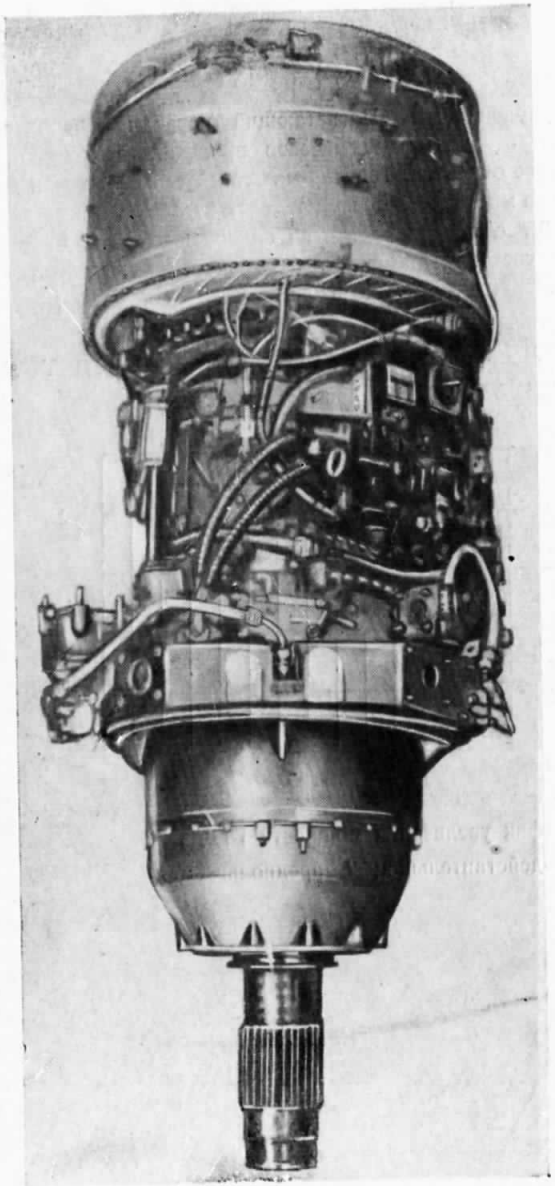


График увеличения мощности ГТД T64.

1—действительная; *2*—предполагаемая

ЛАЙКОМИНГ T55-L-9 (военный)



$D = 615$ *мм*
$L = 1580$ *мм*
$G_{дв} = 361$ *кгс* (без винта)
$\gamma_{дв} = 0{,}143$ *кгс/л. с.*

взлетный режим при $V = 0$,
$N_э = 2529$ *л. с.*
$N_в = 2445$ *л. с.*
$C_e = 277$ *г/л. с. ч*
$n_к = 19\,500$ *об/мин*

номинальный режим при $V = 0$,
$N_э = 2175$ *л. с.*
$N_в = 2100$ *л. с.*
$C_e = 281$ *г/э. л. с. ч*
$n_к = 18\,700$ *об/мин*

$G_в = 9{,}7$ *кг/сек*
$\pi_к = 6{,}4$

ЛАЙКОМИНГ T55-L-9 (LTC4G-3)

Двухвальный ТВД со свободной силовой турбиной и газогенераторной частью такой же, как у ГТД T55-L-7

Входное устройство. Корпус неразъемный, выполненный из сплава магния, с четырьмя радиальными стойками, несущими втулку, переднюю опору и редуктор винта. Противообледенительная система с использованием горячего воздуха.

Компрессор — осецентробежный: семь осевых ступеней и одна центробежная. Корпус состоит из двух частей и изготовлен из магниевого сплава, он несет нерегулируемый ВНА со стальными лопатками и семь рядов стальных направляющих лопаток. Корпус крепится болтами к стальному корпусу диффузора, к которому с другой стороны прикреплена камера сгорания. Ротор включает семь стальных дисков со стальными рабочими лопатками и одну крыльчатку, выполненную из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная. 14 горелок испарительного типа.

Турбина — двухроторная. Турбина компрессора одноступенчатая, осевая. Корпус стальной с полыми сопловыми лопатками.

Силовая турбина — 2-ступенчатая, свободная, осевая. Корпус стальной. Рабочие лопатки обеих ступеней бандажированные.

Сопло — нерегулируемое. Внутренний конус опирается на шесть радиальных стоек.

Редуктор. Расположен в передней части двигателя. $i = 0{,}085$. Число оборотов вала винта 1280 *об/мин.*

Система регулирования — гидромеханическая. Основной регулятор для турбины компрессора и регулятор числа оборотов для силовой турбины.

Топливная система. Сдвоенный топливный насос Песко 023905-010. Давление топлива 53 *кгс/см²*; основной и аварийный регуляторы расхода топлива Гамильтон Стэндард JFC-31. Топливо MIL-J-5624 (JP-4).

Система смазки — циркуляционная. Давление 6,3 *кгс/см²*. Масло MIL-L-7808. Расход масла 860 *г/ч.*

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TGLN с мощным разрядом. Два воспламенителя факельного типа.

Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-50 или электростартер-генератор.

Применение. Самолет для местных войн Норт Америкэн YAT-28.

Модификации:

ГТД T55-L-11 (LTC4B-11B). Более мощный переделанный вариант ГТД T55-L-7, от которого отличается применением 2-ступенчатой турбины компрессора, трансзвуковыми лопатками первых двух ступеней компрессора, регулируемым ВНА и топливными форсунками новой конструкции. $N_в = 3750$ *л. с.*, $C_e = 236$ *г/л. с. ч*, $n_{с.т} = 16\,000$ *об/мин*, $\pi_к = 8{,}2$, $G_в = 12{,}4$ *кг/сек*. Номинальный режим: $N_в = 3000$ *л. с.*, $C_e = 240$ *г/л. с. ч*, $D = 615$ *мм*, $L = 1117$ *мм*, $G_{дв} = 304$ *кгс*. Установлен на вертолетах Боинг CH-47C «Чинук». Серийный.

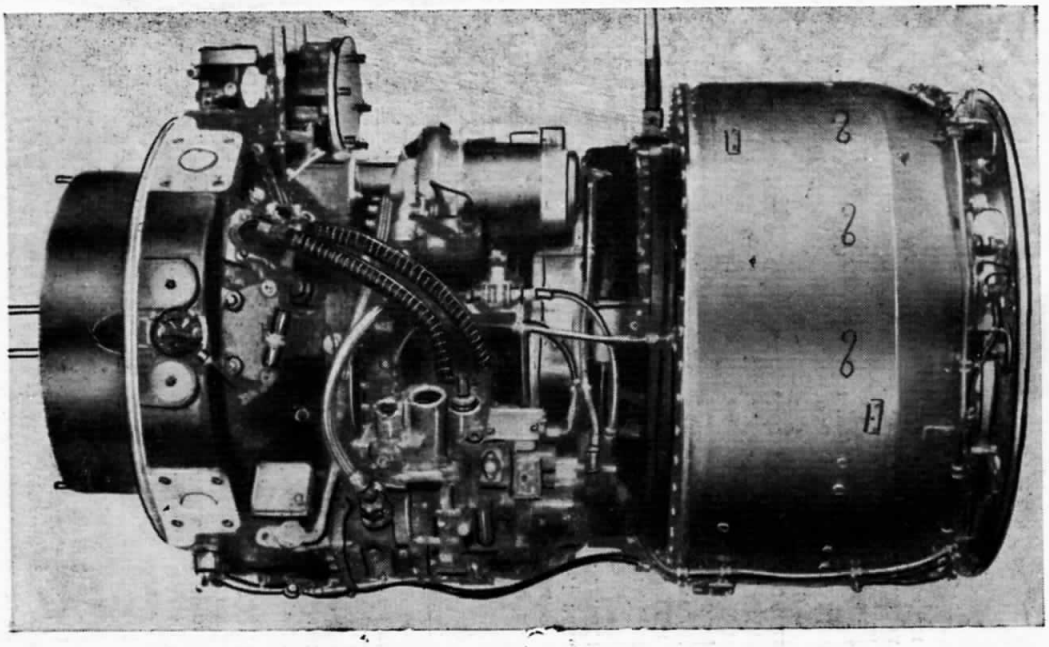
ТВД LTC4R-1. Турбовинтовой вариант ГТД T55-L-11. $N_{в.взл} = 3690$ *л. с.*, $C_{e\,взл} = 236$ *г/л. с. ч*, $\pi_к = 8{,}2$, $n_{в.в} = 1365$ *об/мин*. Номинальный режим: $N_в = 2950$ *л. с.*, $C_e = 244$ *г/л. с. ч*, $D = 615$ *мм*, $L = 1580$ *мм*, $G_{дв} = 403$ *кгс*.

ГТД LTC4B-12. $N_в^м = 4600$ *л. с.* Отличается более высоким значением $T_г$ и усиленным охлаждением турбины. $G_{дв} = 308$ *кгс*. В 1970 г. подвергался испытаниям.

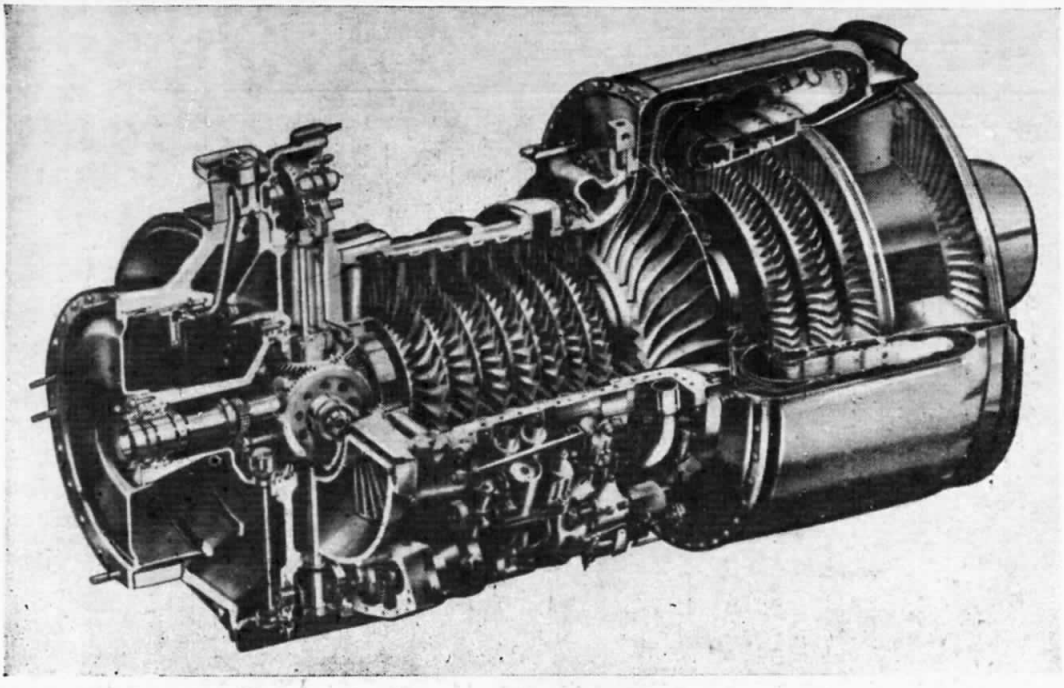
ГТД LTC4V-1. Дальнейшее развитие ГТД T55. $N_в = 5000$ *л. с.*, $C_e \approx 180$ *г/л. с. ч*, $G_{дв} = 258$ *кгс*, $D = 560$ *мм*. Компрессор двухкаскадный. Камера сгорания кольцевая, противоточная. Опытный.

ГТД LTC4V-2. Дальнейшее развитие ГТД T55. $N_в = 6000$ *л. с.*

№№ источников: 58, 202, 399, 102 доп.

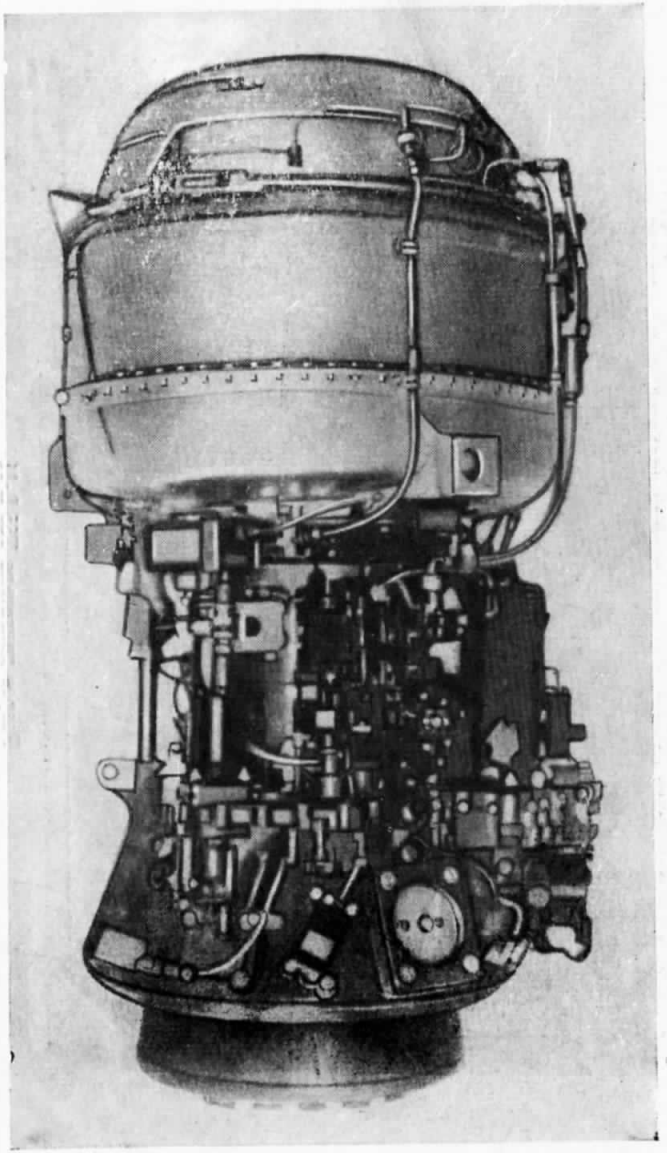


Общий вид двигателя Лайкоминг T55-L-11



Разрез двигателя T55-L-11

ЛАЙКОМИНГ T53-L-13 (LTC1K-4)



$N_в = 1400$ *л. с.*
$C_e = 263$ *г/л. с. ч*
} боевой режим при $V = 0$,
$n_{в.в} = 6300$ *об/мин*

$N_в = 1250$ *л. с.*
$C_e = 273$ *г/л. с. ч*
} номинальный режим при $V = 0$

$G_в = 5{,}8$ *кг/сек*
$\pi_к = 7{,}4$

$D = 584$ *мм*
$L = 1209$ *мм*
$G_{дв} = 240$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}17$ *кгс/л. с.*

ЛАЙКОМИНГ T53-L-13 (LTC1K-4)
(военный)

Входное устройство. Корпус неразъемный из магниевого сплава с шестью радиальными стойками. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха.

Компрессор — осецентробежный: пять осевых ступеней и одна центробежная. Корпус из магниевого сплава с продольным разъемом и несет регулируемый ВНА со стальными лопатками и пять рядов стальных направляющих лопаток. Ротор включает один стальной диск и четыре диска из алюминиевого сплава. Рабочие лопатки всех ступеней из нержавеющей стали. Крыльчатка выполнена из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, работает на различных топливах. 22 сдвоенные топливные форсунки Делэвэн.

Турбина — двухроторная. Турбина компрессора — 2-ступенчатая, осевая. Корпус стальной. Лопатки сопловых аппаратов полые с воздушным охлаждением.

Силовая турбина — 2-ступенчатая, осевая. Корпус стальной. Рабочие лопатки обеих ступеней бандажированы.

Сопло — нерегулируемое. Четыре радиальные стойки удерживают внутренний конус.

Редуктор. Расположен в передней части двигателя и имеет косозубые цилиндрические шестерни. Число оборотов выводного вала на взлетном режиме 6300 *об/мин*. $i = 0{,}31$.

Система регулирования — гидромеханическая. Центробежные регуляторы для турбины компрессора и силовой турбины. Регулятор отбора воздуха от промежуточной ступени.

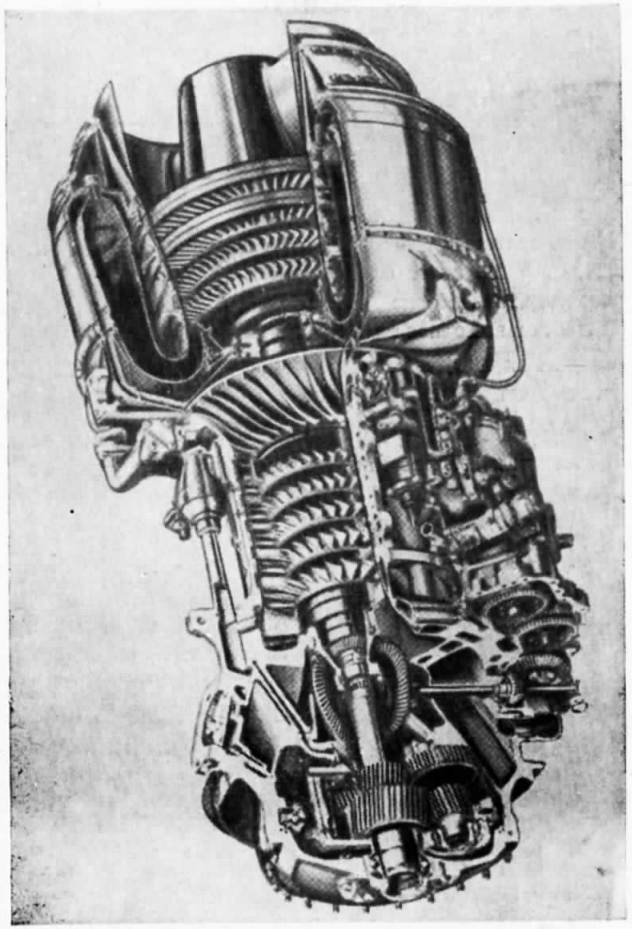
Топливная система. Система Чэндлер-Эванс TA-2S с одним сдвоенным топливным насосом. Давление 42 *кгс/см²*. Центробежный регулятор PTG-3. Основной и аварийный регуляторы расхода топлива. Топливо ASTM A-1, MIL-J-5624, JP-1 или JP-4, JP-5.

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TCLN-2125 или GLA 42416 с мощным разрядом. Четыре воспламенителя факельного типа с пусковыми форсунками Делэвэн DLN.

Система смазки — циркуляционная. Давление 4,9 *кгс/см²*. Внешний маслорадиатор. Масло MIL-L-7808, MIL-L-23699. Расход масла 450 *г/ч*.

Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-50 или электрический стартер-генератор.

Состояние в производстве. Серийный.



ГТД T53-L-13 в разрезе

Применение. Вертолеты Белл AH-1G «Хью Кобра», UH-1D и CUH-1H «Ирокез».

Модификации:

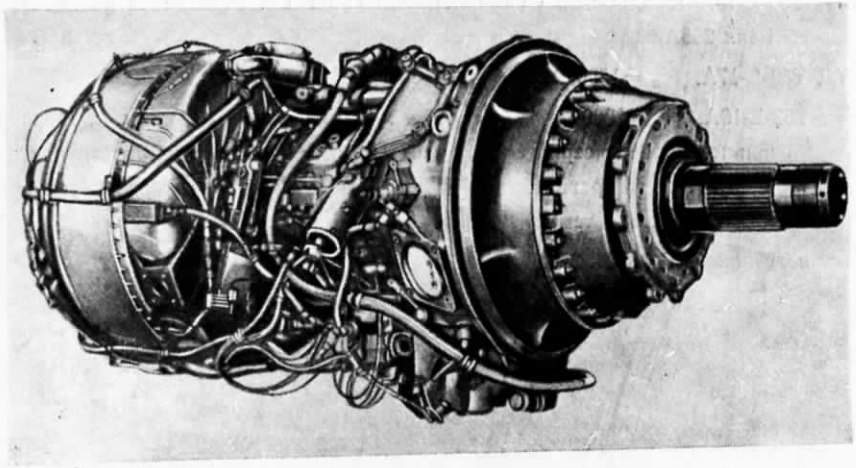
ГТД T53-L-13A (гражданский вариант). $N_в = 1400$ *л. с.* Установлен на вертолете Белл 205A.

ГТД T53-L-17A. $N_в = 1500$ *л. с.* В разработке.

ГТД T53-L-19A. $N_в = 1800$ *л. с.*, $C_e = 257$ *г/л. с. ч*, $\gamma_{дв} = 0{,}142$ *кгс/л. с.* Форсированный вариант серийного ГТД T53-L-13. Увеличение мощности двигателя на 28% по сравнению с L-13 достигнуто некоторым повышением расхода воздуха и температуры газа перед турбиной. Опытный.

№№ источников: 174, 204, 399.

ЛАЙКОМИНГ T53-L-15 (LTC1F-4) (военный)



$N_э = 1203$ *л. с.*
$N_в = 1160$ *л. с.*
$C_e = 268$ *г/э. л. с. ч* } на взлетном режиме при $n_{т.к} = 24\,400$ *об/мин* и $V = 0$

$N_э = 1039$ *л. с.*
$N_в = 1000$ *л. с.*
$C_e = 280$ *г/э. л. с. ч* } на номинальном режиме при $n_{т.к} = 23\,740$ *об/мин* и $V = 0$

$G_в = 5{,}8$ *кг/сек*
$\pi_к = 7{,}4$
$D = 584$ *мм*
$L = 1483$ *мм*
$G_{дв} = 272$ *кгс* (без винта)
$\gamma_{дв} = 0{,}226$ *кгс/л. с.*

Примечание. Взлетная мощность ограничена механической прочностью (по-видимому, редуктора). Двигатель может развивать эквивалентную мощность 1450—1400 *л. с.* на взлетном режиме и 1296—1250 *л. с.* на номинальном режиме.

ЛАЙКОМИНГ T53-L-15 (LTC1F-4)

Турбовинтовой вариант двигателя T53-L-13

Входное устройство. Корпус неразъемный с шестью радиальными стойками. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха.

Компрессор — осецентробежный: пять осевых ступеней и одна центробежная. Корпус из магниевого сплава имеет разъем по двум плоскостям, несет регулируемый ВНА со стальными лопатками и пять рядов стальных направляющих лопаток. Он крепится болтами к стальному корпусу диффузора, к которому с другой стороны прикреплена камера сгорания. Ротор включает один стальной диск и четыре диска из алюминиевого сплава. Рабочие лопатки всех ступеней — стальные. Крыльчатка выполнена из титанового сплава.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная. 22 распыливающие топливные форсунки Делэвэн в задней части камеры сгорания.

Турбина. Турбина компрессора — 2-ступенчатая, осевая. Корпус стальной с полыми сопловыми лопатками, охлаждаемыми воздухом.

Силовая турбина — 2-ступенчатая, осевая. Корпус стальной. Сопловые и рабочие лопатки сплошные.

Сопло — нерегулируемое. Четыре радиальных стойки несут внутренний конус.

Редуктор. Расположен в передней части двигателя. $i = 0{,}08$. Число оборотов вала винта 1700 *об/мин.*

Система регулирования — гидромеханическая. Центробежные регуляторы для турбины компрессора и силовой турбины. Регулятор отбора воздуха от промежуточной ступени.

Топливная система — Чэндлер-Эванс ТА-2 с одним сдвоенным топливным насосом. Давление 42 *кгс/см²*. Основной и аварийный регуляторы расхода топлива. Топливо ASTM A-1 или MIL-J-5624.

Система смазки — циркуляционная. Давление 4,9 *кгс/см²*. Внешний маслорадиатор. Масло MIL-L-7808, MIL-L-23699. Расход масла 450 *г/ч.*

Система зажигания — Бендикс-Сцинтилла TGLN или GLA с мощным разрядом. Два воспламенителя факельного типа с отдельными пусковыми форсунками.

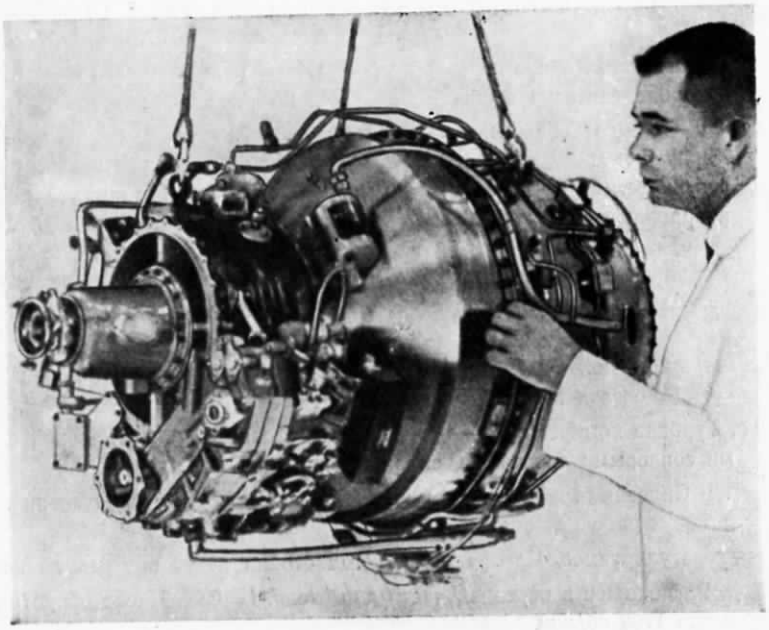
Система запуска. Воздушный турбостартер Эрисерч ATS-50.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Самолеты-корректировщики Грумман OV-1A, OV-1B, OV-1C «Могаук».

№№ источников: 202, 399.

ПРАТТ-УИТНИ ST9



$N_в^б = 1500$ *л. с.*
$C_e^б = 190$ *г/л. с. ч*
$G_в = 1{,}8—4{,}5$ *кг/сек* (предположительно)
$\pi_к = 20 \div 22$
$T_г = 1477°$ K
$D = 465$ *мм*
$L = 840$ *мм*
$G_{дв} = 132$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}088$ *кгс/л. с.*

ПРАТТ-УИТНИ ST9

Турбовальный ГТД со свободной турбиной и непосредственным приводом

Компрессор — 2-ступенчатый центробежный.

Камера сгорания — кольцевая противоточная.

Турбина — двухроторная. 2-ступенчатая турбина привода компрессора и 2-ступенчатая силовая турбина.

Система регулирования — с объединенным регулятором расхода топлива, который может быть быстро заменен.

Система смазки. Встроенные масляный бак, фильтр и теплообменник.

Особенности эксплуатации. Рассчитан на хороший доступ при осмотре и техническом обслуживании. Для внутреннего осмотра компрессора, камеры сгорания и турбины без разборки двигателя сделаны специальные отверстия под бороскоп.

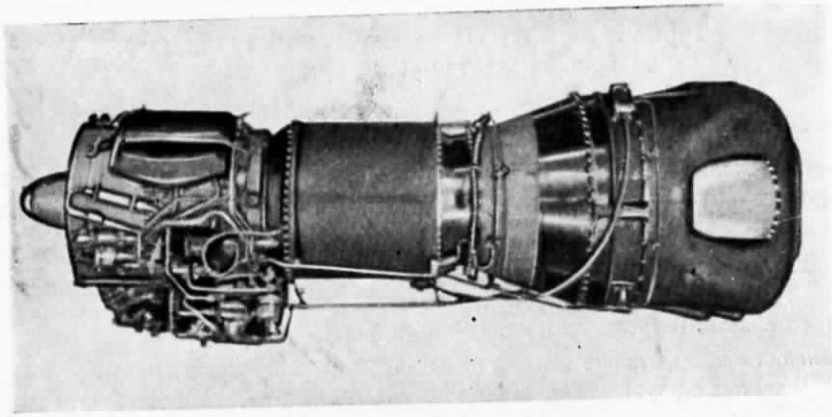
Состояние в производстве. Прошел официальное 10-часовое испытание. Разработан по заказу армии США.

Применение. Транспортные вертолеты и СВ/УВП тактического назначения.

Ресурс. Предполагается установить ресурс в 5000 *ч.*

№№ источников: 70, 116, 134, 190, 102 доп., 128 доп.

ПРАТТ-УИТНИ JFTD12A (T73)



Основные данные JFTD12A-1

$N_в = 4050$ *л. с.* $C_e = 312$ *г/л. с. ч* } максимальный режим при $n_{в.в} = 9000$ *об/мин*

$N_в = 3200$ *л. с.* $C_e = 326$ *г/л. с. ч* } номинальный режим

$b = 864$ *мм*

$h = 914$ *мм*

$L = 2715$ *мм*

$G_{дв} = 395$ *кгс*

$\gamma_{дв} = \sim 0{,}1$ *кгс/л. с.*

Применение. Вертолет Сикорский S-64A.

ПРАТТ-УИТНИ JFTD12A

Вертолетный ГТД со свободной силовой турбиной и газогенераторной частью такой же, как у ТРД JT12

Модификации:

ГТД JFTD12A-3 *.

ГТД JFTD12A-4A (T73-P-1). На взлетном режиме: $N_в = 4500$ *л. с.*, $C_e = 312$ *г/л. с. ч*, $\pi_к = 6{,}8$. На максимальном продолжительном режиме: $N_в = 4000$ *л. с.*, $C_e = 326$ *г/л. с. ч*, $b = 863$ *мм*, $h = 914$ *мм*, $L = 2718$ *мм*, $G_{дв} = 417$ *кгс*. Устанавливается на вертолете Сикорский CH-54A «Скайкрейн». Серийный.

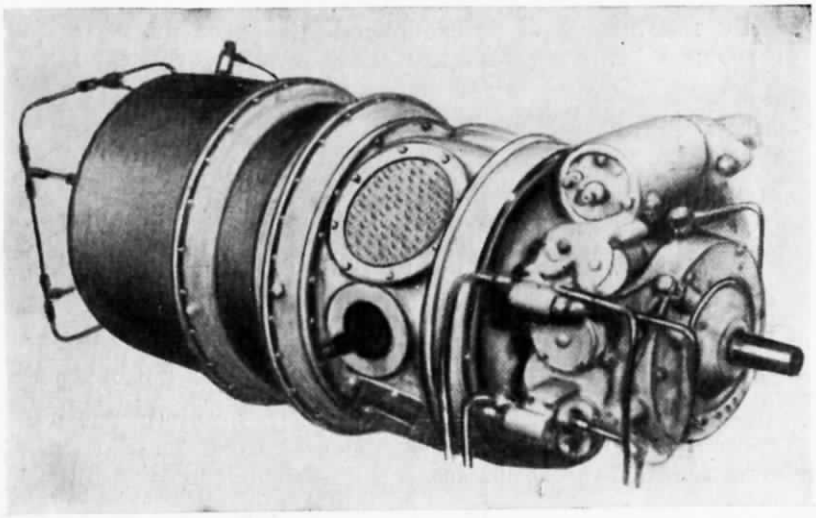
ГТД JFTD12A-5A (T73-P-700). На взлетном режиме: $N_в = 4800$ *л. с.* На максимальном продолжительном режиме: $N_в = 4430$ *л. с.* Серийный. Предназначается для вертолета Сикорский S-64F.

№№ источников: 202, 399, 440, 102 доп.

---

* Подробно описан в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1967 г. Институт им. П. И. Баранова.

БУДВОРТ «ПАФФИН»



$N_{в\ макс} = 250$ *л. с.*
$N_{в ном} = 200$ *л. с.* при $n = 40\,000$ *об/мин*
$C_e = 362$ *г/л. с. ч*
$G_в = 1{,}5$ *кг/сек*
$\pi_к = 3{,}5$
$T_г = 1200°$ K
$D = 380$ *мм*
$L = 762 \div 812$ *мм*
$G_{дв} = 45$ *кгс*
$G^a_{дв} = 59$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}18$ *кгс/л. с.*
$\gamma^a_{дв} = 0{,}24$ *кгс/л. с.*

БУДВОРТ «ПАФФИН»

Компрессор — центробежный, одноступенчатый. Корпус компрессора и радиальный диффузор изготовлены из алюминиевого сплава. Односторонняя крыльчатка компрессора несет 13 лопаток и изготовлена из алюминиевого сплава RR58. Ротор компрессора опирается на шариковые и роликовые подшипники фирмы Гоффман диаметром 30 *мм* с разъемными внутренними кольцами; так как число оборотов компрессора выше первой критической скорости, то подшипники устанавливаются нежестко для поглощения энергии при прохождении критической области.

Камера сгорания — кольцевая. Корпус изготовлен из нержавеющей стали, жаровая труба — из сплава нимоник 75. Топливные горелки испарительного типа.

Турбина — двухроторная. Турбина компрессора — осевая, одноступенчатая, опирается на шариковый и роликовый подшипники. Рабочее колесо устанавливается консольно. Диск отлит заодно с лопатками из сплава нимоник PE10.

Силовая турбина — осевая, 2-ступенчатая, опирается на шариковый и роликовый подшипники. Рабочие колеса ротора устанавливаются консольно. Диски отлиты заодно с лопатками из сплава нимоник PE10.

Выпускной канал — нерегулируемый.

Привод вспомогательных агрегатов. Коническая зубчатая передача для привода насосов устанавливается в корпусе входного устройства.

Топливная система и система регулирования. Электронная система регулирования расхода топлива. Максимальное давление подачи топлива 7,03 *кгс/см²*.

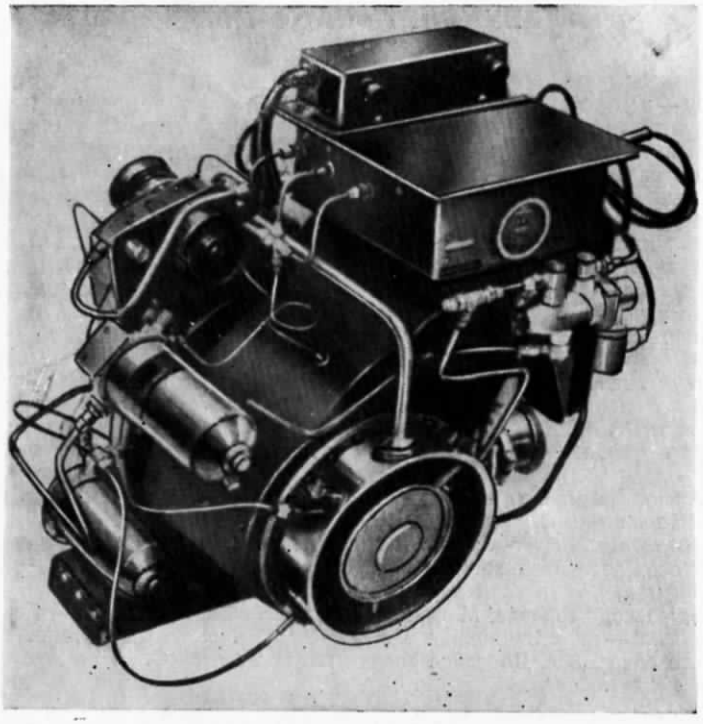
Система смазки — циркуляционная с шестеренчатыми насосами. Емкость масляного бака 2,3 *л*. Давление подачи масла 2,8 *кгс/см²*.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Двухдвигательный комбинированный вертолет VFWH3 (ФРГ). Двигатель приводит от свободной силовой турбины дополнительный компрессор, сжатый воздух из которого подается или в сопла на концах лопастей трехлопастного несущего винта (на взлете и висении), или на привод тоннельных вентиляторов (в горизонтальном полете).

№№ источников: 29, 202, 332.

РОВЕР 1S/90



Общий вид двигателя Ровер 1S/60

Основные данные ГТД 1S/90 Мк.II

$N_в = 116$ *л. с.* } максимальный режим; МСА,
$C_e = 557$ *г/л. с. ч* } $n = 46\,000$ *об/мин*

$N_в = 107$ *л. с.* } номинальный режим
$C_e = 605$ *г/л. с. ч.* }

$G_в = 0{,}875$ *кг/сек*

$\pi_к = 2{,}9$

$T_т = 940°$ К

$G_{дв} = 63{,}5$ *кгс* (включая редуктор, без стартера)

$\gamma_{дв} = 0{,}54$ *кгс/л. с.*

РОВЕР 1S/90

Одновальный ГТД

Компрессор — одноступенчатый, центробежный. На корпусе компрессора расположены вспомогательные агрегаты двигателя и оборудование для отбора мощности.

Камера сгорания — противоточная.

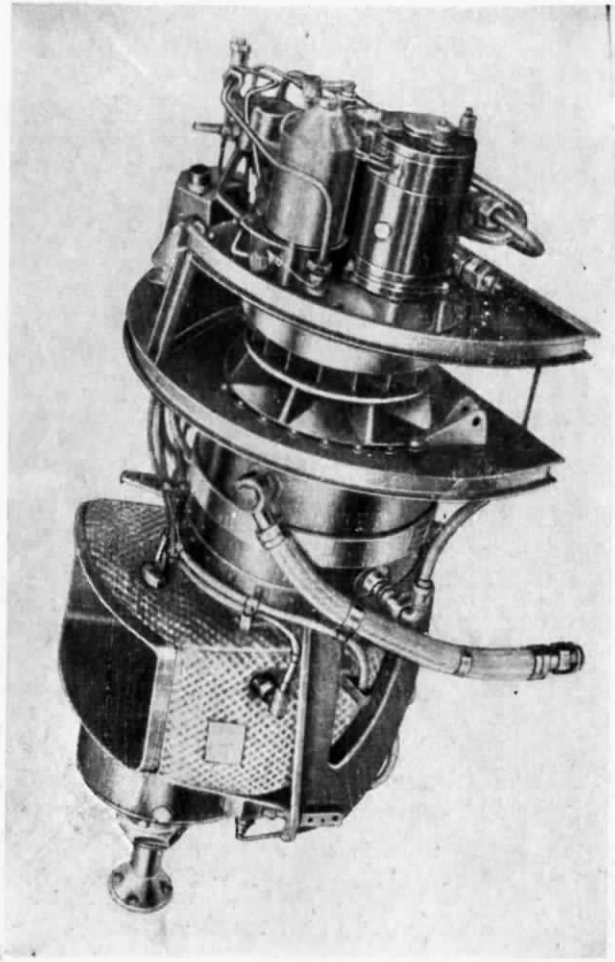
Турбина — одноступенчатая, осевая.

Модификация:

ТВД «Уолстон». $N_{м.п} = 100$ *л. с.* Установлен на двухместном легком самолете «Чипманк».

№№ источников: 202, 331, 332, 102 доп.

РОВЕР 2S/150A (748)



$N_в = 103$ *л. с.* } максимальный продолжительный режим
$C_e = 530$ *г/л. с. ч* }
$L = 940$ *мм*
$G_{дв} = 72{,}5$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}69$ *кгс/л. с.*

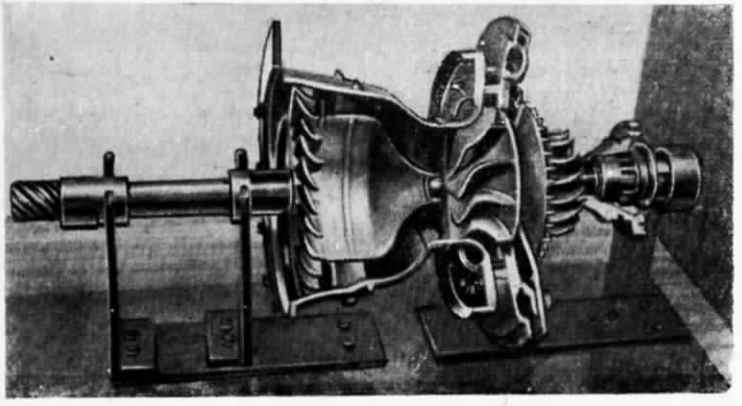
РОВЕР 2S/150A (748)

Турбовальный ГТД со свободной турбиной

Создан на основе промышленной силовой установки Ровер 2S/150A. При проектировании ставилась задача получения более низкого удельного веса в сочетании с надежностью и простотой конструкции, а также удовлетворительной работы двигателя в различных условиях.

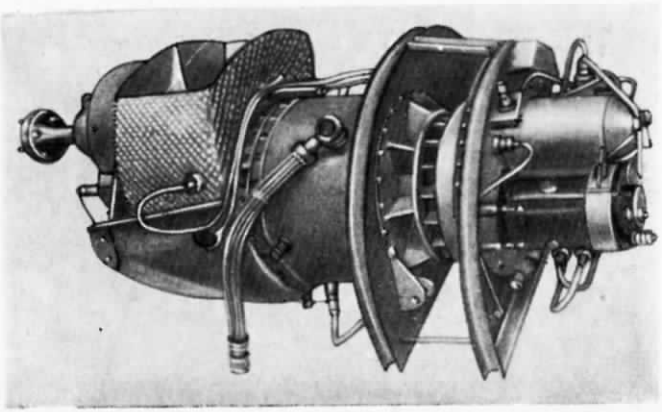
Компрессор — одноступенчатый, центробежный.
Камера сгорания — кольцевая, противоточная.
Турбина компрессора — радиальная, центростремительная.
Силовая турбина — одноступенчатая, осевая.
Система регулирования — полностью автоматическая.
Редуктор. $i = 0{,}147$.
Система запуска. Электростартер.
Состояние в производстве. Прошел типовые испытания.
Применение. Вспомогательная силовая установка на самолете Хоукер-Сиддли 748.

№№ источников: 140, 331.



Ротор ГТД Ровер 2S/150A

РОВЕР «МАРТОН»



$N_в = 146$ *л. с.*
$G_в = 0{,}91$ *кг/сек*
$\pi_к = 3{,}83$
} максимальный продолжительный режим при $H=0$, $V=0$, $n_{т.к} = 64\,500$ *об/мин*

$G_{т.ном} = 59$ *кг/ч*

$T_г = 1153°$ K

$b = 533$ *мм*

$h = 470$ *мм*

$L = 940$ *мм*

$G_{дв} = 72{,}5$ *кгс*

$\gamma_{дв} = 0{,}5$ *кгс/л. с.*

РОВЕР «МАРТОН»

Компрессор — одноступенчатый, центробежный. Неразъемный корпус, отлитый из алюминиевого сплава, с радиальным входным каналом несет передний упорный шарикоподшипник. Крыльчатка односторонняя, из алюминиевого сплава.

Камера сгорания — кольцевая противоточная. Корпус неразъемный. В задней части камеры находится кольцевой топливный коллектор с шестью форсунками плоского типа.

Турбина. Турбина компрессора — центростремительная. Корпус стальной неразъемный со сплошными лопатками соплового аппарата несет задний роликовый подшипник вала компрессора; на заднем конце этого вала крепится рабочее колесо.

Силовая турбина. Корпус стальной неразъемный. Рабочее колесо закреплено на ведущем валу, соединенном с редуктором. $T_т = 888°$ K при 47 000 *об/мин.*

Выпускной канал — нерегулируемый.

Система отбора мощности. $i = 0{,}147$. Число оборотов выводного вала 6000 *об/мин.*

Система регулирования — механическая. Автоматический регулятор числа оборотов и температуры газа за турбиной. Двигатель работает с постоянным числом оборотов.

Топливная система. Трехплунжерный топливный насос Ровер Мк. II. Давление топлива 10,3 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива. Топливо D.Eng.R.D.2494, 2486, 2498.

Система смазки — циркуляционная. Давление 0,84 *кгс/см²*. Два откачивающих насоса. Фильтр. Масло D.Eng.R.D. 2487. Расход масла 91 *г/ч.*

Система зажигания — Рэмси R/110/16 с мощным разрядом. Одна запальная свеча.

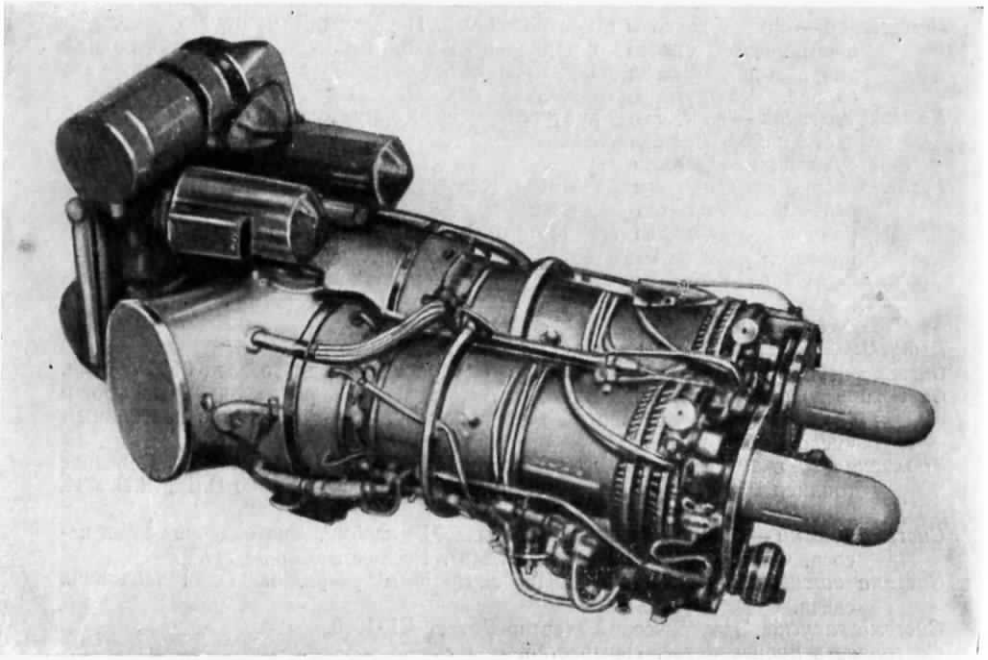
Система запуска. Электрический стартер Ротакс CL-1050.

Состояние в производстве. Неизвестно.

Применение. На пассажирском самолете Хоукер-Сиддли 748 для привода агрегатов.

№№ источников: 398.

РОЛЛС-РОЙС БРИСТОЛЬ СДВОЕННЫЙ «ГНОМ» Н.1200



$N_в = 2500$ *л. с.*
$G_в = 5{,}7$ *кг/сек* *
$\pi_к = 8{,}1$
} одночасовой режим при $n_{с.т} = 19\,400$ *об/мин*, МСА, $H = 0$, $n_{т.к} = 26\,300$ *об/мин*

$N_в = 2100$ *л. с.* (максимальный продолжительный режим при $n_{с.т} = 19\,400$ *об/мин*, МСА, $H = 0$)

$C_{e\,ном} = 304$ *г/л. с. ч*
$b = 1059$ *мм*
$h = 1031$ *мм*
$L = 1576$ *мм*
$G_{дв} = 463$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}185$ *кгс/л. с.*

* Для одного двигателя.

РОЛЛС-РОЙС БРИСТОЛЬ СДВОЕННЫЙ «ГНОМ» Н.1200

Состоит из двух двигателей «Гном» Н.1200 с общим редуктором

Входное устройство. Корпус из магниевого сплава. Четыре радиальные стойки несут передний основной подшипник компрессора и стартер. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора.

Компрессор — осевой, 10-ступенчатый. Корпус стальной. Регулируемый ВНА и три ряда поворотных направляющих лопаток управляются механизмом, работающим под действием давления в топливной системе. Ротор стальной барабанного типа с лопатками, имеющими замки типа «ласточкин хвост».

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная. 16 топливных форсунок, сгруппированных по восемь штук на каждом из двух топливопроводов.

Турбина — двухроторная. Турбина компрессора 2-ступенчатая. Рабочие лопатки с удлиненными ножками и елочными замками.

Одноступенчатая силовая турбина имеет рабочее колесо, выполненное заодно с валом, который опирается на роликовый и шариковый упорный подшипники. Рабочие лопатки с удлиненными ножками и елочными замками. Силовая турбина приводит выходной вал через редуктор.

Система регулирования — гидроэлектрическая. Электрическое счетно-решающее устройство Хоукер-Сиддли. Объединенное управление регуляторами расхода топлива, температуры на входе в силовую турбину, регулируемыми НА компрессора. Двигатель работает при постоянном числе оборотов с. т.

Топливная система — Лукас IFS 104. Топливный насос подает топливо под давлением 77 *кгс/см²*. Топливо D.Eng.R.D. 2494, 2486, 2498, A-1 (JP-1, JP-4, JP-5). Регулятор предельных оборотов.

Система смазки — циркуляционная. Давление масла 4,9 *кгс/см²*. Топливо-масляный теплообменник. Масло D.Eng.R.D. 2487.

Система зажигания — A.E.I.C44TS/1 с мощным разрядом. Две запальные свечи.

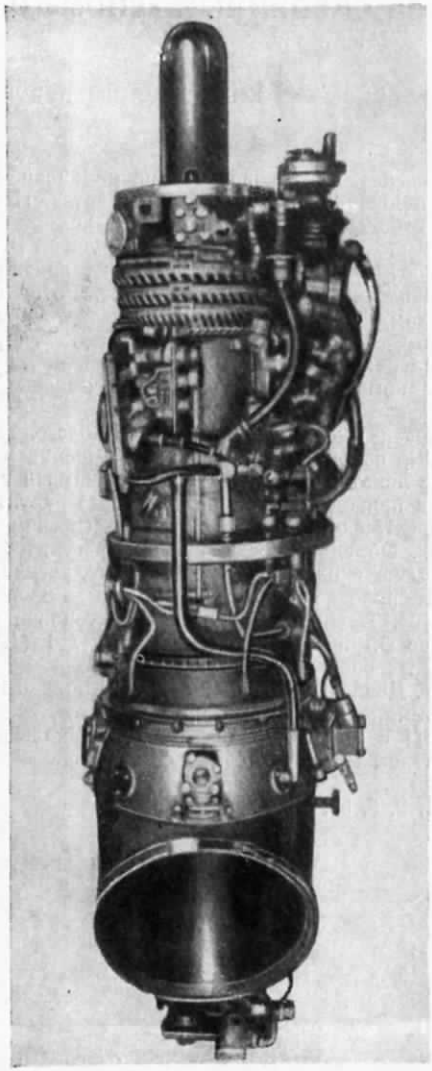
Система запуска — с электростартером Ротакс С.13504.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Вертолеты Уэссекс 1, 2, 5, 52, 53, 60.

№№ источников: 398, 102 доп.

РОЛЛС-РОЙС БРИСТОЛЬ «ГНОМ» Н.1400



$N_в = 1500$ *л. с.*
$C_e = 275$ *г/л. с. ч*
2,5-минутный чрезвычайный режим при $n_{т.к} = 26\,800$ *об/мин*, $V = 0$
$b = 577$ *мм*
$h = 548$ *мм*
$L = 1393$ *мм*

$N_в = 1400$ *л. с.*
$C_e = 277$ *г/л. с. ч*
$G_в = 6{,}0$ *кг/сек*
$\pi_к = 8{,}4$
одночасовой взлетный режим при $n_{т.к} = 26\,300$ *об/мин*, $n_{с.т} = 19\,500$ *об/мин*, МСА, $H = 0$
$G_{дв} = 151$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}1$ *кгс/л. с.*

$N_в = 1250$ *л. с.*
$C_e = 281$ *г/л. с. ч*
максимальный продолжительный режим при $n_{т.к} = 25\,950$ *об/мин*

РОЛЛС-РОЙС БРИСТОЛЬ «ГНОМ» Н.1400

Лицензионный ГТД Дженерал Электрик Т58

Отличается от ГТД Т58-GE-8 системами регулирования и подачи топлива.

Система регулирования. Регулирование дроссельного клапана производится по команде электрического счетно-решающего устройства фирмы Де Хевилленд Пропеллерс, автоматически поддерживающего установленное летчиком число оборотов ротора вертолета. Счетно-решающее устройство питается от аккумулятора постоянного тока напряжением 24 *в* и получает входные сигналы, дающие информацию о числе оборотов силовой турбины и турбины в. д., о температуре воздуха на входе в двигатель и газа перед силовой турбиной, а также командный сигнал от летчика. Устройство измеряет отклонение фактического числа оборотов несущего винта от заданных, усиливает этот сигнал и посылает корректирующий сигнал на электропривод дроссельного клапана. Подача топлива на переходных режимах ограничивается по максимальной допустимой температуре газа перед турбинами. Максимальное число оборотов турбины компрессора ограничивается гидромеханическим регулятором, встроенным в топливный насос и воздействующим на ход его плунжеров. В случае превышения предельного числа оборотов силовой турбины на 10% действует отключающий регулятор.

Топливная система — Лукас IFS 100 с многоплунжерным насосом, ход плунжеров которого регулируется при помощи гидравлического сервомеханизма. Центробежный фильтр низкого давления Дайнемик Фильтерз. Давление топлива 49 *кгс/см²*. Топливо D.Eng.R.D. 2482, 2486, 2488.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Вертолеты Уэстланд HAS.1 «Си Кинг».

Модификации:

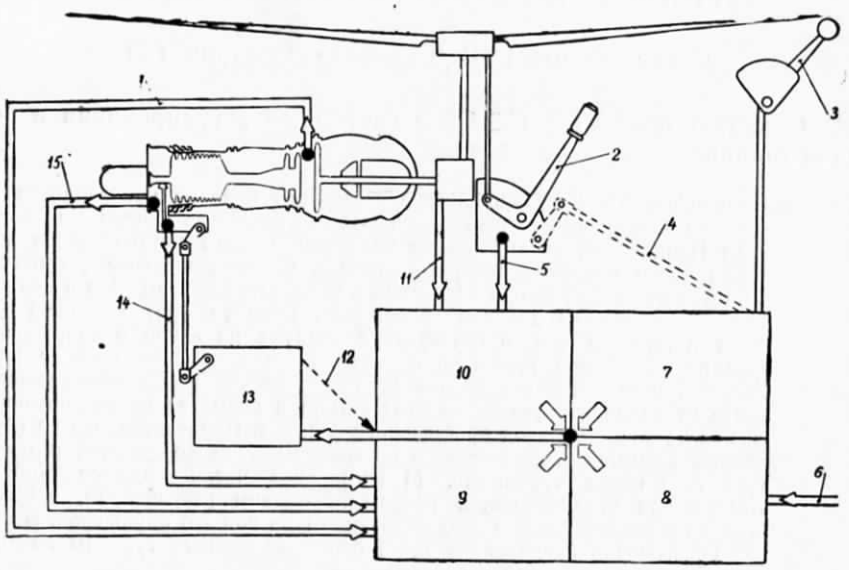
ГТД Н.1200. Взлетный режим $N_в = 1250$ *л. с.*, $C_e = 283$ *г/л. с. ч*, $G_в = 5{,}6$ *кг/сек*, $n_{т.к} = 26\,300$ *об/мин*, $n_{с.т} = 19\,500$ *об/мин*.

Чрезвычайный режим продолжительностью 2,5 *мин*: $N_в = 1350$ *л. с.*, $n_{т.к} = 26\,720$ *об/мин*, $G_{дв} = 140$ *кгс* (без редуктора, тахометра и стартера). Серийный.

ГТД Н.1800 (разрабатывается). В основном подобен ГТД «Гном» Н.1400. Изменения включают добавление нулевой ступени на входе в компрессор, который стал 11-ступенчатым, и применение 2-ступенчатой силовой турбины. ВНА и 4 первых ряда НА — регулируемые.

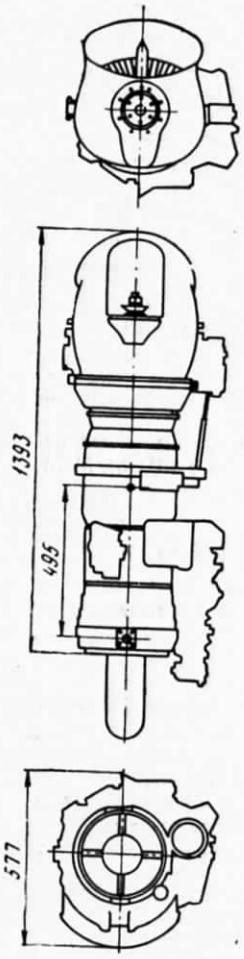
Чрезвычайный режим (2,5 *мин*): $N_в = 1875$ *л. с.*, $C_e = 0{,}236$ *г/л. с. ч*. Максимальный одночасовой режим: $N_в = 1750$ *л. с.*, $C_e = 240$ *г/л. с. ч*, $G_в = 7{,}5$ *кг/сек*, $n_{т.к} = 26\,300$ *об/мин*. Максимальный продолжительный режим: $N_в = 1550$ *л. с.*, $C_e = 250$ *г/л. с. ч*, $n_{т.к} = 25\,700$ *об/мин*, $G_{дв} = 212$ *кгс* (без редуктора).

№№ источников: 328, 329, 439, 102 доп.

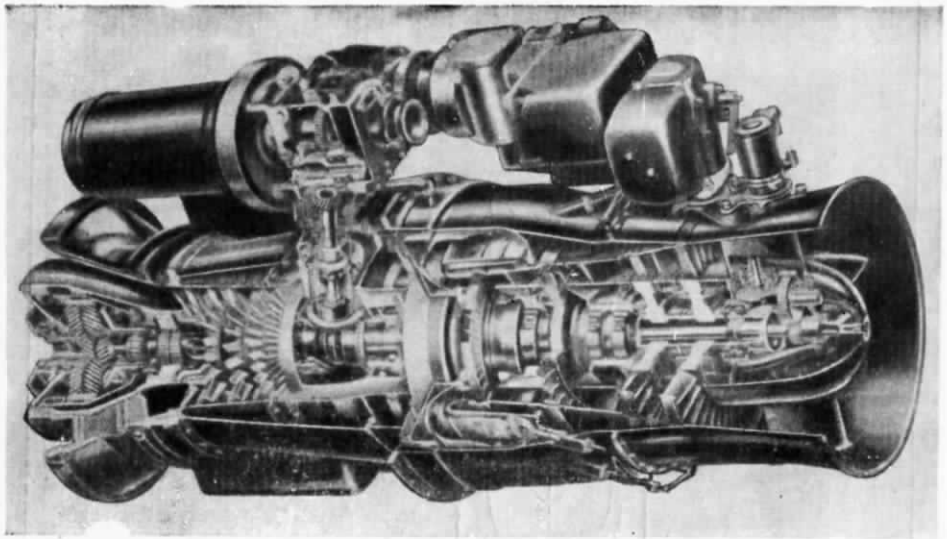


Автоматическая система регулирования расхода топлива ГТД «Гном» Н.1400.

1—температура газа на входе в силовую турбину; *2*—рычаг управления шагом несущего винта; *3*—рычаг установки числа оборотов; *4*—компенсатор отклонения; *5*—скорость изменения сигнала; *6*—подвод постоянного тока напряжением 24 *в*; *7*—контроль установленного числа оборотов ротора; *8*—статический преобразователь постоянного тока в переменный; *9*—регулятор, предотвращающий возникновение помпажа и превышение допустимой температуры; *10*—регулятор числа оборотов ротора; *11*—сигнал числа оборотов силовой турбины; *12*—обратная связь; *13*—механизм привода дросселя двигателя; *14*—число оборотов вала ротора турбокомпрессора; *15*—температура воздуха на входе в двигатель



Габаритные размеры ГТД «Гном» Н.1400

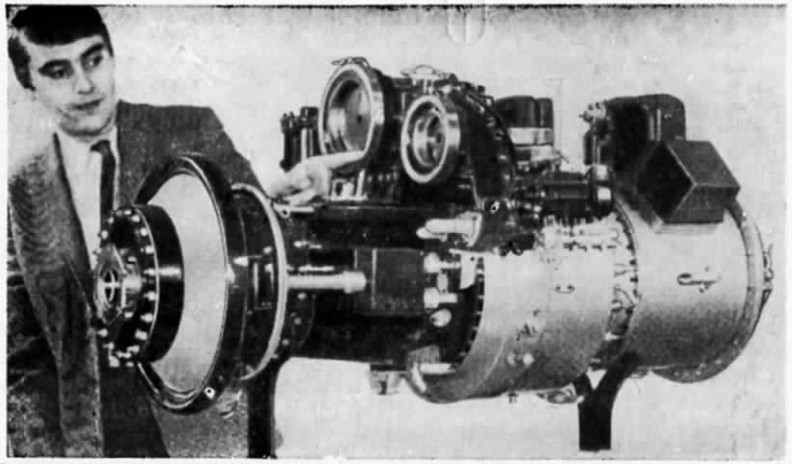


$N_в = 900$ *л. с.*
$C_e = 219$ *г/л. с. ч*
$\pi_к = 12{,}15$
} 2,5-минутный чрезвычайный режим при $n = 6000$ *об/мин*, МСА, $H = 0$

$N_в = 830$ *л. с.*
$C_e = 222$ *г/л. с. ч*
} одночасовой режим

$N_в = 750$ *л. с.*
$C_e = 225$ *г/л. с. ч*
} максимальный продолжительный режим

$D = 560$ *мм*
$L_г = 1092$ *мм*
$G_{дв} = 136$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}15$ *кгс/л. с.*



РОЛЛС-РОЙС RB.360 (RS.360)

Трехвальный ГТД со свободной турбиной

Компрессор — двухкаскадный. Компрессор каскада низкого давления—4-ступенчатый, осевой, с трансзвуковыми ступенями. Компрессор каскада высокого давления — одноступенчатый, центробежный, с односторонней крыльчаткой. Диффузор — радиально-осевого типа. Ротор компрессора опирается спереди на роликовый и сзади на шариковый подшипники.

Промежуточный корпус — литой, расположен между к. н. д. и к. в. д. Несет привод агрегатов и опору для шарикоподшипника к. н. д., шарико- и роликоподшипников к. в. д.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, с горелками испарительного типа.

Турбина — трехроторная. Одноступенчатая, осевая турбина в. д.; одноступенчатая, осевая турбина н. д. Рабочие лопатки и охлаждаемые воздухом сопловые лопатки турбины в. д. подобны лопаткам турбины ТВД «Дарт». Рабочие лопатки турбины в. д. и н. д. бандажированы.

Свободная силовая турбина — двухступенчатая, осевая, с бандажированными рабочими лопатками. Вал от силовой турбины проходит внутри полого вала каскада н. д. и соединяется с одноступенчатым редуктором, расположенным в передней части двигателя. Корпуса камеры сгорания и турбины заключены в теплоизоляционный экран, установленный с радиальным зазором.

Система регулирования — гидромеханическая, автоматическая.

Топливная система — фирмы Плесси.

Система зажигания — малогабаритная с мощным разрядом фирмы Ротакс.

Система запуска. Стартер-генератор французской фирмы Эр Экипман.

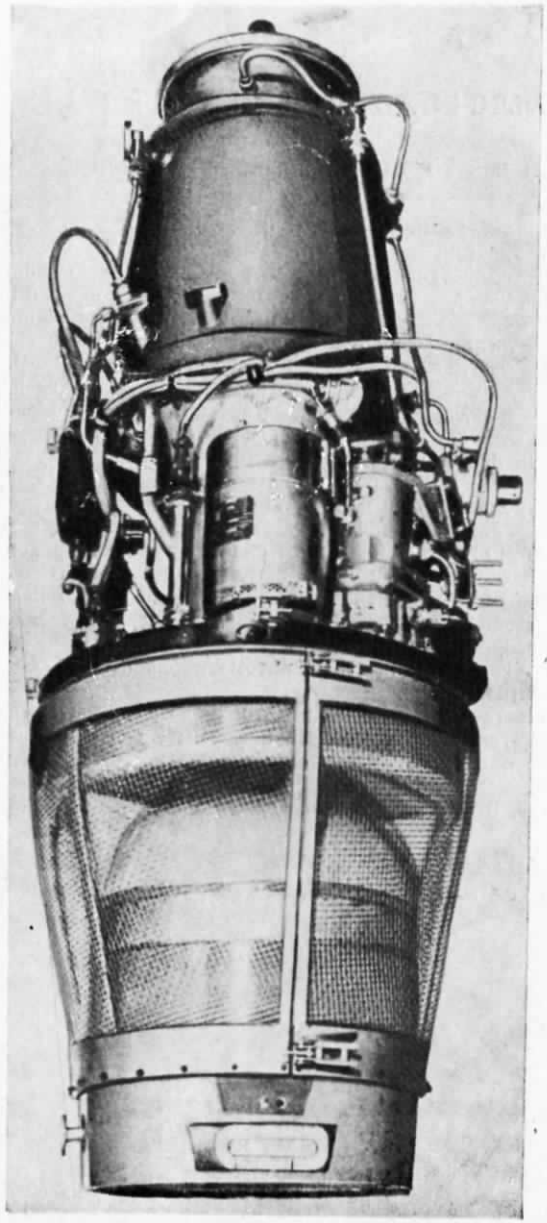
Редуктор — с цилиндрическими винтовыми шестернями. Имеется измеритель крутящего момента.

Состояние в производстве. В стадии доводки. Двигатели BS.360 наработали на стенде 550 *ч.*

Применение. Вертолет Уэстленд WG13.

№№ источников: 11, 29, 80, 120, 158, 171, 204, 282, 331, 102 доп., 129 доп.

ТУРБОМЕКА «АСТАЗУ» IIIN



$N_э = 625$ *л. с.*
$N_в = 600$ *л. с.*
$C_e = 281$ *г/л. с. ч*
$T_с = 828°$ К
взлетный режим (и одночасовой максимальный режим) при $n_{т.к} = 43\,500$ *об/мин* и $n_{в.в} = 6179$ *об/мин*

$N_э = 559$ *л. с.*
$N_в = 530$ *л. с.*
$C_e = 288$ *г/л. с. ч*
$G_в = 2{,}5$ *кг/сек*
максимальный продолжительный режим при $n_{т.к} = 43\,500$ *об/мин*

$\tau_к = 6$
$D_т = 460$ *мм*
$L = 1433$ *мм*
$G^a_{дв} = 147{,}5$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}236$ *кгс/э. л. с.*

ТУРБОМЕКА «АСТАЗУ» IIIN

Двигатель является развитием ГТД «Астазу» IIA и отличается от последнего применением более жаропрочных материалов турбины, что позволило повысить температуру газа перед турбиной и увеличить мощность двигателя.

Входное устройство — с кольцевым входом. Пять радиальных стоек. Спереди соединено с корпусом редуктора. Противообледенительная система с подогревом горячим воздухом.

Компрессор — 2-ступенчатый, осецентробежный: 1-я ступень осевая, 2-я—центробежная с односторонней крыльчаткой. Два ряда направляющих лопаток за осевой ступенью.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная, с вращающимся распылителем топлива. Подобна камере «Астазу» XIV.

Турбина — 3-ступенчатая, осевая. Подобна турбине «Астазу» XIV.

Сопло — нерегулируемое, с центральным телом. Три радиальные стойки.

Редуктор — соосный, двухступенчатый: 1-я ступень с косозубыми, а 2-я ступень с прямозубыми цилиндрическими шестернями. $i = 0{,}142$. Подобен редуктору «Астазу» XIV.

Топливная система. В основную топливную систему входят: топливный насос, отсечной клапан с электрическим приводом, пусковое устройство с барометрическим корректором, регулятор числа оборотов и ограничитель расхода топлива. Все эти агрегаты объединены в один узел. Пусковое топливо подается микронасосом с электрическим приводом; поджиг топлива осуществляется от двух факельных воспламенителей. Автоматический регулятор постоянных чисел оборотов.

Система смазки. Включает маслобак емкостью 8 *л*, фильтр, датчики температуры и давления (последний устанавливается только на гражданских двигателях) и редукционный клапан. Насосы шестеренного типа. Смазочное масло минеральное или синтетическое.

Система запуска. Стартер-генератор мощностью 4 *квт*. Сдвоенная катушка зажигания.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Многоцелевой вертолет Аэроспасьяль-Уэстланд SA.341 «Газель».

Ресурс — 1000 *ч* (начальный).

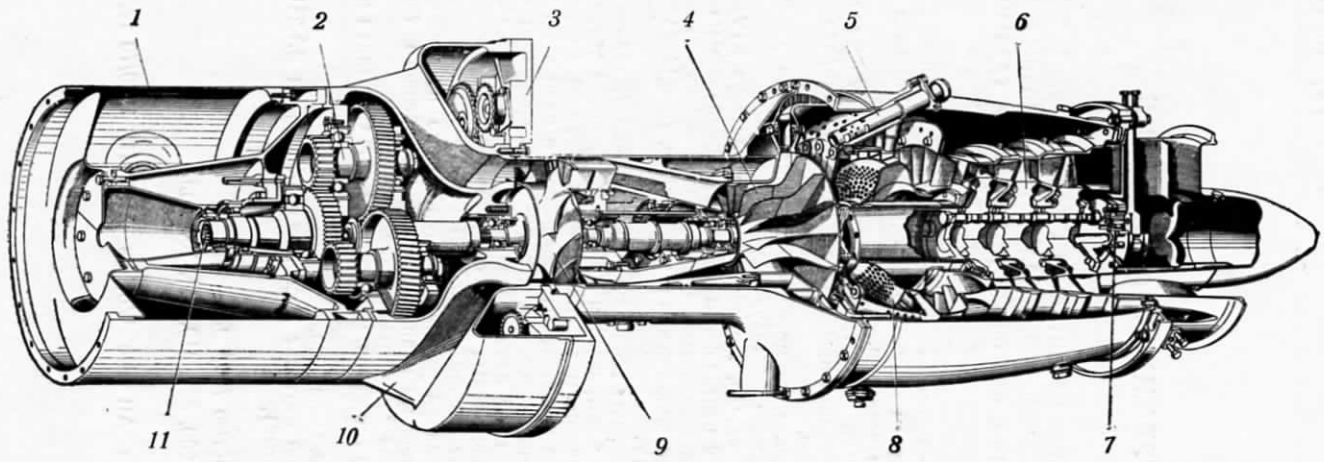
Модификация:

ГТД «Астазу» VI мощностью 750 [1] *л. с.*

№№ источников: 56, 85, 200, 332, 419, 444, 102 доп.

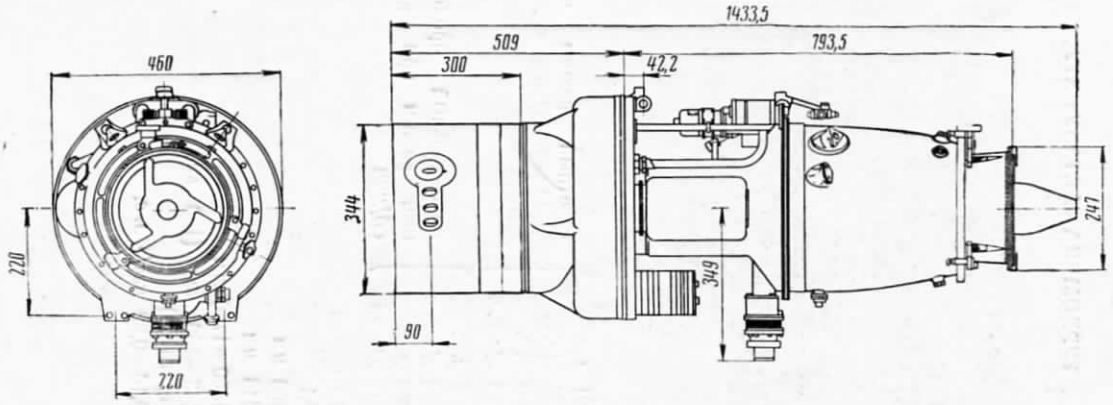
---

[1] По данным Jane's All the World's Aircraft, 1969/70 гг. $N_в = 730$ *л. с.* и $C_e = 269$ *г/л. с. ч.*



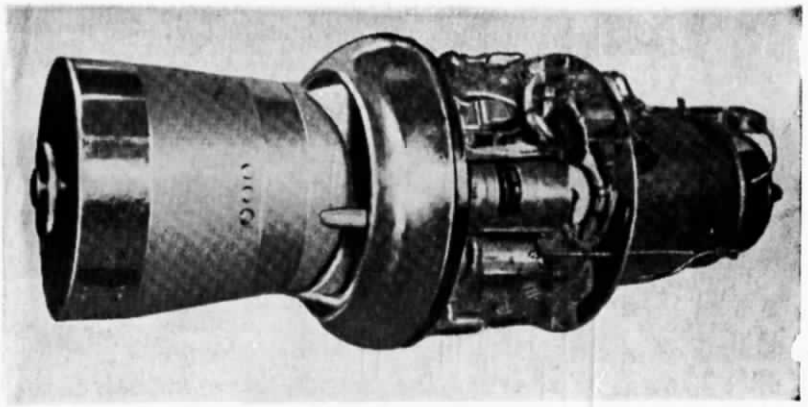
Конструктивная схема ГТД Турбомека «Астазу» IIIN.

1—маслобак; *2*—редуктор; *3*—фланец крепления агрегатов; *4*—центробежная ступень компрессора; *5*—факельный воспламенитель; *6*—турбина; *7*—задний подшипник; *8*—камера сгорания; *9*—осевая ступень компрессора; *10*—входное устройство; *11*—выводной вал



Габаритные размеры ГТД Турбомека «Астазу» IIIN

ТУРБОМЕКА «АСТАЗУ» XIV



$N_э = 921$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 221$ *г/л. с. ч*
$N_в = 870$ *л. с.*
$C_e = 235$ *г/л. с. ч*

взлетный режим при $n_{т.к} = 43\,000$ *об/мин* и $n_{в.в} = 1783$ *об/мин*

$N_э = 830$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 226$ *г/л. с. ч*
$N_в = 780$ *л. с.*
$C_e = 242$ *г/л. с. ч*

максимальный продолжительный режим при $n_{т.к} = 43\,000$ *об/мин*

$G_в = 3{,}3$ *кг/сек*
$\pi_к = 8{,}1$
$D = 460$ *мм*
$D_г = 546$ *мм*
$L = 1550 \div 1750$ *мм*
$G_{дв} = 145—206$ *кгс* (133 *кгс* без агрегатов)
$\gamma_{дв} = 0{,}16—0{,}22$ *кгс/э. л. с.*

ТУРБОМЕКА «АСТАЗУ» XIV

Одновальный ТВД с соосным редуктором

Входное устройство — с кольцевым входом. Спереди оно соединено с корпусом редуктора и втулки воздушного винта, сзади — с корпусом компрессора. Корпус редуктора воздушного винта поддерживается пятью радиальными стойками. В центральной втулке входного устройства помещен передний подшипник вала осевого компрессора. Противообледенительная система с подогревом горячим воздухом, отбираемым от компрессора.

Компрессор — 3-ступенчатый, осецентробежный. Первые две ступени осевые, трансзвуковые, с малым количеством лопаток относительно небольшого удлинения. Скорость на концах лопаток соответствует $M = 1{,}1$. Рабочие лопатки выполнены заодно с дисками. За каждой осевой ступенью имеется по два ряда направляющих лопаток. 3-я ступень центробежная. За крыльчаткой расположен радиально-осевой диффузор. Вал осевого компрессора опирается на два шарикоподшипника. Корпус осецентробежного компрессора неразъемный, выполнен из алюминиевого сплава.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная, с вращающимся распылителем топлива. Корпус камеры сгорания неразъемный, стальной.

Турбина — 3-ступенчатая. Рабочие лопатки выполнены заодно с дисками, которые крепятся стяжными центрирующими болтами к задней части полого вала. Сопловые лопатки 1-й ступени полые. Корпус стальной. $T_т = 753°$ К.

Сопло — нерегулируемое, с центральным конусом. Три радиальные стойки.

Привод воздушного винта — через 2-ступенчатый редуктор с цилиндрическими шестернями. Винт трехлопастной Гамильтон 23LF с гидравлической системой регулирования. $i = 0{,}041$.

Система регулирования — механическая. Изохронный регулятор числа оборотов турбины, объединенный с регулятором расхода топлива. Мощность регулируется путем изменения шага винта. Единый рычаг управления. Двигатель работает с постоянным числом оборотов.

Топливная система — с топливным насосом Турбомека, подающим топливо под давлением 5 *кгс/см²*. Регулятор расхода топлива с высотным корректором и ограничителем разгона. Топливо AIR-3405 (JP-1).

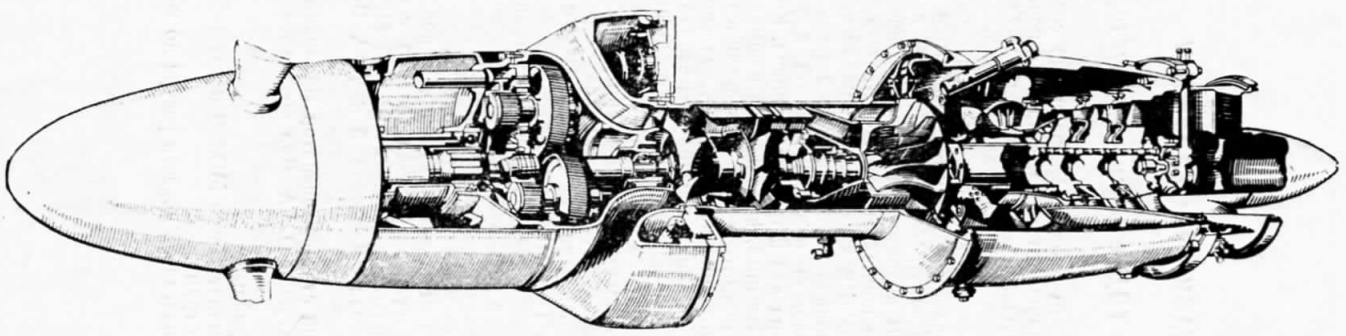
Система смазки — циркуляционная. Давление 5 *кгс/см²*. Встроенный в двигатель маслобак.

Система запуска. Электрический стартер-генератор Эр Экипман 84534. Воспламенение от сдвоенной катушки D.B.A. Два воспламенителя факельного типа с микронасосом.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Многоцелевой самолет Дассо MD.320 и служебный самолет Хэндли Пейдж HP.137 «Джетстрим».

Ресурс. К концу 1970 г. предполагалось довести ресурс до 2000 *ч.*



ТВД Турбомека «Астазу» XIV-C

Модификации и турбовальный вариант ТВД «Астазу» XIV

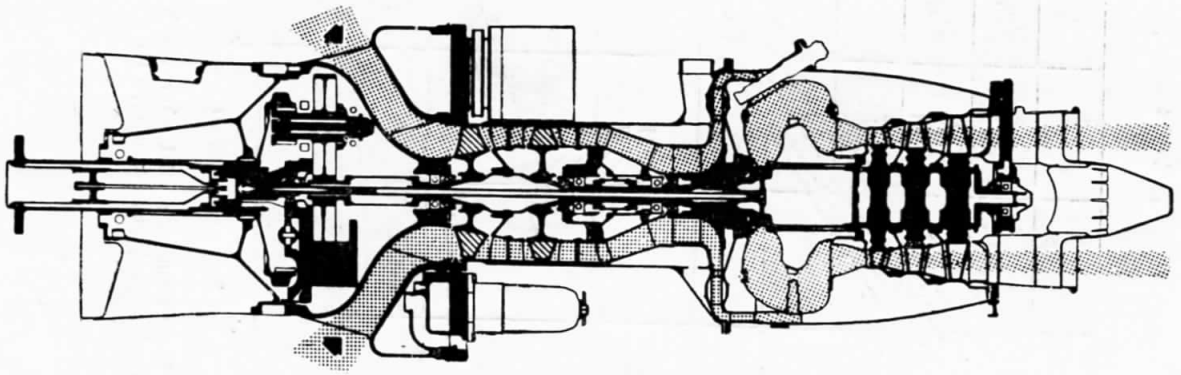
	„Астазу" XIV-A (ГТД)	„Астазу" XIV-C	„Астазу" XVI	„Астазу" XVIII	„Астазу" XX
			Взлетный режим (МСА, $H=0$)		
Мощность на валу, *л. с.*	600*	—	1027	1170	—
Эквивалентная мощность, *л. с.*	651	921	1074—1088	1235	1120
Удельный расход топлива, *г/э. л. с. ч* (*г/л. с. ч*)	(288)	222	222 (235)	225	218
Число оборотов турбокомпрессора, *об/мин*	43 000	43 000	43 000	43 000	—
			Максимальный продолжительный режим		
Мощность на валу, *л. с.*	545	—	925—937	1082	—
Эквивалентная мощность, *л. с.*	595	831**	984—996	1145	1000
Удельный расход топлива, *г/э. л. с. ч* (*г/л. с. ч*)	(295)	224	227	227	224
Число оборотов турбокомпрессора, *об/мин*	43 000	43 000	43 000	43 000	—
Расход воздуха, *кг/сек*	3,35	3,2	3,33	—	—
Степень повышения давления	7,6	8,1	8,15	—	—
Температура газа в сопле, °К	655	744	—	—	—
Диаметр, *мм*	460	546	546[г]	581	500[г]

Продолжение

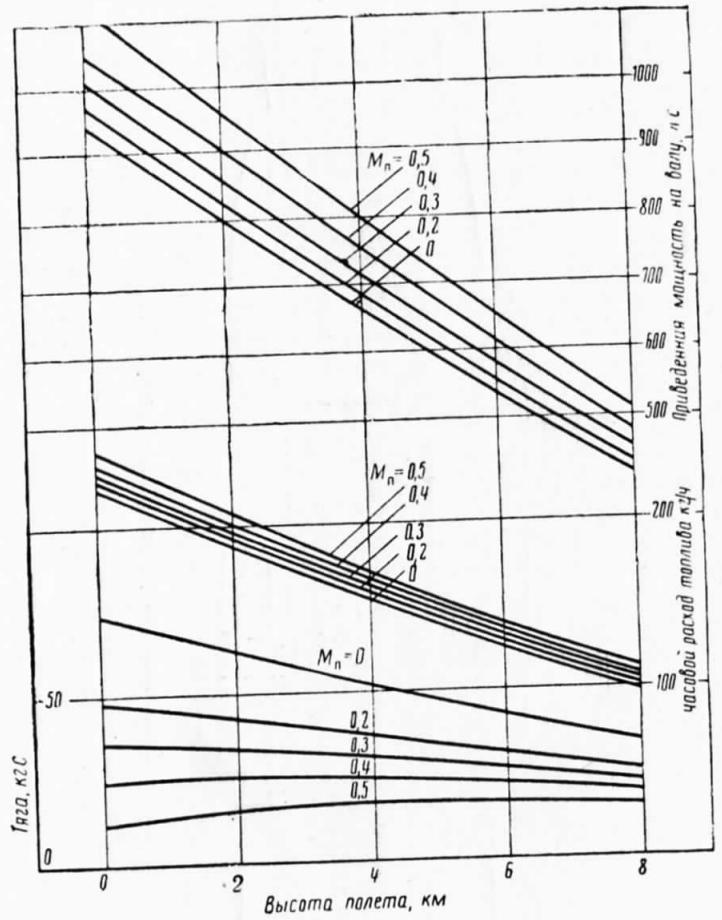
	„Астазу" XIV-A (ГТД)	„Астазу" XIV-C	„Астазу" XVI	„Астазу" XVIII	„Астазу" XX
Длина, *мм*	1430	1752 (2050г)	2050	2050 (с винтом)	2032г
Вес, *кгс*	160а	145*** (206а)	133*** (205а)	205а	170***
Удельный вес, *кгс/э. л. с.*	0,245	0,157	0,13—0,188	0,175	0,152
Конструктивные особенности	Конструкция такая же, что и у ТВД „Астазу" XIV		Усовершенствованный ТВД «Астазу» XIV. Мощность увеличена благодаря повышенной рабочей температуре. Турбина охлаждаемая. Предусмотрен впрыск воды	Более мощный вариант ТВД „Астазу" XVI	3-ступенчатый осевой компрессор
Состояние в производстве	—	Серийный	Серийный	Опытный	В разработке
Где установлен	Доводочный вариант вертолета Сюд Авиасьон „Алуэтт" III	Пассажирский самолет Хэндли Пейдж „Джетстрим"	Пассажирский самолет Хэндли Пейдж «Джетстрим»	Предназначен для замены двигателей „Астазу" XIV и XVI	Предпол. самолет „Джетстрим"
Ресурс, *ч*	750	1000	1500 (начальн.)	—	—

* Сохраняется постоянной до $t_н = +45°$ С. ** При МСА. *** Без агрегатов.

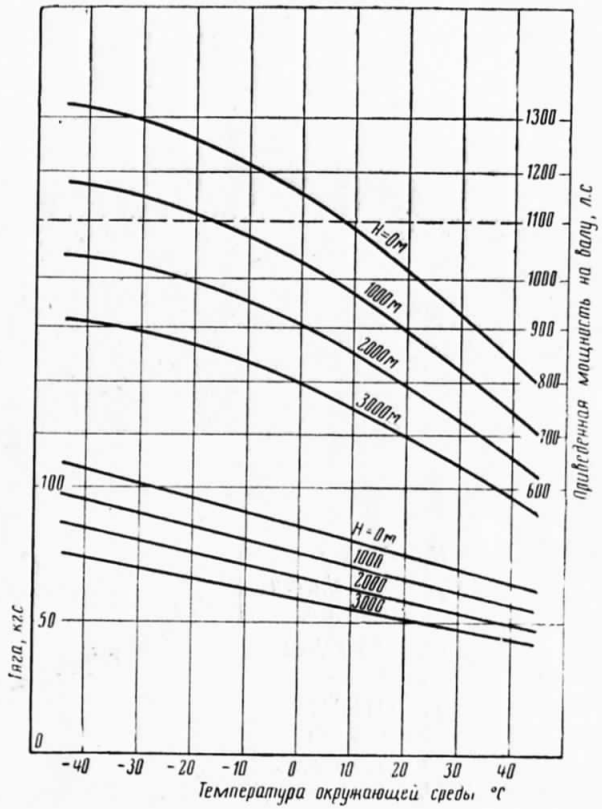
№№ источников: 1, 6, 37, 52, 56, 57, 65, 76, 85, 202, 221, 242, 286, 289, 399, 418, 444, 102 доп., 126 доп.



Схематический разрез ТВД «Астазу» XVI

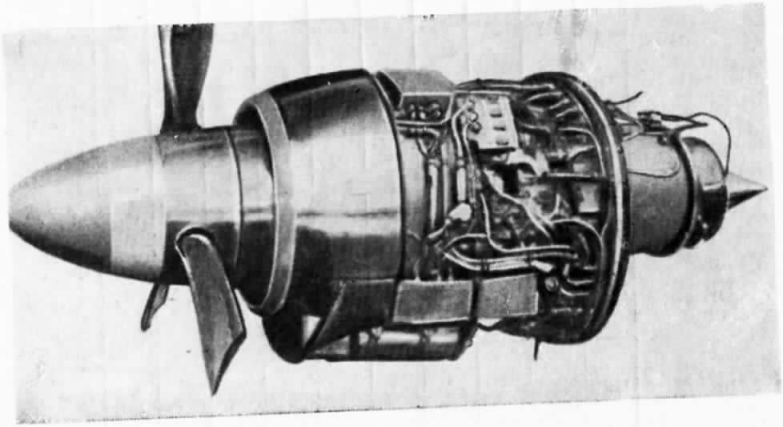


Высотно-скоростные характеристики ТВД «Астазу» XX (в условиях стандартной атмосферы, без потерь на входе)



Изменение мощности на валу и реактивной тяги ТВД «Астазу» XX в зависимости от температуры окружающей среды и высоты полета (без потерь на входе)

ТУРБОМЕКА «БАСТАН» VIC



$N_э = 1065$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 262$ *г/л. с. ч*
$N_в = 986$ *л. с.*
} взлетный режим при $n_{т.к} = 33\,500$ *об/мин*

$G_в = 4{,}5$ *кг/сек*
$\pi_к = 5{,}83$
$T_г = 1143°$ K
$b = 685$ *мм*
$h = 775{,}5$ *мм*
$L = 2034$ *мм*
$G^а_{дв} = 212$ *кгс*
$G^у_{дв} = 390$ *кгс* (с винтом)
$\gamma_{дв} = 0{,}199$ *кгс/э. л. с.*

ТУРБОМЕКА «БАСТАН» VIC

Входное устройство — с кольцевым входом. Шесть радиальных стоек. Корпус несет передний шариковый подшипник вала компрессора. Противообледенительная система с подогревом входного устройства горячим воздухом, отбираемым от компрессора. Передняя кромка воздухозаборника имеет электрический подогрев.

Компрессор —2-ступенчатый, осецентробежный: 1-я ступень осевая, 2-я ступень центробежная. Рабочие лопатки осевого компрессора крепятся к диску на штифтах. За рабочим колесом осевой ступени компрессора расположен 2-ступенчатый направляющий аппарат. Центробежная ступень включает одностороннюю крыльчатку и радиально-осевой лопаточный диффузор. В корпусе компрессора заключен задний шариковый подшипник вала компрессора.

Для восстановления мощности двигателя при взлете в условиях повышенной температуры наружного воздуха (до +40° С) на входе в компрессор впрыскивается водометаноловая смесь; максимальный расход ее составляет 650 *л/ч*.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная, с вращающимся распылителем топлива. Два воспламенителя факельного типа.

Турбина — 3-ступенчатая, осевая. Лопатки соплового аппарата 1-й ступени полые. Рабочие лопатки всех трех ступеней выполнены заодно с дисками. В корпусе турбины расположены камера сгорания, сопловой аппарат турбины и задний роликовый подшипник ротора двигателя.

Сопло — нерегулируемое, с центральным конусом. Три радиальные стойки.

Редуктор — 2-ступенчатый, соосный. $i = 0{,}047$. Имеется измеритель крутящего момента.

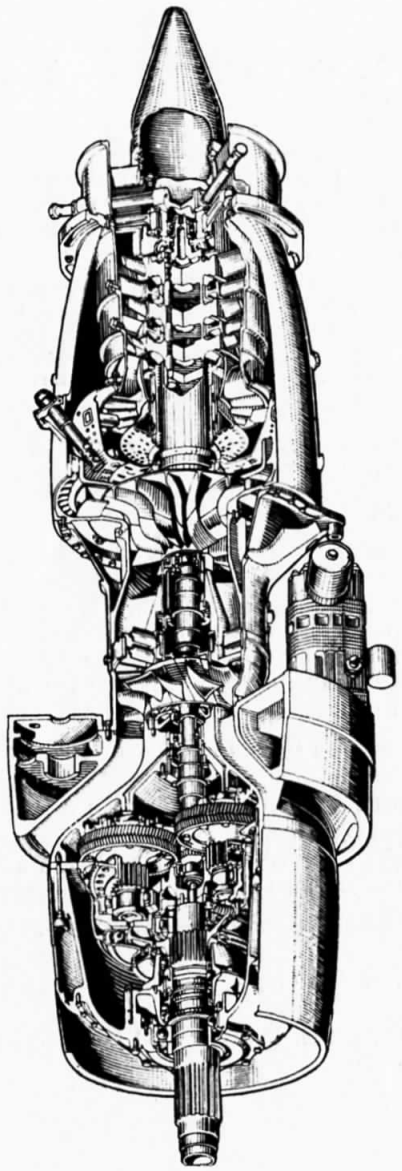
Винт — трехлопастной, фирмы Ратье-Фижак, диаметром 3,2 *м*.

Система регулирования. Регулятор расхода топлива с корректором по давлению и температуре воздуха на входе в двигатель. Число оборотов двигателя поддерживается воздействием на шаг винта.

Система смазки — циркуляционная. Давление 5 *кгс/см²*. Встроенный в двигатель маслобак.

Система запуска — с электрическим стартером-генератором. Сдвоенная катушка зажигания D.B.A.

Состояние в производстве. Серийный. К июлю 1969 г. Турбомека построила 380 ТВД «Бастан» VIC.



Конструктивный разрез ТВД «Бастан» VIC

Применение. Пассажирский самолет Норд 262.

Ресурс. К концу 1969 г. ресурс ТВД «Бастан» VIC на самолете Норд 262 достиг 1800 *ч.*

Модификации:

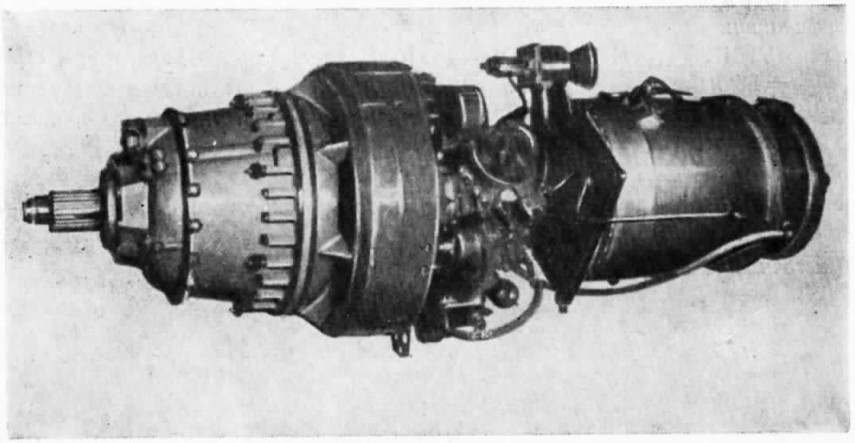
«Бастан» VIC1. $N_{э.взл}=1080$ *л. с.*, $N_{в.взл}=1000$ *л. с.*, $C_{e\ ном}=264$ *г/э. л. с. ч*, $G_в=4{,}5$ *кг/сек*, $\pi_к=5{,}8$, $G_{дв}=212$ *кгс*. Рабочие лопатки турбины вставные, диски крепятся к валам с помощью сквозных болтов. Серийный. Для пассажирского самолета Норд 262.

«Бастан» VIC3. $N_{в.взл}=985$ *л. с.*

«Бастан» VID. $N_{в.взл}=1000$ *л. с.* Для легкого транспортного самолета «Гурани» II. Заказана серия.

№№ источников: 5, 47, 330, 331, 399, 440, 102 доп.

ТУРБОМЕКА «БАСТАН» VII



ТВД Турбомека «Бастан» VIIA

Данные ТВД «Бастан» VIIA

$N_э = 1136$ [1] *л. с.*
$C_{e\,э} = 254$ *г/л. с. ч*
$N_в = 1060$ [2] *л. с.*
$C_e = 273$ *г/л. с. ч*
} взлетный режим при $n_{т.к} = 32\,000$ *об/мин*

$G_в = 5{,}9$ *кг/сек*
$\pi_к \approx 6{,}7$
$T_т = 733°$ К
$D = 550$ *мм*
$L = 1911$ *мм*
$G^{а}_{дв} \approx 270$ *кгс*
$\gamma_{дв} \approx 0{,}24$ *кгс/э. л. с.*

Данные ТВД «Бастан» VIIB

$N_в = 1250$ *л. с.*
$C_e = 258$ *г/л. с. ч*
} взлетный режим при $n_{т.к} = 32\,000$ *об/мин*

[1] С отбором воздуха. Мощность ограничена прочностью редуктора. Максимальное значение ее составляет $N_э = 1375$ *л. с.* при $n_{т.к} = 32\,000$ *об/мин.*

[2] Сохраняется при $H = 0$ до $t_н = +36°$ С. Мощность ограничена прочностью редуктора. Максимальное значение ее составляет $N_в = 1250$ *л. с.* при $n_{т.к} = 32\,000$ *об/мин.*

ТУРБОМЕКА «БАСТАН» VII

ТВД «Бастан» VII разработан на основе ТВД «Бастан» VI в двух модификациях: «Бастан» VIIA и «Бастан» VIIB. В принципе это один и тот же двигатель с одинаковым числом оборотов турбокомпрессора, но с регулированием на различный максимальный расход топлива. От ТВД «Бастан» VI двигатель «Бастан» VII отличается в основном увеличенным проходным сечением воздушного тракта, добавлением 2-й осевой ступени компрессора, а также рядом конструктивных изменений в компрессоре, камере сгорания, редукторе и других узлах.

Входное устройство — с кольцевым входом. Шесть радиальных стоек. Противообледенительная система с подогревом горячим воздухом, отбираемым от компрессора.

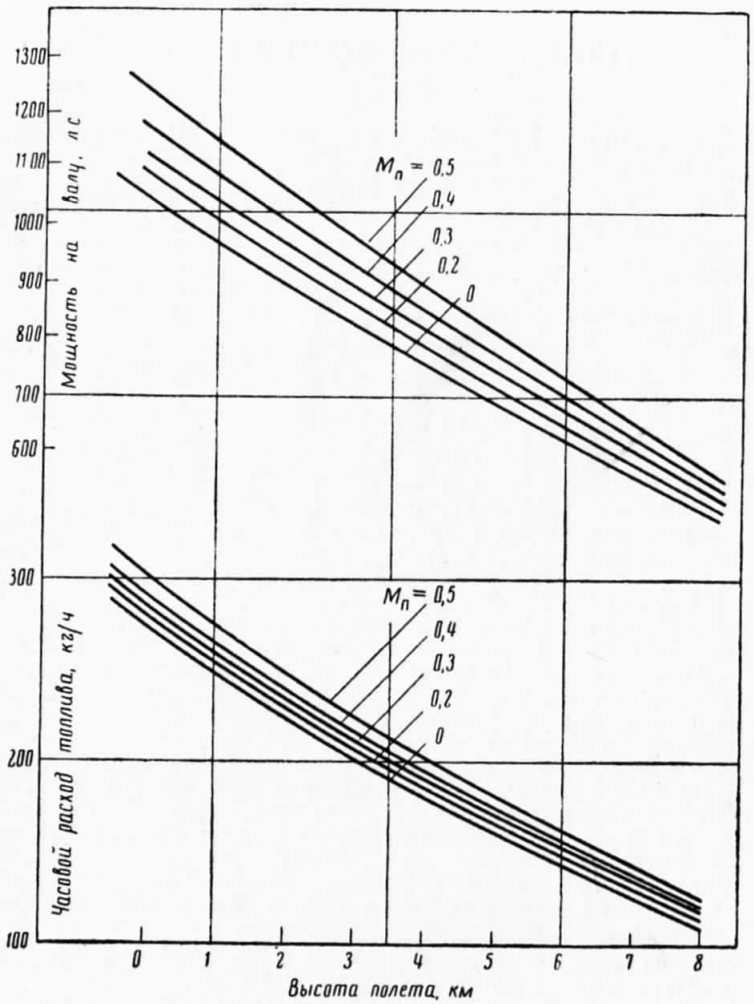
Компрессор — 3-ступенчатый, осецентробежный: две первые ступени осевые, 3-я — центробежная. За 1-й и 2-й осевыми ступенями имеются 2-ступенчатые направляющие аппараты. Между рабочими колесами осевых ступеней имеется лабиринтное уплотнение для предотвращения перетекания воздуха между ступенями. Рабочие лопатки 1-й осевой ступени выполнены из титанового сплава и крепятся к диску на штифтах. Между лопатками просверлены отверстия, через которые под действием центробежных сил впрыскивается водометаноловая смесь для форсирования двигателя в жаркую погоду. Рабочие лопатки 2-й осевой ступени выполнены заодно с диском и изготовлены из легкого сплава. Ротор осевого компрессора опирается на два шариковых подшипника, первый из которых находится в центральной части корпуса входного устройства, а второй — в крышке, закрепленной на входном корпусе центробежного компрессора. Центробежная ступень состоит из крыльчатки и радиально-осевого диффузора. Входной корпус центробежного компрессора сварной из стали с профилированными приваренными стойками. Крыльчатка центробежного компрессора стальная. Во избежание помпажа при запуске и выходе двигателя на режим компрессор оборудован клапаном для перепуска воздуха за осевыми ступенями.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная. Конструкция камеры такая же, как у «Бастан» VI, но толщина ее стенок и диаметр отверстий для прохода воздуха выбраны согласно условиям работы ТВД «Бастан» VII.

Турбина — 3-ступенчатая, осевая, по своей конструкции подобна турбине ТВД «Бастан» VI. Рабочие лопатки всех трех ступеней вставные. Лопатки соплового аппарата 1-й ступени полые, сваренные по задним кромкам. Лопатки сопловых аппаратов остальных ступеней литые.

Сопло — нерегулируемое, с центральным конусом. Три радиальные стойки.

Редуктор — 2-ступенчатый. По сравнению с редуктором ТВД «Бастан» VI переконструирован для передачи увеличенной мощности с учетом дальнейшего развития двигателя. $i = 0{,}047$. Имеется измеритель крутящего момента.



Высотно-скоростные характеристики ТВД «Бастан» VIIA. (Максимальная мощность, МСА)

Винт. ВИШ с гидравлическим управлением как поступательным, так и отрицательным углами атаки. Число оборотов вала винта 1662 *об/мин* для ТВД «Бастан» VIIB и 1517 *об/мин* для ТВД «Бастан» VIIA.

Система регулирования, топливная система и система смазки. В основном такие же, как у ТВД «Бастан» VIC.

Система запуска — автоматическая, с электрическим стартером-генератором.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Предназначен для пассажирских самолетов Норд 262-С «Фрегат».

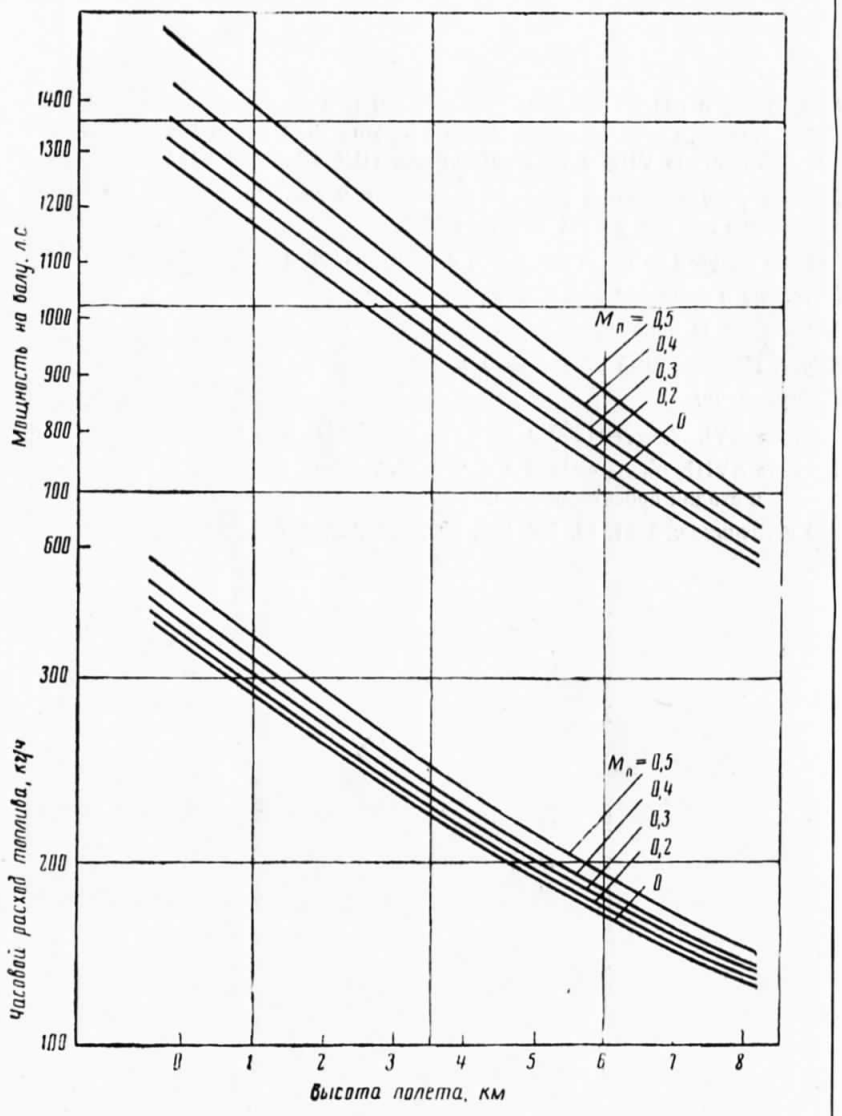
Ресурс. Планируемый ресурс 2000 *ч.*

Модификации:

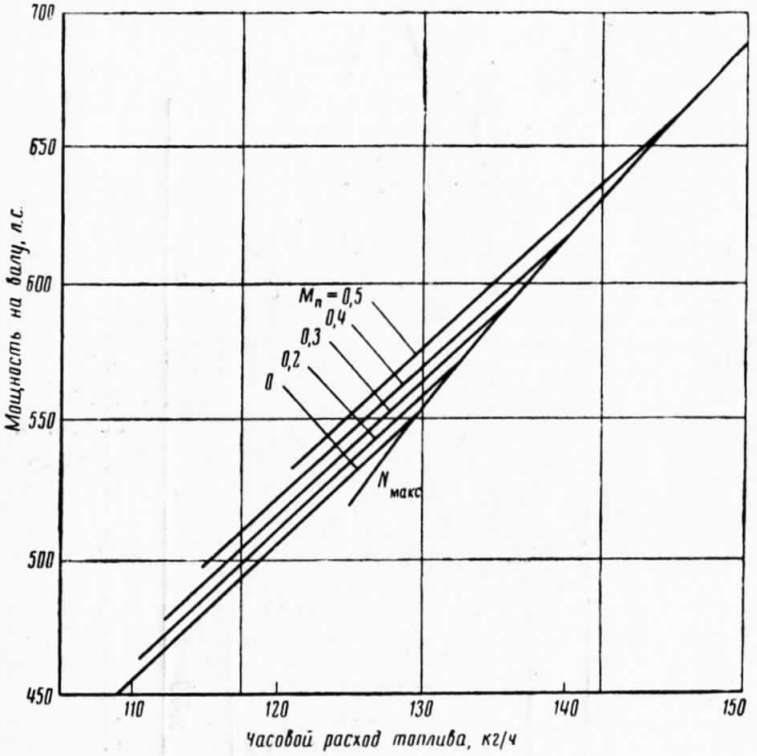
«Бастан» XVI. $N_{э.взл}$ = 1800 *л. с.*, $C_{e\ взл}$ = 235 *г/л. с. ч.* Опытный.

«Бастан» XVIII. $N_{в.взл}$ = 1775 *л. с.* С охлаждаемой турбиной. В 1969 г. находился в стадии проектирования.

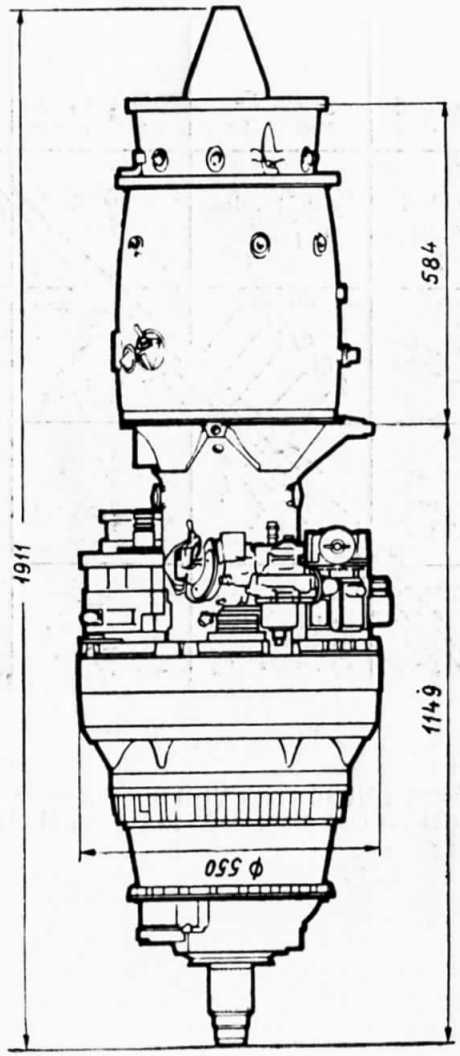
№№ источников: 6, 51, 83, 104, 202, 223, 332, 399, 421, 422, 440, 102 доп.



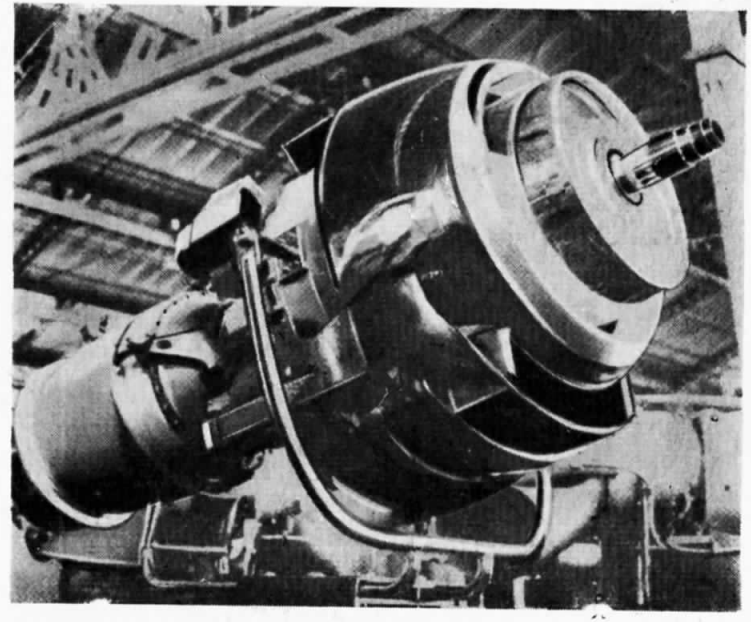
Высотно-скоростные характеристики ТВД «Бастан» VIIB. (Максимальная мощность, МСА)



Изменение мощности ТВД «Бастан» VIIB в зависимости от часового расхода топлива и числа $M_п$ (H = 8 км, МСА)

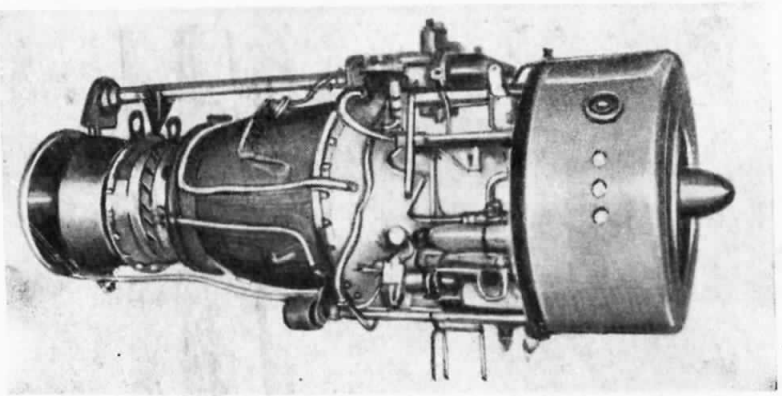


Габаритные размеры ТВД «Бастан» VIIA



ТВД «Бастан» XVI

ТУРБОМЕКА «ТУРМАСТАЗУ» XIV



$N_в = 900$ *л. с.*
$C_e = 233$ *г/л. с. ч*
} взлетный режим при $n_{т.к} = 43\,000$ *об/мин* и $n_{в.в} = 2500$ *об/мин*

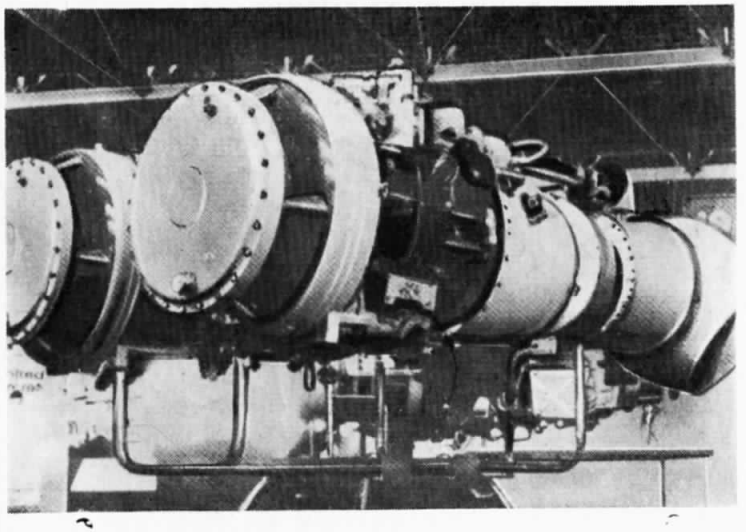
$N_в = 802$ *л. с.*
$C_e = 239$ *г/л. с. ч*
} максимальный продолжительный режим

$G_в = 3{,}33$ *кг/сек*
$\pi_к = 8$
$b = 460$ *мм*
$h = 561$ *мм*
$L_г = 1370$ *мм*
$G^a_{дв} = 155$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}172$ *кгс/л. с.*

ТУРБОМЕКА «ТУРМАСТАЗУ» XIV

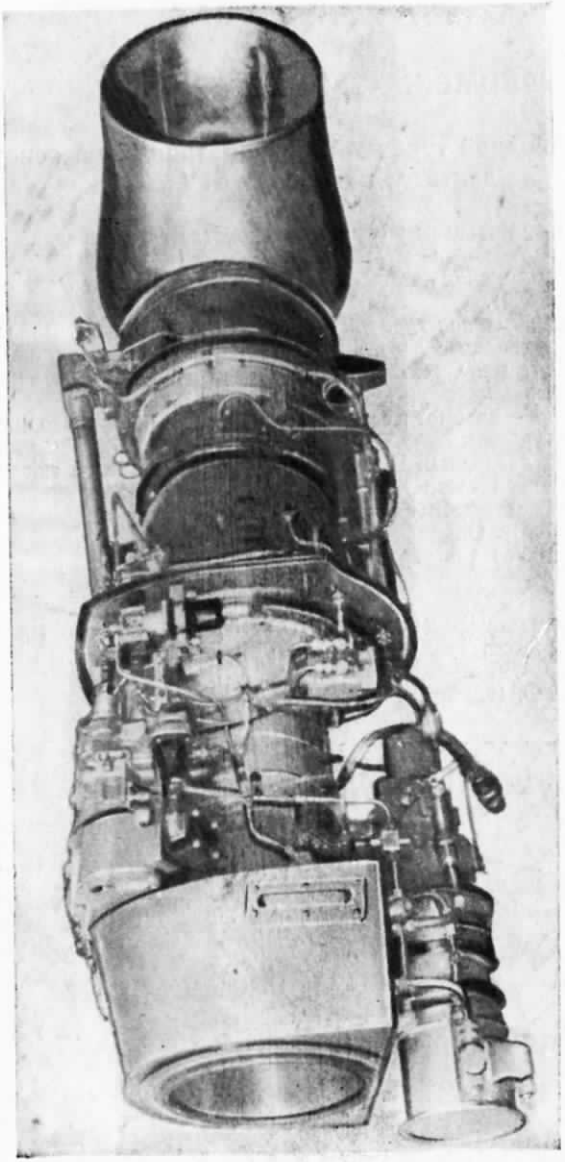
ГТД со свободной турбиной, разработанный на основе двигателя «Астазу» XIV

Входное устройство — с кольцевым входом, располагается в передней части двигателя.
Компрессор и камера сгорания — подобны этим же узлам в двигателе «Астазу» XIV (см. стр. 349).
Турбина компрессора и силовая турбина — 2-ступенчатые, осевые. Рабочие лопатки выполнены заодно с дисками. Диски соединены на торцовых шлицах и стянуты болтами. Силовая турбина непосредственно соединена с выводным валом.
Система регулирования — автоматическая с регулятором постоянного числа оборотов силовой турбины.
Система смазки — под давлением. Шестеренный насос. Кольцевой маслобак установлен в передней части двигателя.
Система запуска — автоматическая, с электрическим стартером.
Состояние в производстве. Опытный.
Применение. Предназначен для вертолетов.
Ресурс. 750 *ч.*
Модификации:
Сдвоенный ГТД «Турмастазу» XIV. $N = 1775$—2100 *л. с.*, $G_{дв} = 357$ *кгс.*
Сдвоенный ГТД «Турмастазу» XVI. $N_в = 2071$ *л. с.* Развитие сдвоенного ГТД «Турмастазу» XIV.
№№ источников: 56, 170, 198, 332, 440, 102 доп.



Сдвоенный ГТД Турбомека «Турмастазу» XIV

ТУРБОМЕКА «ТУРМО» III-С4



$N_в = 1400$ *л. с.* — максимальный чрезвычайный режим
$N_в = 1300$ *л. с.* } взлетный режим при $n_{т.к} =$
$C_e = 290$ *г/л. с. ч* } $= 33\,500$ *об/мин* и $n_{с.т} =$
$= 22\,840$ *об/мин*
$N_в = 1150$ *л. с.* } максимальный продолжительный режим
$C_e = 294$—300 *г/л. с. ч* }

$G_в = 5{,}85$ *кг/сек*
$\pi_к = 5{,}8$
$T_т = 930°$ K

$b = 637$ *мм*
$h = 720$ *мм*
$L_г = 2185$ *мм*
$G^{а}_{дв} = 225$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}173$ *кгс/л. с.*

ТУРБОМЕКА «ТУРМО» III-С4

Развитие ГТД «Турмо» III-С3, подробное описание конструкции которого имеется в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели» 1967 г., стр. 290—295.

Входное устройство — с кольцевым входом. Литой корпус из алюминиевого сплава.

Компрессор — 2-ступенчатый, осецентробежный: 1-я ступень осевая, со стальными шарнирно закрепленными в стальном диске рабочими лопатками. Диск выполнен заодно с валом; 2-я ступень центробежная, с односторонней крыльчаткой и радиально-осевым диффузором [1]. 2-рядный НА из легкого сплава за осевой ступенью.

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная, с вращающимся распылителем топлива.

Турбина. Турбина компрессора — 2-ступенчатая, осевая, с рабочими лопатками, выполненными заодно с дисками. Опирается на роликовый подшипник, расположенный за 2-й ступенью.

Силовая турбина — одноступенчатая, осевая, непосредственно соединена с выводным валом. Рабочие лопатки с елочными замками.

Сопло — нерегулируемое, крепится кольцевым хомутом к корпусу силовой турбины.

Система регулирования. Включает регулятор постоянного числа оборотов силовой турбины и ограничитель числа оборотов турбокомпрессора.

Система смазки — циркуляционная, полностью укомплектована на двигателе, включая маслобак, насосы, теплообменник и вентилятор для его охлаждения. Емкость бака 13 *л.* Масло AIR 3155A или AIR 3513.

Система запуска — с электрическим стартером.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Двухдвигательный франко-английский вертолет SA.330.

№№ источников: 56, 104, 233, 297, 322, 331, 332, 423, 424, 444, 102 доп.

[1] В предшествующей модификации — «Турмо» III-С3 — в трансзвуковой осевой ступени $\pi_к = 1{,}7$ и $\eta_{ik} = 0{,}85$; в центробежной ступени $\pi_к = 3{,}5$.

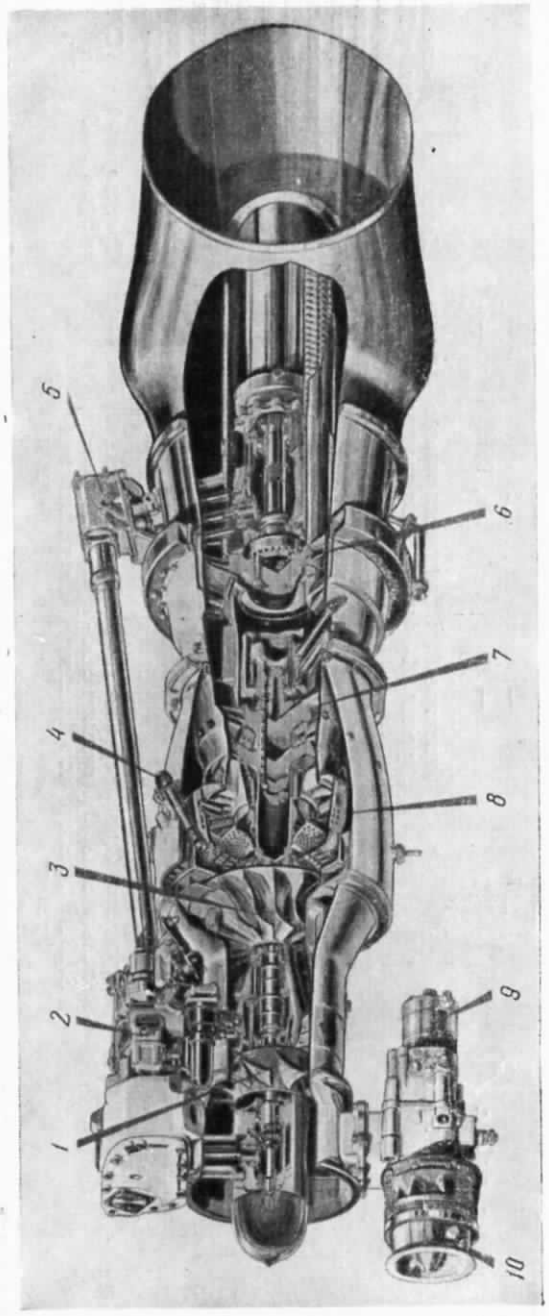
Модификации ГТД «Турмо» III-С

	„Турмо" III-С5	„Турмо" VI	„Турмо" X	„Турмо" XVI	„Турмо" III-D3 (турбовинтовой вариант)
Чрезвычайный режим					
Мощность на валу, *л. с.*	1470	—	1730	—	—
Удельный расход топлива, *г/л. с. ч*	—	—	244	—	—
Число оборотов турбокомпрессора, *об/мин*	33 500	—	32 750м	—	—
Взлетный режим					
Мощность на валу, *л. с.*	1250	1700	1600	2000	1500
Удельный расход топлива, *г/л. с. ч*	—	265	249	240	276—280
Число оборотов турбокомпрессора, *об/мин*	32 500	—	32 250	—	$\frac{33\,500}{1240_{в.в}}$
Максимальный продолжительный режим					
Мощность на валу, *л. с.*	1234	—	1342	—	1300
Удельный расход топлива, *г/л. с. ч*	—	—	—	—	287
Число оборотов турбокомпрессора, *об/мин*	—	—	31 450	—	—
Расход воздуха, *кг/сек*	—	—	—	—	5,8
Степень повышения давления	—	—	—	—	5,85
Температура газа за турбиной, °К	—	—	—	—	1000

Продолжение

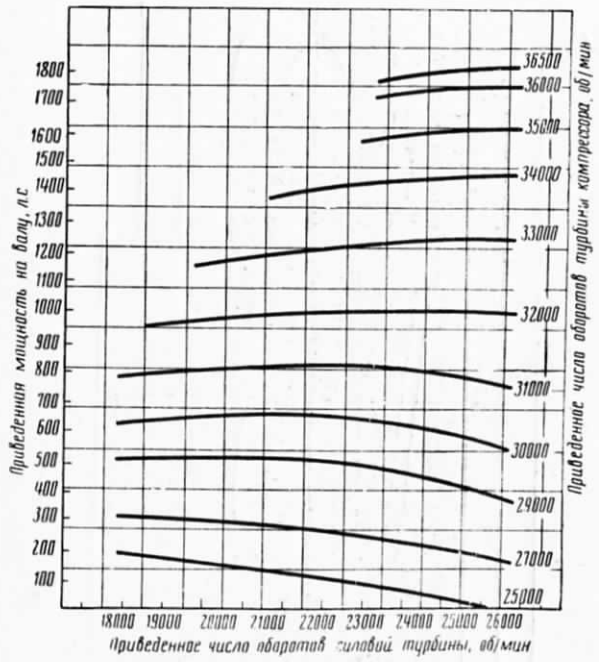
	„Турмо" III-С5	„Турмо" VI	„Турмо" X	„Турмо" XVI	„Турмо" III-D3 (турбовинтовой вариант)
Габаритные размеры и вес					
Ширина, *мм*	693	—	—	—	934
Высота, *мм*	716		679		926
Длина, *мм*	1976	—	1965	—	1868
Вес, *кгс*	297	—	307	—	365*
Удельный вес, *кгс/л. с.*	0,24	—	0,191	—	0,243
Конструктивные особенности		Развитие ГТД „Турмо" III-С4	Компрессор имеет две осевые и одну центробежную ступени. Усовершенствованный вариант ГТД „Турмо" III-С3	Развитие ГТД „Турмо" X. Турбина с воздушным охлаждением	Конструкция в основном такая же, как у ГТД «Турмо» III-С3. Привод винта осуществляется через два редуктора: первый установлен сзади двигателя $i=0{,}267$, он приводит длинный соединительный вал, который проходит над двигателем и соединяется спереди со вторым редуктором $i=0{,}20$
Применение	Вертолеты Сюд Авиасьон SA.321J и SA.321F „Сюпер Фрелон"	Вертолет Сюд Авиасьон „Сюпер Фрелон"	Утяжеленный вариант вертолета Сюд Авиасьон „Сюпер Фрелон"	—	Транспортный СУВП Бреге 941S
Состояние в производстве	Серийный	Опытный	Опытный	В разработке	Серийный (по данным на 1969 г. ресурс составил 500 *ч*)

* С оборудованием для стендовых испытаний.

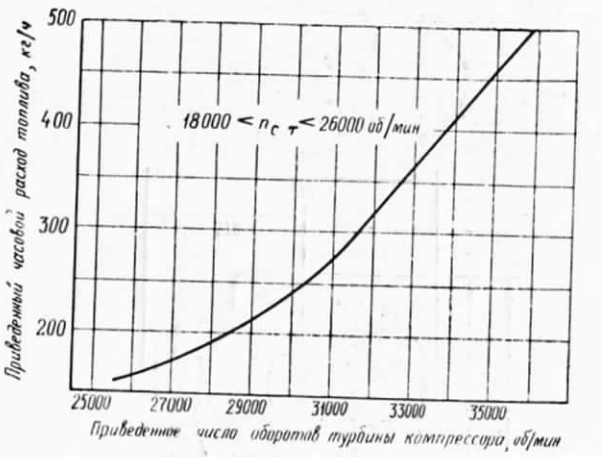


Конструктивная схема ГТД «Турмо» III-С4.

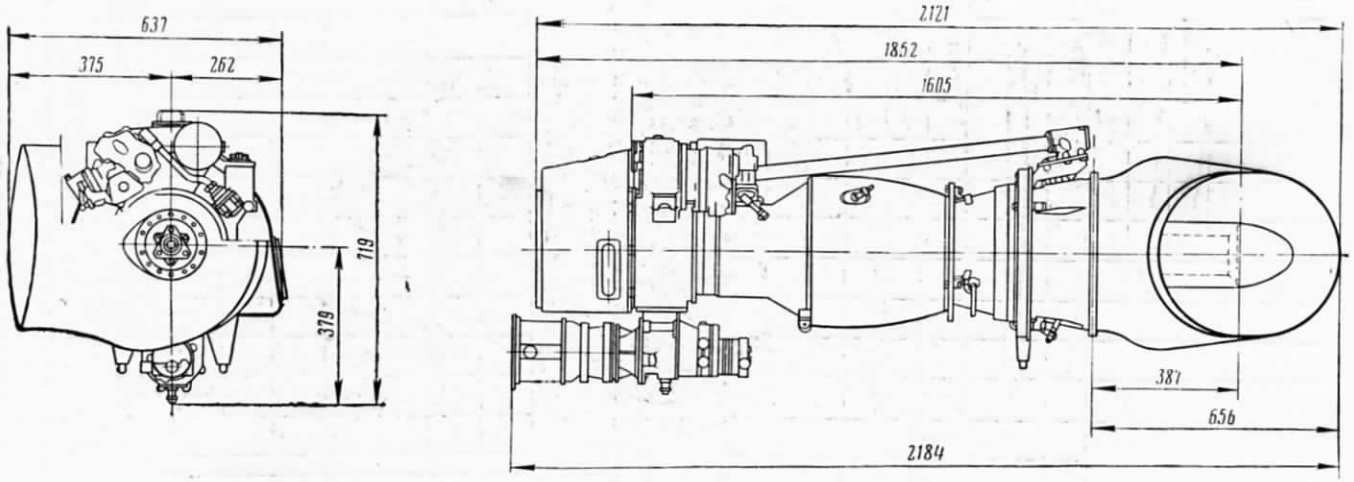
1—осевая ступень компрессора; *2*—регулятор числа оборотов; *3*—центробежная ступень компрессора; *4*—воспламенитель; *5*—коробка привода от силовой турбины; *6*—силовая турбина; *7*—турбина компрессора; *8*—камера сгорания; *9*—масляный насос; *10*—вентилятор обдува воздушно-масляного теплообменника



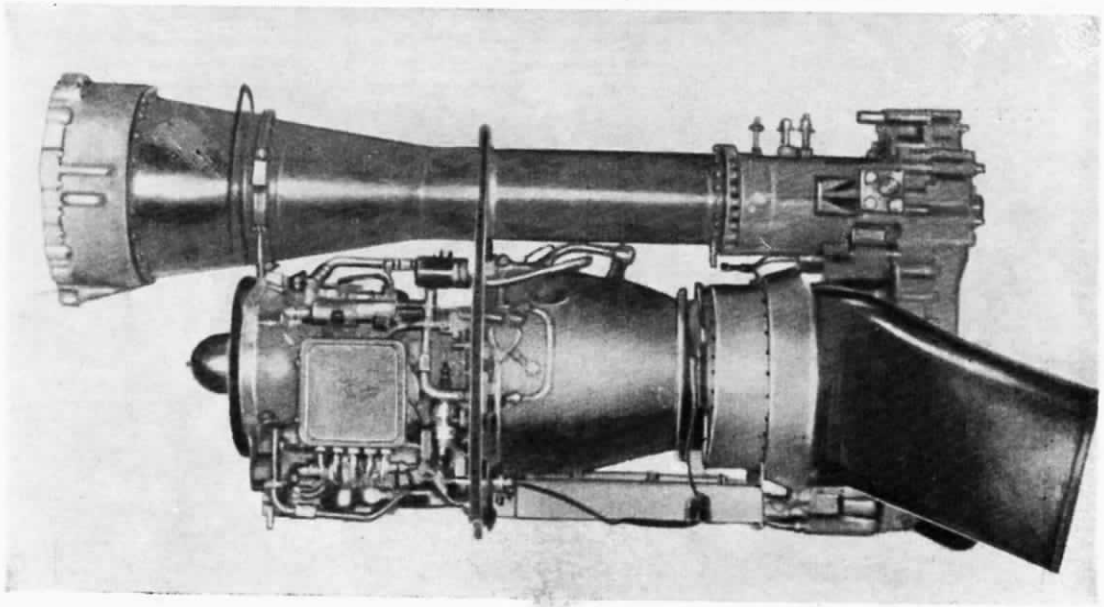
Мощность на валу ГТД «Турмо» III-С4 в зависимости от числа оборотов силовой турбины и турбины компрессора



Часовой расход топлива ГТД «Турмо» III-С4 в зависимости от числа оборотов турбокомпрессора

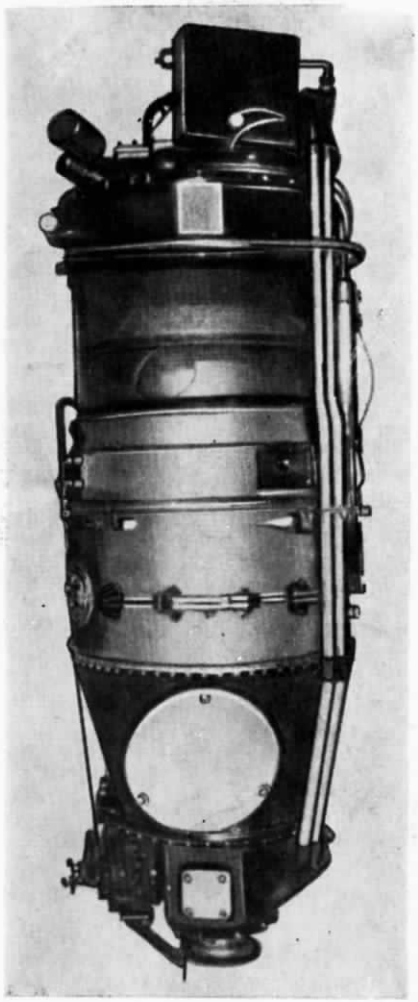


Габаритные размеры ГТД «Турмо» III-C4



ТВД Турбомека «Турмо» III-D3

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА PT6A-27



$D = 483$ *мм*
$L = 1575$ *мм*
$G_{дв} = 131$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}175$ *кгс/э. л. с.*

взлетный и максимальный продолжительный режим при $H = 0$ и $t_н = 21{,}6°C$:
$N_э = 751$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 270$ *г/л. с. ч*
$N_в = 680$ *л. с.*
$G_в = 3{,}1$ *кг/сек*

максимальный режим набора высоты и максимальный крейсерский режим при $H = 0$ и $t_н = 20{,}5°C$:
$N_э = 683$ *л. с.*
$C_{e\,э} = 275$ *г/л. с. ч*
$N_в = 620$ *л. с.*
$G_в = 2{,}9$ *кг/сек*

$\pi_к = 6{,}7 \div 7{,}1$

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА PT6A-27

ТВД со свободной турбиной

Входное устройство — с кольцевым радиальным входом, расположенным в задней части двигателя и защищенным сеткой. Противообледенительная система с впрыском спирта.

Компрессор — осецентробежный. Три осевые и одна центробежная ступени. Односторонняя центробежная крыльчатка с 26 лопатками выполнена из титановой поковки. Трубчатый диффузор центробежной ступени выполнен из нержавеющей стали. Ротор осевых ступеней барабанно-дискового типа. Лопатки НА (по 44 на 1-й и 2-й ступенях и 40 на 3-й) припаяны к корпусу твердым припоем. Рабочие лопатки (по 32 на каждой ступени) крепятся в дисках замками типа «ласточкин хвост». Диски вместе с крыльчаткой центробежного компрессора крепятся к валу стяжными болтами. Корпус компрессора изготовлен из нержавеющей стали и выполнен заодно с корпусом диффузора. Рабочие и направляющие лопатки осевых ступеней из нержавеющей стали.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная. Корпус из нержавеющей стали с 14 одноступенчатыми форсунками, расположенными по окружности камеры. Два воспламенителя со свечами накаливания.

Турбина — двухроторная. Одноступенчатая осевая турбина привода компрессора с 29 сопловыми лопатками. 58 рабочих лопаток крепятся в диске елочными замками.

Одноступенчатая силовая турбина приводит выводной вал. 41 рабочая лопатка крепится елочными замками в диске.

Выпускное устройство. Газосборник расположен вокруг вала свободной турбины. Выпуск газов производится через два боковых отверстия.

Топливная система и система регулирования. Пневматический автоматический регулятор расхода топлива Бендикс DP-F2. Пневматическое вычислительное устройство с автоматической компенсацией по температуре воздуха на входе, устройство для регулирования и дозирования расхода топлива, регуляторы числа оборотов турбокомпрессора и силовой турбины. Сдвоенный кольцевой топливопровод, на каждом кольце которого расположено по семь форсунок. Максимальное давление топлива 56 *кгс/см²*. Топливо JP-1, JP-4, JP-5, MIL-J-5624.

Привод воздушного винта. 2-ступенчатый планетарный редуктор. $i=0{,}066$. Вал винта имеет фланцевое крепление. На PT6A-50 степень редукции будет уменьшена.

Система смазки. Один нагнетательный и четыре откачивающих насоса шестеренчатого типа приводятся от вала компрессора. Встроенный в двигатель маслобак емкостью 8,75 *л*. Давление масла 4,57 *кгс/см²*, расход масла 91 *г/ч*.

Система запуска. Электрический стартер-генератор.

Состояние в производстве. Серийный. Ресурс в 1969 г. составлял 2100 *ч*.

Применение. Самолеты Бич 99A, DHC «Туин Оттер» 300 и др.

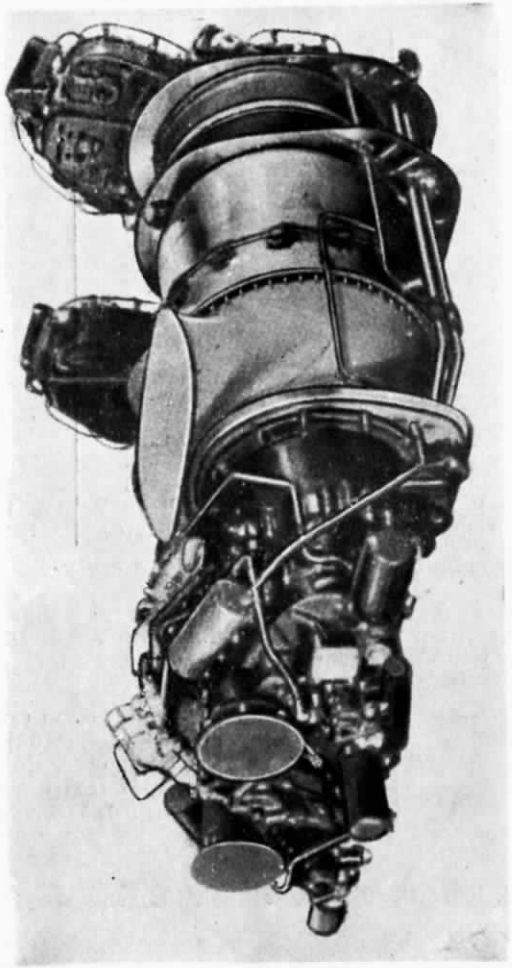
Модификации двигателя PT6A

	ТВД PT6A-28	ТВД PT6A-30	ТВД PT6A-40	ТВД PT6A-50
Взлетный режим				
Мощность, *л. с.*	680	900	850[1]	1035
Эквив. мощность, *л. с.*	—	940	903[1]	1090
Удельный расход топлива, *г/л. с. ч*	—	—	268	260
Максимальный крейсерский режим				
Мощность, *л. с.*	620	—	903	874
Эквив. мощность, *л. с.*	652	—	850	920
Удельный расход топлива, *г/л. с. ч*	277	—	268	266
D, мм	483	483	483	483
L, мм	1575	—	1676	1777
$G_{дв}$, *кгс*	131	—	153—164	193—206
Состояние в производстве	Серийный	В разработке		
Применение	Самолет Бич „Кинг" Эр 100	Для нового самолета наблюдения (ASA) Армии США	Самолет Бич „Кинг" Эр 100	Для СУВП DHC-7
Особенности конструкции	—	Сопловой аппарат 1-й ступени турбины с охлажд. лопатками	2-ступенчатая (вместо одноступенчатой) силовая турбина. Сопловой аппарат т. к. с воздушным охлаждением	

[1] До $t_н=44°$ С.

№№ источников: 33, 127, 175, 195, 202, 281, 288, 291, 331, 102 доп.

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА PT6T-3



$N_в = 1800$ *л. с.* — 5-минутный взлетный режим и
$C_e = 263$ *г/л. с. ч.* — 30-минутный чрезвычайный режим, $n = 6600$ *об/мин*

$\pi_к = 7$

$N_в = 1600$ *л. с.* — максимальный продолжительный режим, $n = 6600$ *об/мин*
$C_e = 267$ *г/л. с. ч*

$N_в = 60$ *л. с.* — режим малого газа на земле,
$G_т = 85$ *кг/ч* (макс.) — $n = 2200$ *об/мин*

$b = 1128$ *мм*
$h = 803$ *мм*
$L = 1660$ *мм*
$G_{дв} = 280$ *кгс* (со стандарт. оборуд.)
$\gamma_{дв} = 0{,}155$ *кгс/л. с.*

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА PT6T-3

Силовая установка PT6T-3 представляет собой спарку двигателей PT6 с общим редуктором и одним выводным валом. Газогенераторная часть двигателей представляет собой увеличенный вариант двигателя PT6A-27 (см. стр. 378) и включает охлаждение воздухом соплового аппарата турбины в. д. Это позволяет без изменения принятого ресурса повысить $T_г$ с целью получения увеличенной мощности.

На входе в двигатель осуществлено глушение высокочастотного шума, создаваемого компрессором. Снижен уровень высокочастотного шума, создаваемого на выпуске турбиной, и инфракрасного излучения.

Входное устройство. Отдельные кольцевые входы с защитными сетками в каждом ГТД. Пылеуловитель инерционного типа.

Система регулирования. Регулятор расхода топлива—Бендикс DP-F2, применяемый на серийных двигателях PT6A-27, переделан под больший расход топлива. Автоматический ограничитель температуры газа перед турбиной, автоматический распределитель мощности и ограничитель крутящего момента.

Система смазки — независимая для каждого двигателя с целью обеспечения надежности при работе одного двигателя.

Система запуска — со стартером-генератором. Запуск двигателя может осуществляться в холодную погоду при $t_н$ до —54° С.

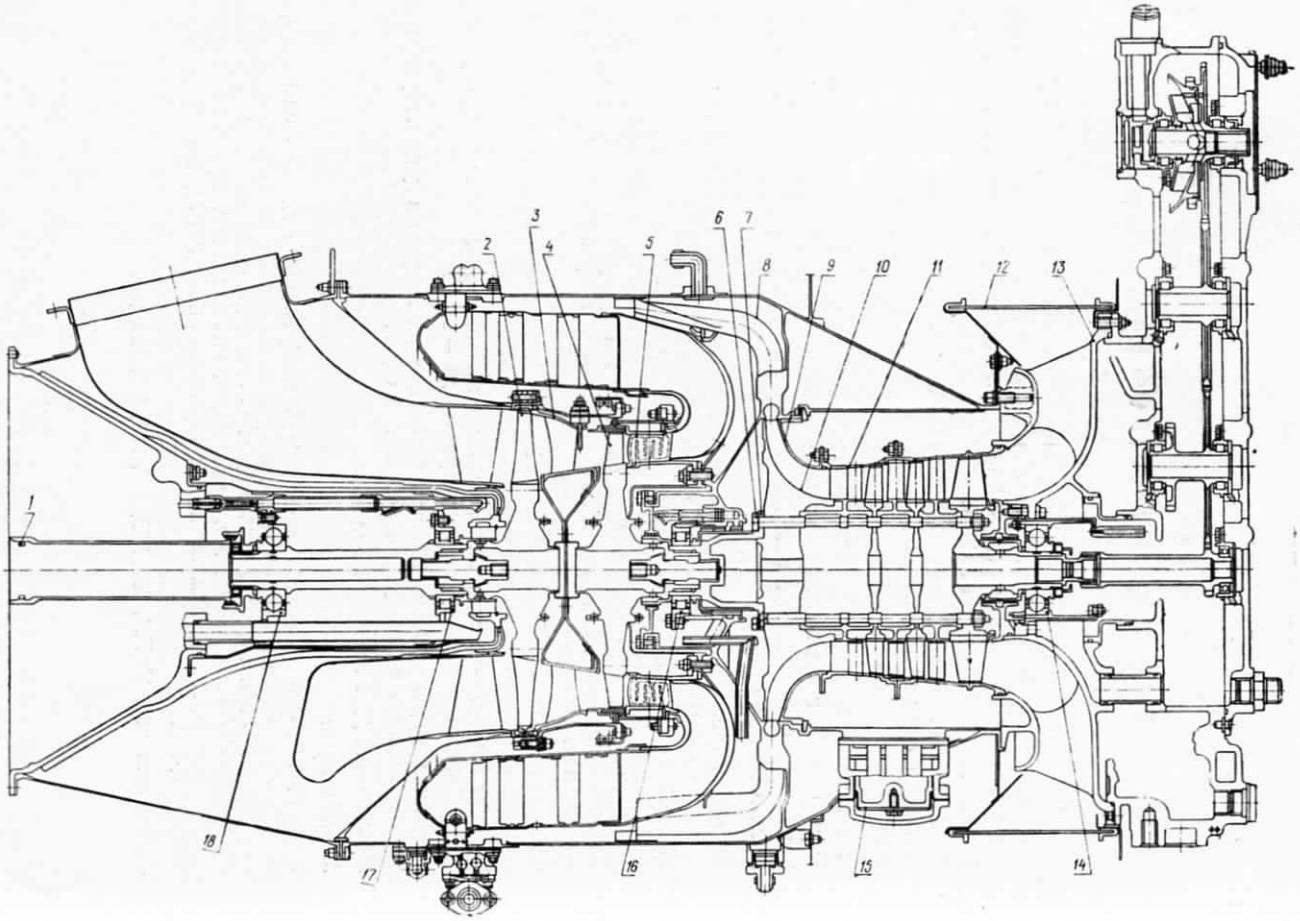
Состояние в производстве. Прошел испытание на получение удостоверения на годность к эксплуатации. Заказана серия.

Применение. Для вертолета Белл 212.

Модификации:

ГТД T400-CP-400 (военный вариант PT6T). $N_в = 1800$ *л. с.*, $C_e = 263$ *г/л. с. ч*, $n_{в.в} = 6600$ *об/мин* — на промежуточном режиме; $N_в = 1530$ *л. с.*, $C_e = 269$ *г/л. с. ч*, $n_{в.в} = 6600$ *об/мин* — на макс. продолжительном режиме; $b = 1026$ *мм*, $h = 823$ *мм*, $L = 1335$ *мм*, $G_{дв} = 321$ *кгс*. Прошел оценочные испытания. Предназначен для вертолетов Белл AH-1J, UH-1N и Каман K-700.

№№ источников: 13, 204, 253, 259, 267, 284, 425, 102 доп.



Схематический разрез РТ6Т.

1—выводной вал с внутренними шлицами; *2*—силовая турбина; *3*—сопловой аппарат силовой турбины; *4*—турбина компрессора; *5*—сопловой аппарат турбины компрессора; *6*—стяжной болт; *7*—вал компрессора; *8*—каналы трубчатого диффузора центробежной ступени; *9*—корпус центробежной ступени; *10*—крыльчатка; *11*—осевой 3-ступенчатый компрессор; *12*—защитная решетка на входе в компрессор; *13*—корпус входного устройства; *14*—шариковый подшипник (опора № 1); *15*—клапан перепуска воздуха; *16*—роликовый подшипник (опора № 2); *17*—роликовый подшипник (опора № 3); *18*—шариковый подшипник (опора № 4).

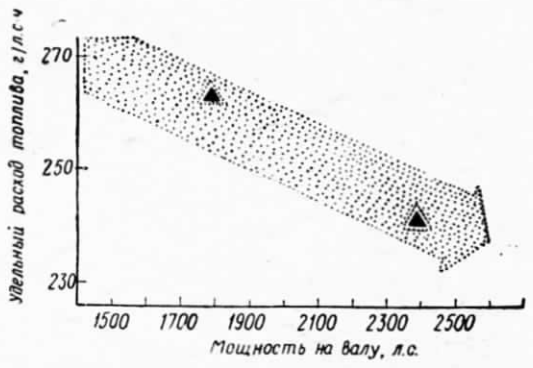
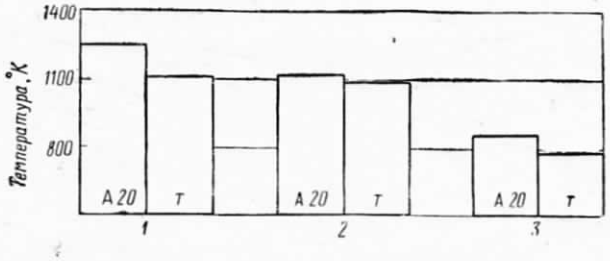
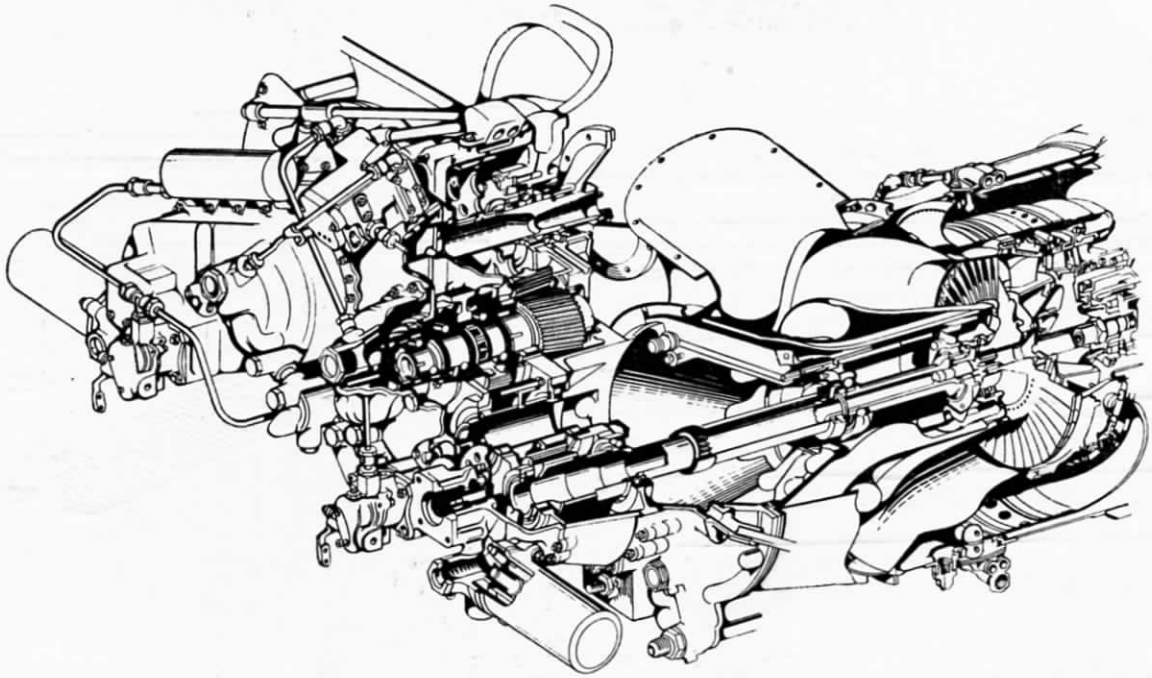


График предполагаемого увеличения мощности и уменьшения удельного расхода топлива двигателя РТ6Т

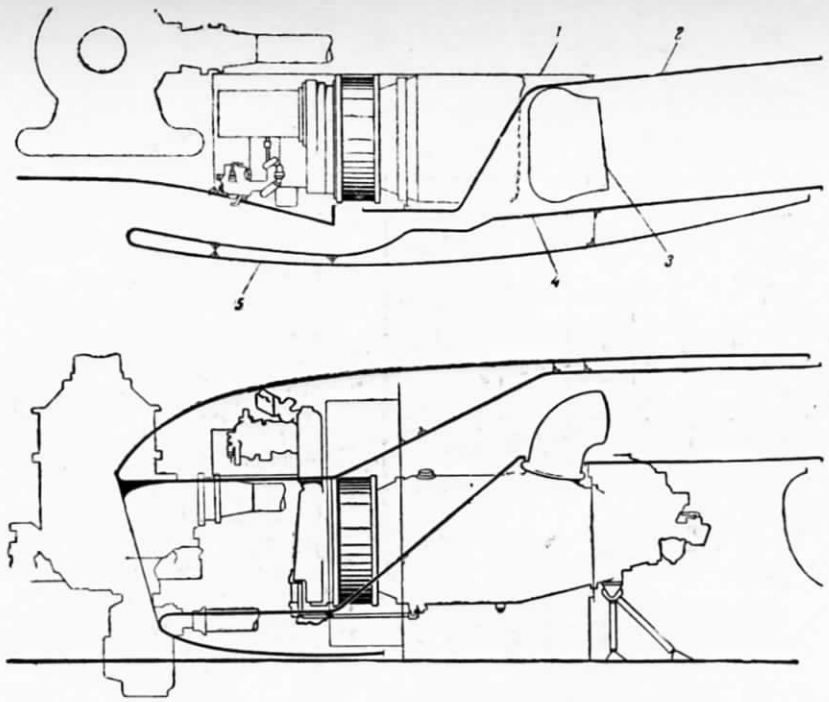


Сравнение температуры лопаток и диска турбины привода компрессора двигателей РТ6Т и РТ6А-20; температура газа в двигателе РТ6А-20 не превышает 1260° К (по результатам испытаний).

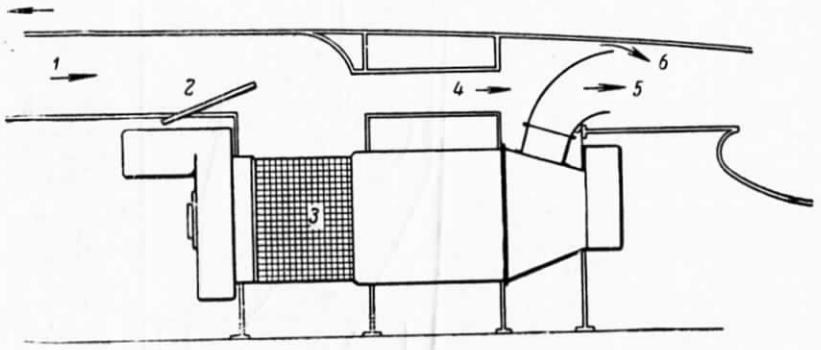
1—лопатки соплового аппарата; *2*—рабочие лопатки; *3*—диск; *Т*—РТ6Т.



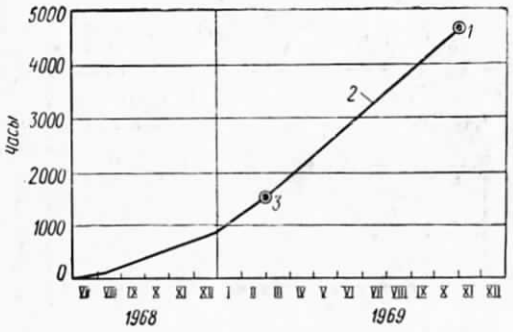
Объединенный редуктор сдвоенной установки РТ6Т



Типичная схема установки двигателя в мотогондоле.
1—противопожарная перегородка; *2*—эжектор; *3*—выпускная труба двигателя; *4*—внутренняя стенка мотогондолы; *5*—наружный обтекатель

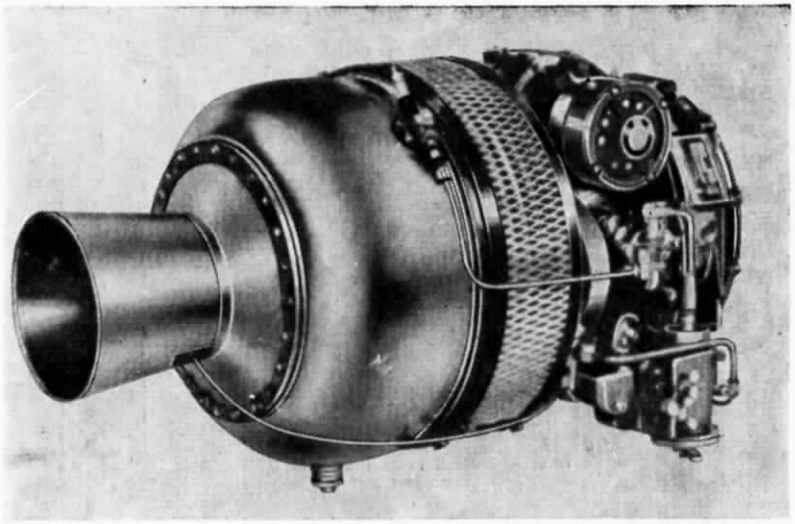


Система защиты двигателя от пыли и льда.
1—вход; *2*—щиток; *3*—сетка на входе в двигатель; *4*—перепуск; *5*—выпуск; *6*—эжектор



Наработка PT6T и T400-CP-400 во время стендовых испытаний. Общая наработка всех двигателей серии PT6 составляет 43 000 *ч*.
1—оценочные испытания; *2*—гражданская и военная программа; *3*—предполетные испытания

MAN 6012-C3



$N_в = 110$ *л. с.*
$C_e = 564$ *г/л. с. ч*
$G_в = 0{,}98$ *кг/сек*
$\pi_к = 3$

максимальный продолжительный режим при $n = 45\,000$ *об/мин* и $H = 0$

$D = 407$ *мм*
$L = 706$ *мм*
$G_{дв} = 46{,}5$ *кгс*
$\gamma_{дв} = 0{,}42$ *кгс/л. с.*

MAN 6012-C3

Входное устройство — с радиальным входом.

Компрессор — центробежный, одноступенчатый. Корпус из алюминиевого сплава. Крыльчатка с односторонним входом установлена на основном валу, который опирается на роликовый и шариковый подшипники.

Камера сгорания — кольцевая, дискового типа.

Турбина — центростремительная, одноступенчатая. Корпус неразъемный, стальной, с полыми лопатками соплового аппарата. Диск турбины выполнен заодно с лопатками и установлен на заднем конце вала двигателя. $T_г = 1030°$ К, $T_т = 813°$ К при $n = 45\,000$ *об/мин*.

Выпускной канал — нерегулируемого сечения. Выпускные газы могут использоваться для подогрева.

Редуктор — установлен в передней части двигателя, его корпус крепится к корпусу компрессора. Обороты выводного вала могут быть от 3000 до 8000 *об/мин*.

Система регулирования — гидромеханическая, с ограничителями максимального числа оборотов, нагрузки и температуры выпускных газов. Кнопочный запуск с автоматической системой регулирования.

Топливная система. Топливный насос фирмы MAN. Давление 4,0 *кгс/см²*. Топливо впрыскивается в камеру сгорания под действием центробежных сил из вращающегося распределителя, установленного на главном валу. Топливо D. Eng. R. D.2494 или 2486 (JP-1 или JP-4).

Система зажигания — высокого напряжения с индукционной пусковой катушкой или магнето. Один воспламенитель факельного типа.

Система смазки — циркуляционная, с шестеренным насосом (давление 3 *кгс/см²*), фильтром и теплообменником. Масло MIL-L-7808. Расход масла 45 *г/ч*.

Система запуска — с электростартером, гидравлическим стартером или вручную.

Состояние в производстве. Серийный.

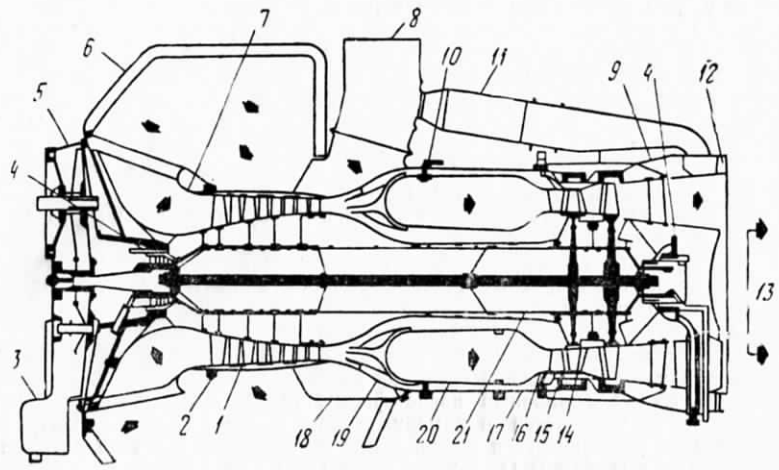
Применение. Вспомогательная силовая установка на вертолете Сикорский S-64, летающей лаборатории VAK, тренировочном самолете NASARR C-47, а также в подвижных наземных установках.

Модификации:

ГТД MAN Турбо 6012-C1. $N_{в.м.п} = 60$ *л. с.*, $n = 45\,000$ *об/мин*.
ГТД MAN Турбо 6012-C2. $N_{в.м.п} = 90$ *л. с.*, $n = 45\,000$ *об/мин*.

№№ источников: 331, 398, 102 доп.

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ GTCP 660-4



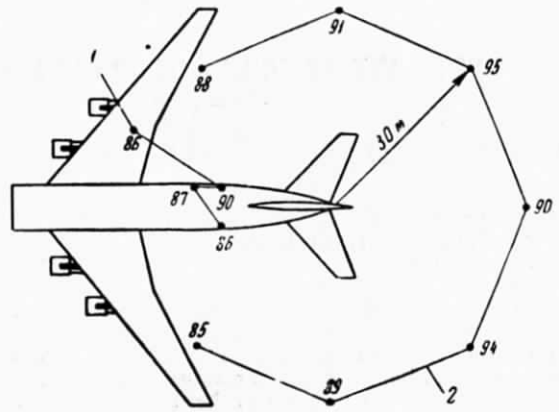
Конструктивная схема энергоузла GTCP 660-4.
1—направляющий аппарат компрессора; *2*—рабочее колесо 1-й ступени компрессора; *3*—маслобак; *4*—передний подшипник ротора; *5*—привод агрегатов; *6*—ресиверная камера перед входом в компрессор; *7*—корпус компрессора; *8*—клапан регулирования нагрузки; *9*—звукопоглощающая обшивка; *10*—топливная форсунка; *11*—противопомпажный клапан; *12*—выходное отверстие; *13*—выходящие газы; *14*—рабочее колесо 1-й ступени турбины; *15*—сопловой аппарат 1-й ступени турбины; *16*—газосборник турбины; *17*—наружный кожух камеры сгорания; *18*—кольцевой сборник отбираемого воздуха; *19*—диффузор; *20*—камера сгорания; *21*—вал, соединяющий компрессор и турбину

$G_{вз} = 3{,}78$ *кг/сек*
$b_г = 1010$ *мм* (по входу)
$L_г = 1850$ *мм*
$G_{дв} = 253$ *кгс*

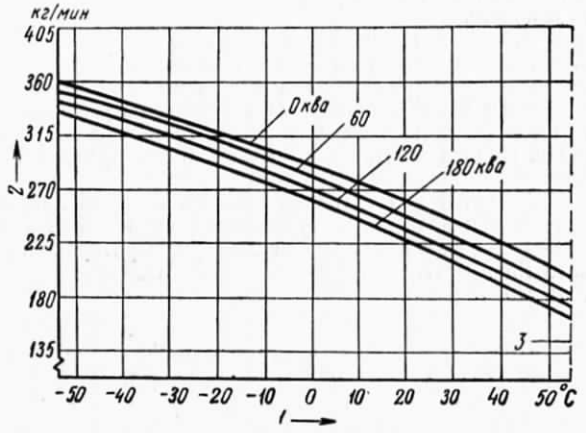
ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ GTCP 660-4

Комбинированный двигатель с общим компрессором

Входное устройство — кольцевое, с боковым входом.
Компрессор — осевой, четырехступенчатый.
Камера сгорания — кольцевая.
Турбина — осевая, двухступенчатая.
Выпускной канал — кольцевой, диффузорный, нерегулируемый. Имеется вспомогательный выходной канал, который служит одновременно шумоглушителем и тепловым экраном.
Топливная система — выполнена с минимальным числом соединений. Она включает подкачивающий насос с приводом от электромотора постоянного тока, клапан отсечки топлива и перепускной клапан. Система полностью автоматизирована и работает от сигналов включения и выключения энергоузла.
Система запуска — электрическая, от аккумуляторной батареи. В полете обеспечивается запуск от авторотации.
Система шумоглушения. Выходной канал имеет звукопоглощающее покрытие. Уровень шума на расстоянии 30 *м* от энергоузла не превышает 95 *дб*.
Система обнаружения пожара — дублированная. Состояние системы можно проверить в полете.
Особенности эксплуатации. Планируется заменять любой агрегат не более чем за 45 *мин*, а весь энергоузел — за 1 *ч* 15 *мин*. Предусмотрены быстроразборные соединения трубопровода и клапана отбираемого воздуха, а также выходного канала. ВСУ подает механическую мощность и сжатый воздух на высотах до 4200 *м*. В полете ее можно запускать на высотах до 6100 *м*. Подача электроэнергии в полете не предусмотрена, за исключением аварийных условий.
Применение. Используется как источник сжатого воздуха для системы кондиционирования и воздушных турбостартеров, а также как источник механической энергии для привода электрогенераторов на пассажирском самолете Боинг 747.
№№ источников: 446, 102 доп.



Уровень шума при работе ВСУ (по современной оценке).
1—расчетный критерий 90 *дб* по шкале *А*; *2*—расчетный критерий 95 *дб* по шкале *А*



Расчетные характеристики энергоузла в самолетной компоновке.
1—температура наружного воздуха; *2*—расход отбираемого воздуха; *3*—предел по температуре при работе на земле

Компоновка ВСУ на самолете Боинг 747.
1—вход воздуха; *2*—задняя поперечная опора; *3*—баллон с противопожарным составом; *4*—генераторы; *5*—элементы передней подвески; *6*—магистраль сжатого воздуха; *7*—противопожарная перегородка; *8*—выход воздуха для охлаждения агрегатов; *9*—задняя трубчатая подвеска; *10*—створка суфлирования отсека; *11*—выпускной канал; *12*—сигнализатор пожара; *13*—клапан регулирования отбора сжатого воздуха; *14*—створки для доступа к ВСУ

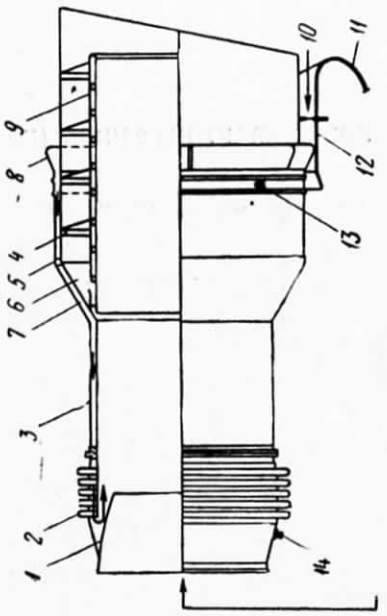
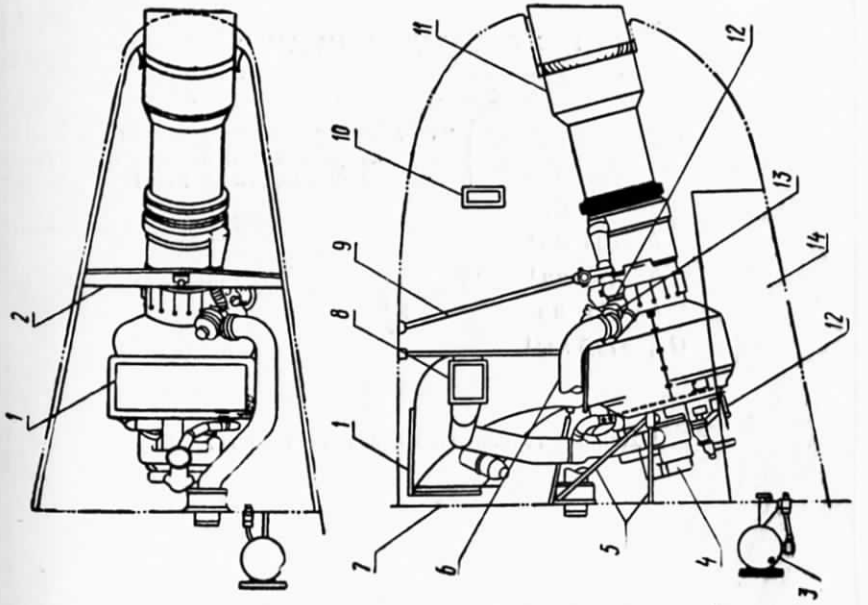
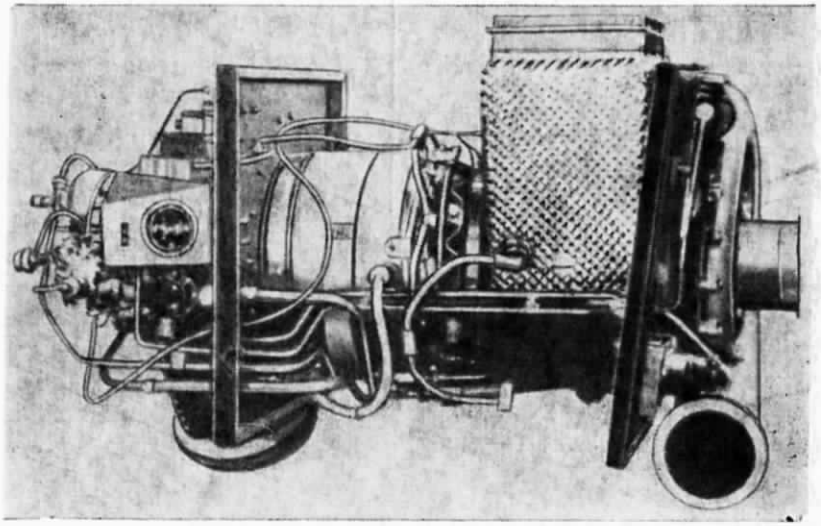


Схема выпускной системы ВСУ.
1—сопло; *2*—металлические сильфоны; *3*—наружная стенка из титана; *4*—акустические перегородки; *5*—внутренний канал; *6*—акустические камеры (4 наружных и 9 внутренних); *7*—канал охлаждающего воздуха; *8*—узел ленточного пружинящего уплотнения; *9*—акустический узел; *10*—эжектируемый охлаждающий воздух; *11*—лемниската; *12*—уплотняющая панель; *13*—штифты соединения конструкций внутреннего и наружного каналов; *14*—дренаж топлива и воды



РОВЕР «МАРТОН» 2S/150A (Мк.10501)



ГСВ Ровер 2S/150A (Мк.10501)

$G_{в3}=0{,}67$ *кг/сек*
$p_{в3}=3{,}1$ *кгс/см²*
} на максимальном продолжительном режиме при $n_{т.к}=64\,500$ *об/мин*, $H=0$, $V=0$

$G_т=62$ *кг/ч*

$b=533$ *мм* [1]

$h=470$ *мм* [1]

$L=914$ *мм*

$G_{дв}=72{,}5$ *кгс* [1]

[1] Данные турбовального варианта двигателя.

РОВЕР «МАРТОН» 2S/150A (Мк.10501)

Генератор сжатого воздуха с дополнительным компрессором

Входное устройство — с радиальным входом. Корпус выполнен заодно с корпусом основного компрессора.

Основной компрессор — центробежный, одноступенчатый. Односторонняя крыльчатка изготовлена из алюминиевого сплава и напрессована на вал компрессора. Корпус, также отлитый из алюминиевого сплава, несет передний шариковый упорный подшипник ротора компрессора. $\pi_к=3{,}83$, $G_в=0{,}91$ *кг/сек* при $n=64\,500$ *об/мин*.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная. Корпус неразъемный. В задней части камеры сгорания находится кольцевой топливный коллектор с шестью форсунками плоского типа.

Турбина компрессора — одноступенчатая, центростремительная. Стальной корпус, неразъемный, со сплошными лопатками соплового аппарата, несет задний роликовый подшипник вала ротора турбокомпрессора. Рабочее колесо турбины крепится на вал консольно, $T_г=1153°$ К при $n=64\,500$ *об/мин*.

Силовая турбина — одноступенчатая. Корпус стальной, неразъемный. Рабочее колесо турбины закреплено на ведущем валу, $T_г=888°$ К при $n=47\,000$ *об/мин*.

Выпускной канал — нерегулируемый.

Дополнительный компрессор — одноступенчатый, центробежный. Приводится от свободной силовой турбины, $\pi_к=3{,}03$ при $n=47\,000$ *об/мин*.

Система регулирования — механическая. Двигатель работает с постоянным числом оборотов.

Топливная система. Трехплунжерный топливный насос Ровер МК.11. Давление 10,3 *кгс/см²*. Регулятор подачи топлива. Топливо D. Eng. R. D. 2494, 2486, 2498.

Система зажигания — Рэмси R/110/16 с мощным разрядом. Одна запальная свеча.

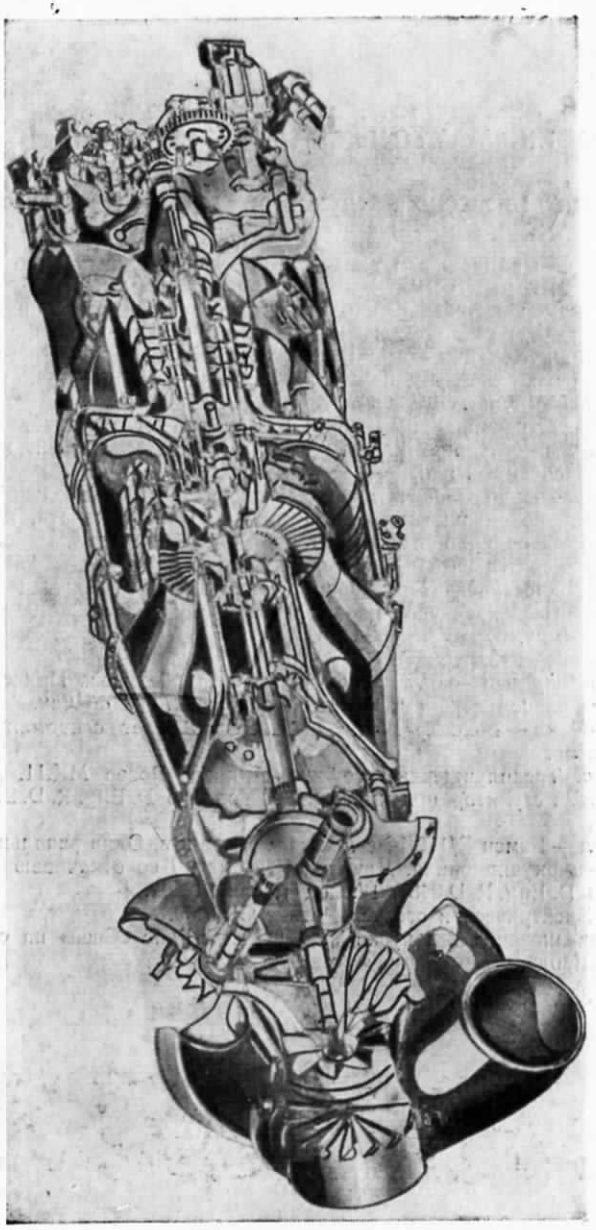
Система смазки — циркуляционная. Давление 0,84 *ати*. Два откачивающих насоса. Масло D. Eng. R. D.2487. Расход масла 91 *г/ч*.

Система запуска. Электрический стартер Ротакс CL 1050.

Применение. Предназначен для запуска ТРДД Роллс-Ройс «Спей» на самолетах ПЛО «Нимрод».

№№ источников: 399, 102 доп.

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА ST6L-73



Конструктивный разрез двигателя ST6L-73

$G_{вз}$ = 2,82 *кг/сек*
$p_{вз}$ = 2,95 *кгс/см²*
$N_{эл}$ = 90 *ква* (максим.)

H = 0,
$t_н$ = 39,5° С, n = 33 000 *об/мин*

D = 485 *мм*
$L \approx$ 1325 *мм*
$G_{дв}$ = 136 *кгс*
$G_{с.у}$ = 295 *кгс* (с трубопроводами и устройством для крепления)

ЮНАЙТЕД ЭРКРАФТ ОФ КАНАДА ST6L-73

Комбинированный двигатель с дополнительным компрессором

Используется как ГСВ и турбовальный ГТД. Построен на базе турбовального ГТД PT6A-27 [1].

Дополнительный компрессор — центробежный, одноступенчатый, приводится от свободной турбины.

Система шумоглушения. Уровень шума на расстоянии 1,5 *м* от выходного патрубка двигателя 75 *дб*.

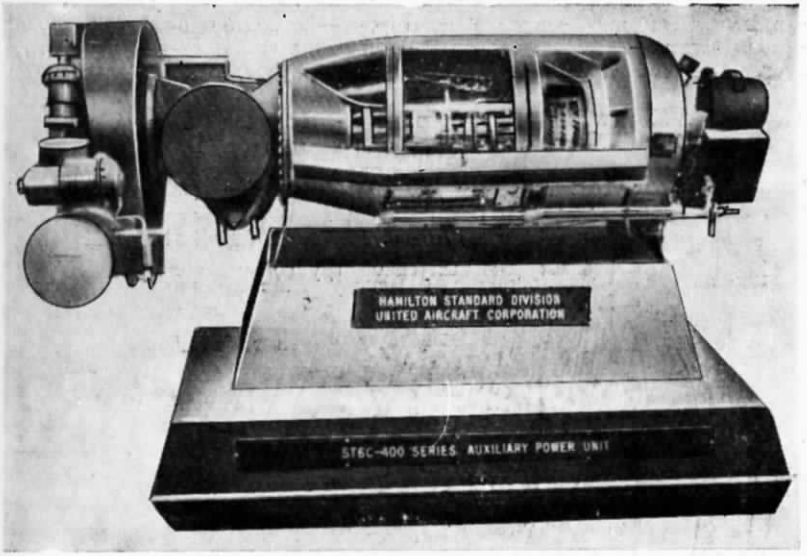
Состояние в производстве. Опытный.

Применение. На пассажирском самолете Локхид L-1011. Воздух из дополнительного компрессора используется для кондиционирования кабины самолета, привода воздушных турбостартеров ТРДД RB.211 и противообледенительной системы этих двигателей.

Модификация:

Планируется разработать форсированный вариант двигателя ($G_{вз}$ до 3,25 *кг/сек* и 140 *л. с.* при $t_н$ = 39°С).

№№ источников: 119, 332, 102 доп.



Макет ВСУ ST6C-400 с газотурбинным двигателем ST6L

[1] См. стр. 378.

МИКРОТУРБО ДЛЯ ТРДД «АДУР»

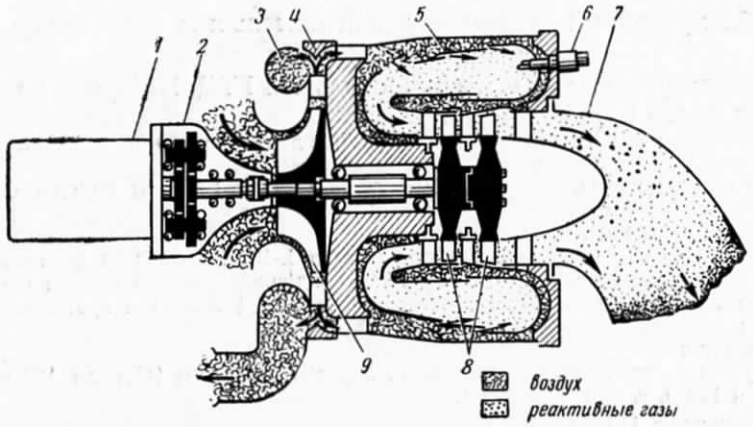


Схема генератора сжатого воздуха для ТРДД «Адур».

1—пусковой мотор; *2*—мультипликатор; *3*—коллектор отбора воздуха; *4*—диффузор; *5*—камера сгорания; *6*—запальная свеча; *7*—выпускная труба; *8*—рабочие колеса турбины газогенератора; *9*—компрессор.

$G_{вз}=0{,}416$ *кг/сек* при $n=51\,300$ *об/мин* в условиях МСА при $p_{вз}=3{,}16$ *ата*, $H=0$

$D=283$ *мм*

$L=524$ *мм* (без выпускной трубы)

$G_{дв}=22{,}2$ *кгс*

МИКРОТУРБО ДЛЯ ТРДД «АДУР»

Генератор сжатого воздуха с общим компрессором

Входное устройство — с кольцевым входом. Корпус, отлитый заодно с передней частью корпуса компрессора, несет подшипники вала, соединенного с валом компрессора, и установленный в носовой части электростартер и его редуктор.

Компрессор — одноступенчатый, центробежный. Односторонняя крыльчатка состоит из двух частей. Диффузор — радиально-осевой. Кольцевой разделитель потока на входе в осевой диффузор обеспечивает отбор части воздуха в улитку, откуда он подается в два воздушных турбостартера. Крыльчатка сидит на валу на шлицах. Вал компрессора и турбины установлен на двух высокооборотных подшипниках, один из которых расположен за крыльчаткой, а другой перед диском турбины.

Камера сгорания — кольцевая, противоточная, с восемью распыливающими топливными форсунками, размещенными на задней стенке камеры. Две запальные свечи.

Турбина — двухступенчатая, осевая, с литым сопловым аппаратом и дисками, выполненными заодно с лопатками. Диски крепятся на валу сквозными болтами.

Выпускная труба — прикреплена к заднему фланцу камеры сгорания. Внутренний конус установлен на радиальных стойках. Температура газа на выходе 893° К.

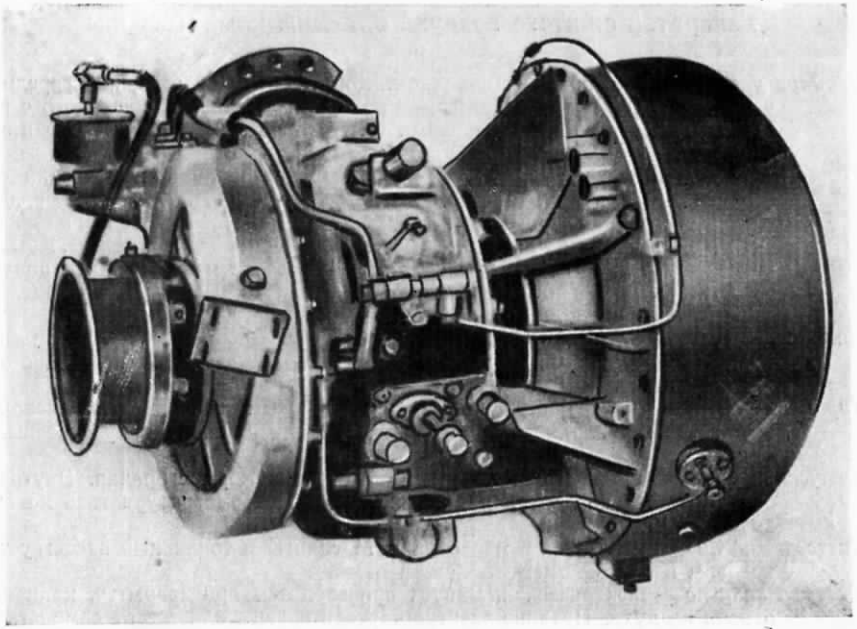
Система смазки — автономная с маслобаком. Масляный и топливный насосы установлены в одном узле.

Система запуска — электрическая. Запуск производится при закрытых клапанах отбора воздуха. Питание электростартера осуществляется от самолетных аккумуляторов напряжением 24—28 *в*. Автоматические выключатели прекращают запуск, если давление масла или топлива ниже нормального или если генератор сжатого воздуха не достиг за заданное время числа оборотов малого газа. При достижении генератором числа оборотов малого газа пусковой включатель основного двигателя № 1 срабатывает и генератор воздуха разгоняется до полного числа оборотов. После открытия клапана подачи воздуха в турбостартер последний разгоняется до скорости выключения и генератор воздуха замедляется до режима малого газа. Тогда клапан подачи воздуха закрывается. Затем цикл запуска повторяется с основным двигателем № 2, после чего генератор воздуха автоматически отключается.

Применение. ГСВ обеспечивает работу воздушного турбостартера мощностью 50 *л. с.*, предназначенного для запуска двухвального ТРДД Роллс-Ройс/Турбомека «Адур» на самолете «Ягуар».

№№ источников: 332, 102 доп.

MAN 6012-L



$N_{вз}$ = 90 *л. с.* (взлетный режим при n = 45 000 *об/мин*, H = 0)

$G_{вз}$ = 0,65 *кг/сек*
$N_{вз}$ = 74 *л. с.*
$p_{вз}$ = 2,3 *кгс/см²*
} максимальный продолжительный режим при n = 45 000 *об/мин*, H = 0

$C_{e\ ном}$ = 580 *г/л. с. ч.*

D = 421 *мм*

L = 760 *мм*

$G_{дв}$ = 44 *кгс*

MAN 6012-L

Генератор сжатого воздуха с дополнительным компрессором

Входное устройство — с кольцевым входом.

Основной компрессор — центробежный, одноступенчатый. Корпус неразъемный из алюминиевого сплава. Односторонняя крыльчатка установлена на валу, опирающемся на роликовый и упорный шариковый подшипники. $\pi_к$ = 3,0. $G_в$ = 1,0 *кг/сек* при 45 000 *об/мин*.

Камера сгорания — кольцевая, дискового типа.

Турбина основного компрессора — радиальная, центростремительная, одноступенчатая. Стальной неразъемный корпус, с полыми лопатками соплового аппарата. Температура на входе в турбину 1030° К, на выходе из турбины 813° К при 45 000 *об/мин*.

Выходной канал — диффузорный, нерегулируемый.

Дополнительный компрессор — центробежный, одноступенчатый. Корпус из сплава алюминия, изготовлен из двух частей и прикреплен к передней части промежуточной коробки передач. Односторонняя крыльчатка установлена на отдельном валу, соединенном с передним концом вала двигателя. На противоположных концах улитки компрессора имеются два выпускных отверстия.

Система регулирования — механического типа с ограничителями числа оборотов, нагрузки и температуры на выходе. Расход воздуха изменяется с помощью поворотных лопаток на входе в дополнительный компрессор.

Топливная система. Насос MAN, давление 4 *кгс/см²*. Топливо впрыскивается под действием центробежных сил через отверстия в дисковом распределителе, установленном на валу. Топливо D.Eng.R.D.2494 (JP-1) или 2486 (JP-4).

Система зажигания — высокого напряжения. Одно магнето или бобина и батарея; один воспламенитель факельного типа.

Система смазки — циркуляционная. Давление масла 3 *кгс/см²*, фильтр и масляный теплообменник. Масло MIL-L-7808.

Система запуска — с электрическим стартером или стартер-генератором или вручную.

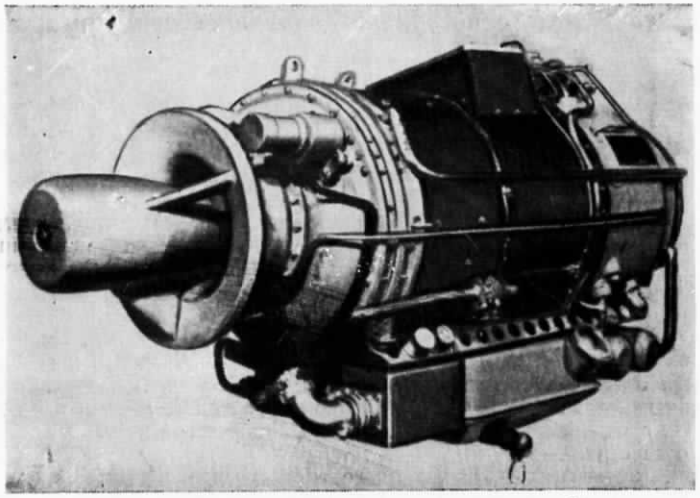
Применение. Установлен на вертолете Дорнье Do.32E для подачи воздуха в реактивные сопла на концах лопастей винта.

Модификации:

6012-L2. Подобен 6012-L, $G_{вз}$ = 0,525 *кг/сек* при $p_{вз}$ = 2,5 *кгс/см²*.
6012-L3. Подобен 6012-L, $G_{вз}$ = 0,56 *кг/сек* при $p_{вз}$ = 2,5 *кгс/см²*.

№№ источников: 399.

РОЛЛС-РОЙС/КЛЕКНЕР-ГУМБОЛЬДТ-ДЕЙЦ T112



$N_в = 142$ *л. с.*
$C_e = 421$ *г/л. с. ч*
$n_{в.в} = 8000$ *об/мин*
} максимальный продолжительный режим при $n = 64\,000$ *об/мин*, МСА

или

$G_{вз} = 0{,}22$ *кг/сек* при $p = 4{,}4$ *кг/см²*

$N_в = 30$ *л. с.* и $G_{вз} = 0{,}175$ *кг/сек* (комбинированный режим при $n = 64\,000$ *об/мин*, $p = 4{,}65$ *кг/см²*)

$b = 342$ *мм*
$h = 443$ *мм*
$L = 779$ *мм*

$G_{дв} = 34$ *кг* (с одним выходным валом)
$G_{дв} = 36$ *кг* (с двумя выходными валами)

РОЛЛС-РОЙС/КЛЕКНЕР-ГУМБОЛЬДТ-ДЕЙЦ T112

Комбинированный двигатель с общим компрессором

Применяется как турбовальный ГТД и генератор сжатого воздуха.

Входное устройство — с кольцевым входом. Корпус отлит из магниевого сплава заодно с тремя стойками для крепления стартера.

Компрессор — осецентробежный. Одна околозвуковая осевая ступень и одна центробежная с односторонней крыльчаткой. Осевая ступень включает рабочее колесо с 19 лопатками из титанового сплава, укрепленными на диске с помощью замкового соединения типа «ласточкин хвост». Диск установлен на шлицах вала ротора. Корпус отлит из магниевого сплава и несет 25 лопаток НА из хромоникелевой стали. Крыльчатка центробежной ступени отлита из титанового сплава, имеет 26 лопаток и установлена на шлицах вала ротора. Корпус и радиально-осевой диффузор центробежной ступени изготовлены из теплостойкого магниевого сплава. Автоматический клапан отбора воздуха расположен на корпусе компрессора $G_{в.сум} = 0{,}876$ *кг/сек*, $\pi_к = 4{,}96$.

Камера сгорания — противоточная, кольцевая, с 12 испарительными горелками. Жаровая труба и внешний корпус изготовлены из никелевого сплава. Один воспламенитель Ротакс с мощным разрядом.

Турбина — двухступенчатая осевая. Рабочие колеса фиксируются торцовыми шлицами и стянуты соединительным болтом. Задний подшипник вала ротора роликовый, находится за 2-й ступенью. Стальной корпус турбины несет по 23 сопловые лопатки из никелевого сплава для каждой ступени. Диски рабочих колес имеют по 29 рабочих лопаток, укрепленных на каждом диске с помощью елочных замков. Рабочие лопатки и диски изготовлены из никелевого сплава $T_г = 1223°$ К.

Выпускной канал — нерегулируемый, выполнен из никелевого сплава.

Система отбора мощности. Одноступенчатый планетарный редуктор, размещенный в задней части двигателя, имеет один или несколько валов отбора мощности.

Система регулирования — гидромеханическая фирмы Клекнер-Гумбольдт-Дейц.

Топливная система. Максимальное давление топлива 25 *кг/см²*. Топлива ASTMA-1, MILJ5624.

Система смазки — циркуляционная. Один нагнетающий и два откачивающих насоса. Давление масла 2 *кгс/см²*. Масло MIL-L-7808.

Система запуска — с электрическим стартером.

Состояние в производстве. Опытный. Отделение маломощных газотурбинных двигателей фирмы Роллс-Ройс отвечает за разработку камеры сгорания, турбины, корпусов турбины и сопла, а фирма Клекнер-Гумбольдт-Дейц — за входное устройство, компрессор, редуктор и агрегаты.

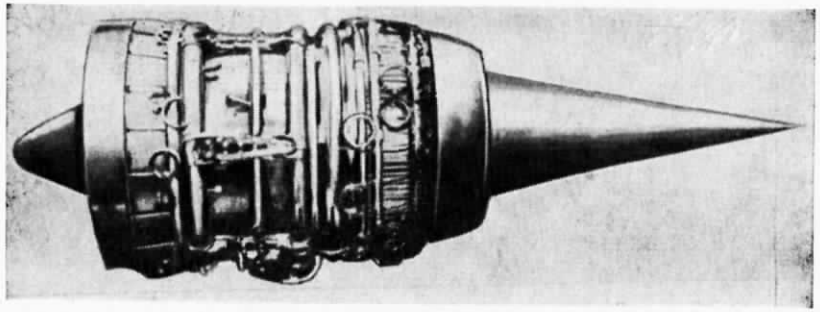
Применение. В качестве ВСУ для самолетов.

№№ источников: 331, 249.

ПРЯМОТОЧНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

ГЭРРИТТ-ЭРИСЕРЧ

Летный вариант СГПВРД



Тяга — несколько сот фунтов (условия неизвестны)
$R_{уд} > 2000$ *кг·сек/кг* при M=8 (по топливу)
Коэффициент тяги 1,2 при M=4
$\tau = 60$ *сек*

Пределы рабочих скоростей $M_п = 3 - 8$
Пределы рабочих высот 13—37,5 *км*
$D = 460$ *мм*, $G_{дв} = 362$ *кг*
Площадь захвата невозмущенной струи 0,18 *м²*

Конструкция двигателя рассчитана на следующие условия: изменение угла атаки аппарата от —5 до +30°, изменение угла рыскания в пределах ±7°, максимальный динамический напор 12 200 *кг/м²*, инерционные нагрузки в продольном направлении от +4,5 до —3 *g*, в поперечном ±1 *g* и в вертикальном направлении от +6,8 до —1 *g*.

Камера сгорания — двухрежимная, горение топлива в дозвуковом потоке осуществляется при скоростях, соответствующих числам $M_п = 3—6$, а горение в сверхзвуковом потоке при $M_п = 6—8$. Система охлаждения регенеративная, в качестве охладителя используется жидкий водород. При изготовлении камеры сгорания используется сплав гастеллой или инконель 718.

Топливная система. Топливо — жидкий водород. Вес топлива 22 *кг*. Имеется система перепуска топлива для охлаждения элементов конструкции двигателя и изменения коэффициента избытка воздуха для исследований работы двигателя в различных условиях.

Реактивное сопло — с центральным конусом.

Состояние в производстве. Закончено изготовление образца летного варианта двигателя.

Применение. Экспериментальный.

№№ источников: 440, 130 доп.

МАК ДОННЕЛЛ ДУГЛАС

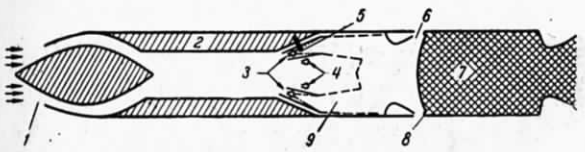


Схема силовой установки снаряда Бендикс «Тейлос».
1—воздухозаборник двигателя; *2*—аппаратура и агрегаты; *3*—форсунки дополнительной камеры; *4*—основные форсунки; *5*—искровой воспламенитель; *6*—перепуск воздуха на режиме разгона; *7*—разгонный РДТТ; *8*—фланец; *9*—камера сгорания.

$D_{дв} = 710$ *мм*
$M_п = 2,5$ (в конце работы двигателя)
Дальность — 105 *км*
$D_{сн} = 760$ *мм*
$L_{сн} = 6400$ *мм* (без стартового РДТТ)
$L_{сн} = 9530$ *мм* (со стартовым РДТТ)
$G_{сн} = 1360$ *кгс* (без стартового РДТТ)
$G_{сн} = 3175$ *кгс* (со стартовым РДТТ)
$G_в = 120$ *кг/сек* при $t = 500°$ K

Воздухозаборник — двухскачковый, нерегулируемый с центральным телом.

Камера сгорания — имеет перфорированную жаровую трубу с керамическим покрытием из окиси алюминия и дополнительную кольцевую камеру, впрыск топлива в которую осуществляется против потока через иглообразные форсунки. Камера имеет в продольном сечении V-образную форму для создания зоны рециркуляции. Давление в зоне воспламенения после отделения разгонного РДТТ 3,1 *кг/см²*, коэффициент избытка воздуха $\alpha \simeq 1,2$.

Топливная система. Подача топлива турбонасосная. Турбина ТНА работает от скоростного напора. Топливо — JP-5 или смесь керосина с более тяжелыми фракциями нефти. Наддув топливного бака производится азотом.

Система зажигания — электрическая с мощным емкостным разрядом между полупроводниковыми электродами запальной свечи и возбудителем (активизатором). Система действует непрерывно для обеспечения начального воспламенения топлива и повторного зажигания в случае срыва пламени. Она дополнена одноразовым пиротехническим воспламенителем с шаровым очагом пламени диаметром 30 *см*.

Состояние в производстве. Серийный с 1956 г.

Применение — управляемый снаряд ВМФ США «земля-воздух» Бендикс «Тейлос» RIM M-8-GAAW (RGM-8-H-ARM).

№№ источников: 331, 343.

МАРКВАРДТ на $M_п = 6$

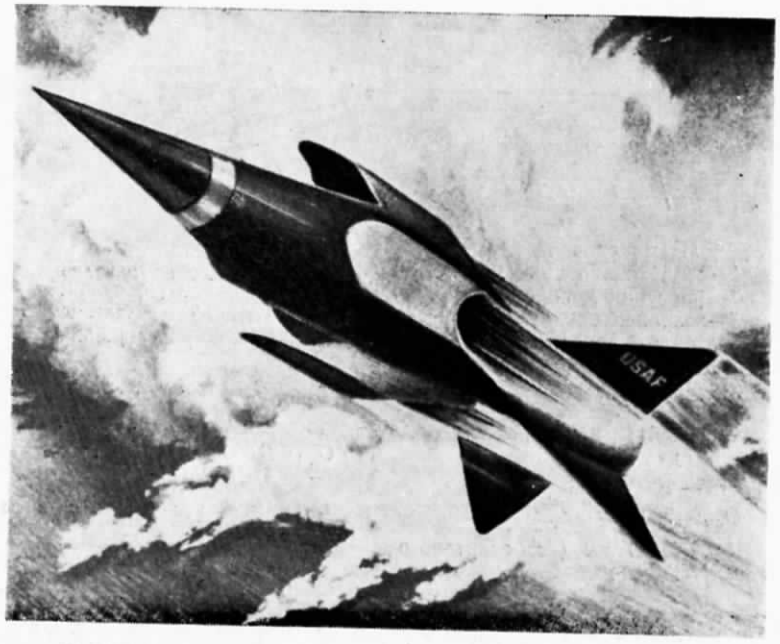


Рисунок экспериментального летательного аппарата с ПВРД Марквардт

$R_{уд} = 1500—2000$ *кгс·сек/кг* (по топливу)
$M_п = 6$

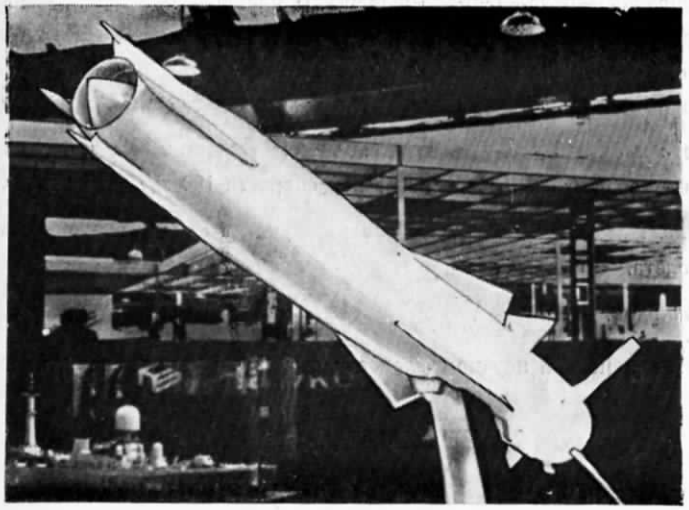
Воздухозаборник. Роль центрального тела воздухозаборника выполняет передняя часть фюзеляжа аппарата.
Камера сгорания — рассчитана на горение топлива в сверхзвуковом потоке.
Топливо — жидкий водород.
Состояние в производстве. Прошел испытания в аэродинамической трубе при скорости, соответствующей числу $M_п = 6$.
Применение. Предназначен для беспилотного экспериментального аппарата.
№№ источников: 440.

РОЛЛС-РОЙС (БРИСТОЛЬ-СИДДЛИ) «ТОР» ВТ.3

$R = 9000$ *кгс* при $M_п = 3$ и $H = 0$
$R = 2720$ *кгс* при $M_п = 2$ и $H = 0$
$R = 2270$ *кгс* при $M_п = 3$ и $H = 12$ *км*
$R = 272$ *кгс* при $M_п = 1{,}6$ и $H = 12$ *км*
$C_R = 2{,}5$ *кг/кгс·ч* при $H = 0$ и полной тяге
$C_R = 2{,}3$ *кг/кгс·ч* при $H = 8$ *км* и полной тяге.

Конструкция. О конструкции двигателя ВТ.3 сведения не опубликованы. Описание конструкции ПВРД «Тор» ВТ.1 приведено в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1967 г.
Состояние в производстве — серийный.
Применение. Последние модификации снаряда земля-воздух «Бладхаунд».
№№ источников: 440, 102 доп.

РОЛЛС-РОЙС (БРИСТОЛЬ-СИДДЛИ) «ОДИН»



Макет снаряда класса корабль-воздух и корабль-корабль Хоукер Сиддли «Си Дарт» в масштабе 5/8

Данные снаряда «Си Дарт»

Диаметр	420 *мм*
Длина	4340 *мм*
Взлетный вес	230 *кгс*
Скорость полета	$M_п = 2{,}5$
Дальность полета	27—36 *км*

ПВРД Роллс-Ройс «Один» выполнен за одно целое с корпусом снаряда «Си Дарт». Разгон ПВРД до рабочей скорости осуществляется двигателем на твердом топливе. Двигатель находится в серийном производстве с 1968 г.
№№ источников: 332, 440.

DFL [1]

$R_{макс}=15$ *кгс* (при $V=100$ *м/сек*, $H=0$)
$D_{дв}=130$ *мм* (внешний)
$L^{у}_{дв}=500$ *мм*
$G_{дв}=4{,}5$ *кгс*

Камера сгорания — охлаждается топливом. В рубашке охлаждения топливо нагревается до температуры выше критической и поступает в топливную форсунку. Предварительное нагревание топлива в рубашке позволило сократить длину двигателя.

Состояние в производстве. Двигатель проходил испытания на вращающемся испытательном стенде при окружной скорости 100 *м/сек*.

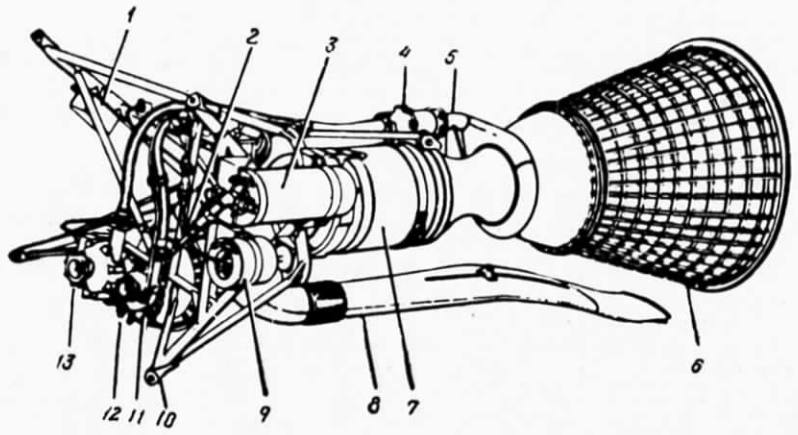
Применение. Предназначается для использования на концах несущего винта вертолета.

№№ источников: 441.

[1] DFL — немецкий научно-исследовательский аэронавигационный институт.

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

БЕЛЛ LR81-BA-13 (8247)



1—электронный ограничитель; *2*—газогенератор; *3*—пусковой бак горючего; *4*—главный клапан окислителя; *5*—трубопровод подачи окислителя к охлаждающим каналам камеры сгорания; *6*—сопловая приставка; *7*—камера сгорания; *8*—выпускной трубопровод турбины; *9*—пусковой бак окислителя; *10*—узел подвески двигателя; *11*—корпус редуктора и корпус турбины; *12*—насос горючего; *13*—насос окислителя.

$R=7265$ *кгс*, $b=900$ *мм*, $L=2100$ *мм*, $G_{дв}=136$ *кгс*.

Характеристики переходных режимов ЖРД 8247

Предпусковой расход окислителя, *кг*	2,7—3,6
Расход окислителя после остановки, *кг*	13,2
Время до момента достижения 75% номинальной тяги, *сек*	1,0
Минимальный полный импульс, *кгс·сек*	5630 [1]
Импульс после действия, *кгс·сек*	1462 ± 182

[1] Импульс, достаточный для перезарядки пусковой системы, обеспечивающей повторный запуск.

БЕЛЛ LR81-BA-13 (8247)

Основное описание двигателя опубликовано в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1967 г. В связи с этим приводятся лишь дополнительные сведения и изменения.

Камера сгорания. Форсуночная головка имеет 88 основных трехструйных смесительных элементов. Каждый элемент состоит из двух форсунок горючего и одной форсунки окислителя.

Реактивное сопло. Степень уширения сопла 45.

Топливная система. Топливо самовоспламеняющееся, длительного хранения: горючее—несимметричный диметилгидразин, окислитель—красная дымящаяся азотная кислота с ингибиторной присадкой. Подача топлива турбонасосная. Коэффициент соотношения компонентов топлива 2,8.

ТНА — имеет электронный ограничитель числа оборотов турбины.

Газогенератор — работает на основном топливе и имеет соленоидные клапаны подачи горючего и окислителя. Форсуночная головка несет четыре основных трехструйных смесительных элемента (две форсунки горючего и одна—окислителя) и восемь двухструйных смесительных элементов для пленочного охлаждения.

Система запуска. Цепи управления двигателем изменены для устранения жесткого запуска, возникающего в высотных условиях при опережении подачи горючего. Опережение подачи окислителя достигается использованием двух дублирующих реле давления: реле давления в коллекторе окислителя и реле давления подачи окислителя. Реле давления в коллекторе окислителя срабатывает по давлению подачи окислителя непосред-

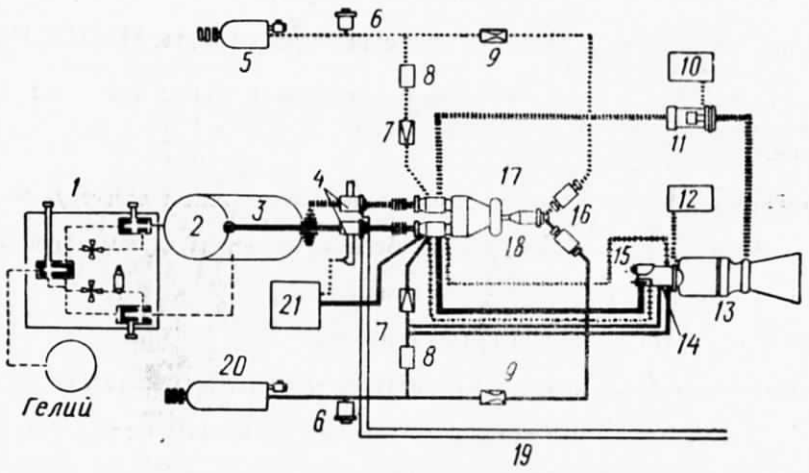


Схема силовой установки.

1—пиротехнический регулятор подачи гелия; *2*—бак горючего; *3*—бак окислителя; *4*—топливные клапаны ступени; *5*—пусковой бак окислителя; *6*—заправочный клапан; *7*—фильтр; *8*—управляющий клапан; *9*—трубка Вентури; *10*—реле давления подачи окислителя; *11*—клапан окислителя; *12*—реле давления окислителя в коллекторе; *13*—камера сгорания; *14*—клапан горючего; *15*—соленоидный клапан клапана горючего; *16*—соленоидные клапаны; *17*—узел ТНА; *18*—газогенератор; *19*—линии дренажа компонентов топлива; *20*—пусковой бак горючего; *21*—гидравлический блок питания

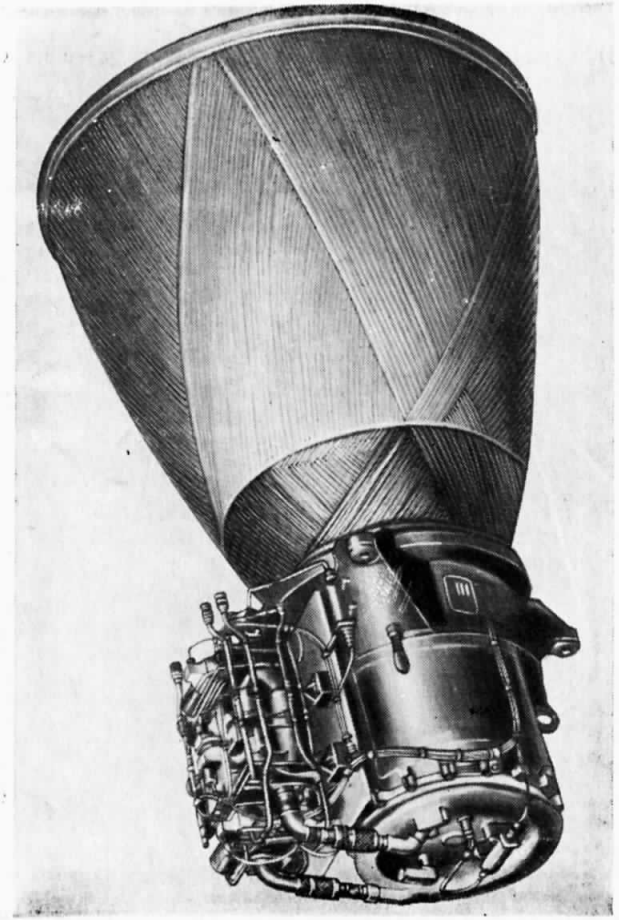
ственно перед форсуночной головкой, а реле давления подачи окислителя срабатывает по давлению окислителя на выходе из основного клапана окислителя. При срабатывании одного из них подается сигнал на соленоид главного клапана горючего и тем самым осуществляется управление им.

Состояние в производстве — серийный.

Применение — ступень «Агена» ракеты «Атлас—Агена».

№№ источников: 338, 440.

БЕЛЛ/РОКИТДАЙН 8258



$R = 1600$ *кгс*
$R_{уд} = 323$ *кгс·сек/кг* } в пустоте
$\tau = 960$ *сек*

$D = 838$ *мм*
$L = 1298$ *мм*
$G_{дв} = 96$ *кгс*

Устойчивость работы (самодемпфирование колебаний давления) 20 *мсек*

БЕЛЛ 8258

Камера сгорания и сопло — выполнены с использованием разрушающегося материала. Конструкция форсуночной головки фирмы Рокитдайн обеспечивает опережение подачи окислителя на 40—50 *мсек* для предотвращения жесткого запуска.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное длительного хранения: горючее — аэрозин 50, окислитель — четырехокись азота. Соотношение компонентов топлива 1,6 : 1. Система подачи топлива вытеснительная. Топливные мешки выполнены из упругого материала, устойчивого к воздействию ракетных топлив. Перед поступлением в двигатель компоненты проходят через регулирующие шайбы, фильтры и затем через разделительный и отсечной клапаны. Давление топлива на входе в двигатель, равное 12 *кгс/см²*, поддерживается регулирующими шайбами. В системе имеются параллельные дублирующие клапаны.

Система регулирования. Расход компонентов топлива контролируется клапанным блоком, регулирующими шайбами и узлом форсуночной головки. Элементы системы дублированы. Клапанный блок имеет восемь отсечных шаровых клапанов горючего и окислителя, объединенных в два узла; две связанные группы двухкомпонентных клапанов подачи горючего и окислителя; четыре воздействующих механизма и четыре соленоидных управляющих клапана. Внутри блока каналы компонентов топлива разделяются на отдельные магистрали с двумя группами шаровых клапанов в каждой. Отдельные магистрали соединяются снова у выхода из блока. Отсечные клапаны в соответствии с последовательностью работы объединены в пары клапанов горючего и окислителя. Каждая пара приводится в действие коленчатым валом независимого воздействующего механизма, срабатывающего под давлением горючего.

Система зажигания. Самовоспламенение компонентов топлива при контакте.

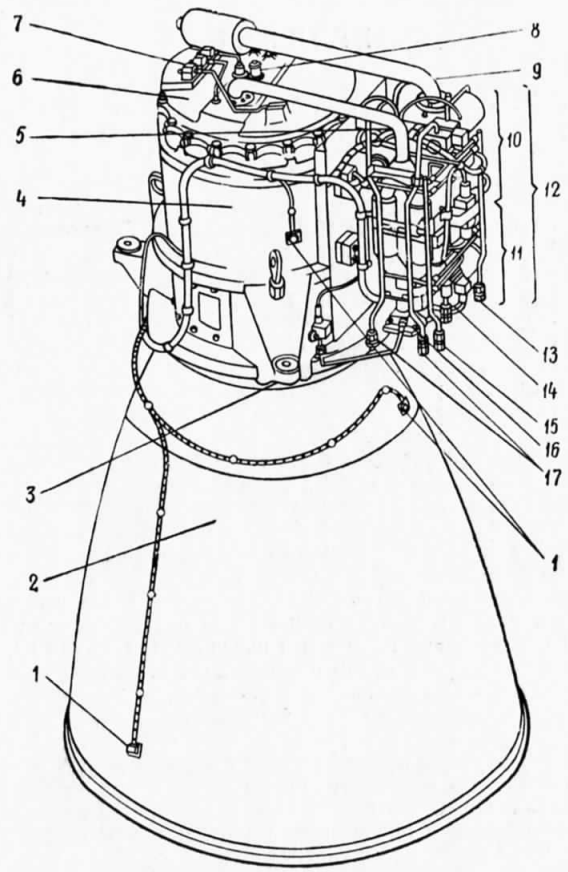
Система запуска. Запуск двигателя после наддува топливных баков может быть осуществлен вручную путем установки ключа ручного управления в положение «взлет» и нажатием кнопки «старт» или автоматически основным или аварийным счетно-решающим устройством системы наведения. Запуск начинается с одновременного открытия отсечных клапанов воздействующих механизмов в системе подачи топлива и четырех управляющих клапанов. Они направляют горючее в линию питания воздействующих механизмов и к управляющим клапанам. При подаче напряжения на соленоиды управляющих клапанов грибки клапанов открывают входные окна горючего и закрывают дренажные окна. Горючее перемещает поршни в камерах воздействующих механизмов до полного открытия отсечных клапанов. При выключении двигателя снимается напряжение с соленоидов управляющих клапанов для открытия окон дренажа остатков горючего. Снятие давления горючего в воздействующем механизме позволяет поршням вернуться в нормальное положение.

Двигатель выходит на режим 90%-ной номинальной тяги за 0,31 *сек*. Уменьшение тяги до 10% может быть осуществлено за 0,2 *сек*. Система рассчитана на 35 запусков.

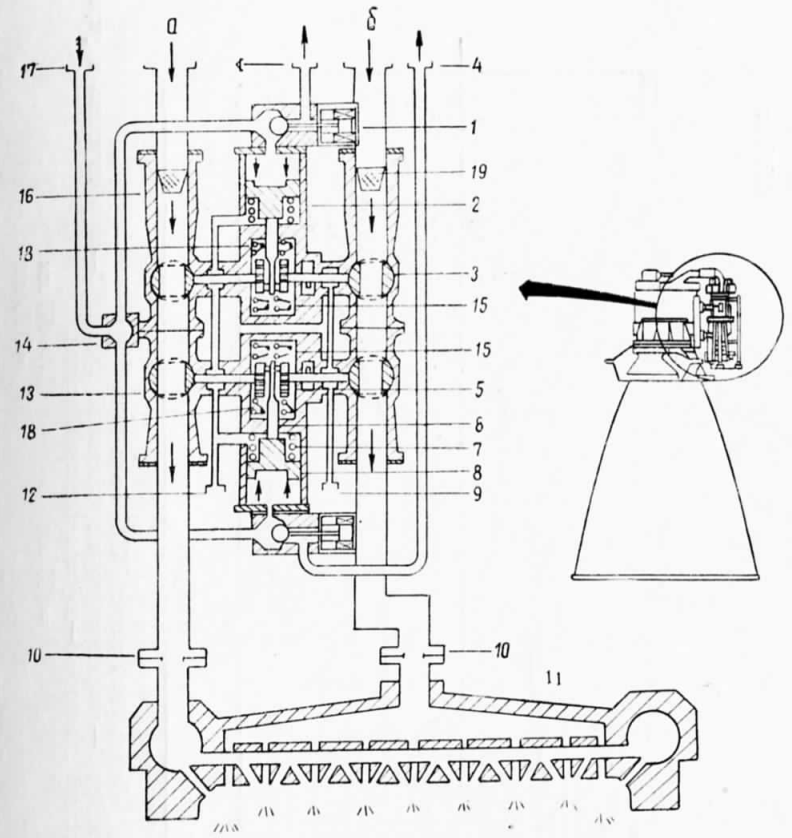
Состояние в производстве — серийный.

Применение. Взлетная ступень лунной кабины пилотируемого космического корабля «Аполлон».

№№ источников: 433, 436, 440.



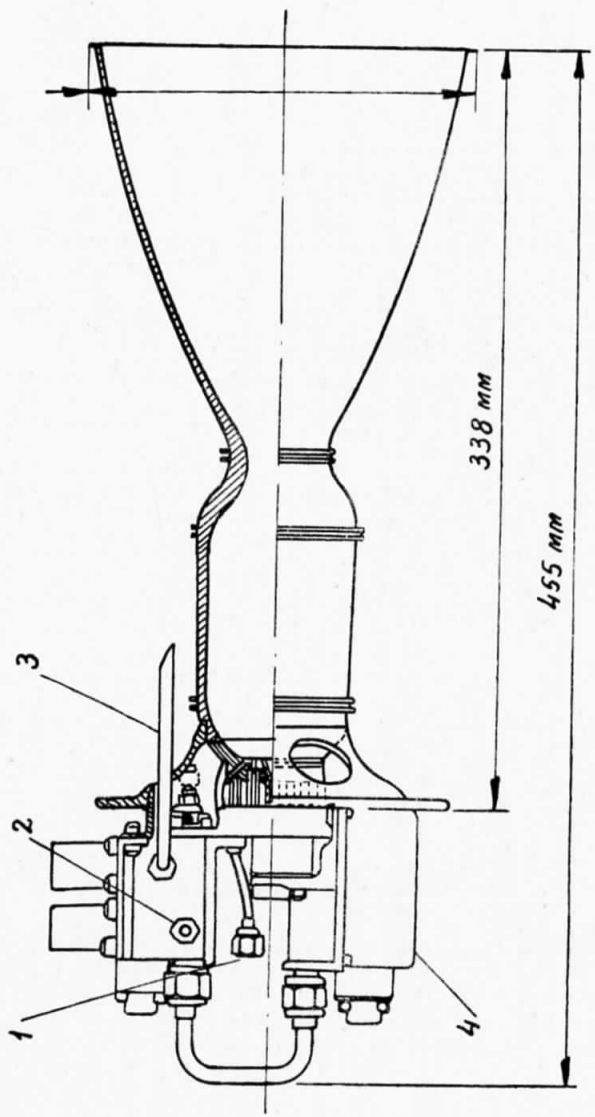
1—датчики температуры; *2*—сопловая приставка; *3*—горловина сопла; *4*—камера сгорания; *5*—магистраль окислителя; *6*—узел форсуночной головки; *7*—датчики давления; *8*—акселерометр; *9*—магистраль горючего; *10*—узел двухкомпонентных клапанов; *11*—узел разделительных клапанов; *12*—блок топливных клапанов; *13*—дренаж уплотнения кислородного вала; *14*—вход горючего; *15*—дренаж уплотнения вала горючего; *16*—вход окислителя; *17*—дренаж воздействующего механизма клапана горючего.



Клапанный блок ЖРД взлетной ступени лунной кабины.

а—вход горючего; *б*—вход окислителя.

1—соленоидный клапан воздействующего механизма; *2*—воздействующий механизм; *3*—распределительный шар; *4*—выходная магистраль соленоидного клапана; *5*—кривошип; *6*—шток поршня воздействующего механизма; *7*—пружина поршня воздействующего механизма; *8*—поршень воздействующего механизма; *9*—дренажный трубопровод уплотнения вала в контуре окислителя; *10*—мерные шайбы; *11*—корпус форсуночной головки; *12*—дренажный трубопровод воздействующего механизма и уплотнения вала в контуре горючего; *13*—корпус клапана горючего; *14*—напорная магистраль соленоидного клапана, приводимого горючим; *15*—указатели позиций клапана (открытая позиция); *16*—корпус отсечного клапана; *17*—вход в напорную магистраль воздействующего механизма; *18*—указатели позиций клапана (закрытая позиция); *19*—фильтр



Продольный разрез ЖРД Белл 8414.

1—датчик давления в камере сгорания; *2*—вход горючего в дроссельный клапан; *3*—вход горючего в управляющий цилиндр; *4*—двухкомпонентный клапан.

$R = 5{,}45—45{,}4$ *кгс* $L_г = 455$ *мм*

$R_{уд} = 254—292$ *кгс·сек/кг* $D_с = 155$ *мм* $G_{дв} = 3{,}86$ *кгс*

Минимальная величина импульса тяги — 0,454 *кгс·сек* Продолжительность импульса последействия—10 *мсек*

Время выхода двигателя на расчетную тягу—28 *мсек* Срок службы—3600 *сек*

БЕЛЛ 8414

Камера сгорания и сопло — выполнены из ниобия с силицидовым покрытием и охлаждаются излучением. Расчетное давление в камере сгорания 5,6 *кгс/см²*, характеристическая длина 510 *мм*. На форсуночной головке имеется шесть смесительных элементов с постоянной площадью. Каждый элемент состоит из трех струйных форсунок с высоким коэффициентом расхода и большим отношением длины к диаметру. Через две боковых форсунки элемента вводится горючее, а через центральную — окислитель. Расчетная величина перепада давления на форсунках 9,5 *кгс/см²*. Максимальная рабочая температура стенок камеры 1700^5 К. Степень уширения сопла 40. Диаметр на срезе сопла 155 *мм*.

Топливная система. Топливо длительного хранения: горючее—аэрозин 50, окислитель—четырехокись азота. Коэффициент соотношения компонентов топлива $1{,}62 \pm 0{,}05$. Система подачи топлива вытеснительная. Давление подачи 15,1 *кгс/см²*.

Система регулирования. Работа на импульсном режиме обеспечивается сдвоенным быстродействующим 2-компонентным клапаном подачи топлива в камеру сгорания, установленным непосредственно на подводящих трубопроводах для сведения к минимуму «паразитного» объема. Время срабатывания клапана 5 *мсек*.

Изменение тяги в диапазоне 8 : 1 достигается с помощью 2-компонентного дроссельного клапана типа кавитирующей трубки Вентури с регулируемой площадью проходных сечений, а дальнейшее дросселирование тяги до 100 : 1 обеспечивается работой в импульсном режиме. Дроссельный клапан, разработанный фирмой Фокс Валв Девелопмент, поддерживает постоянство расхода и соотношения компонентов топлива при дросселировании. Приводом его служит гидравлический поршень двойного действия, который управляется давлением горючего и перемещается с помощью двух соленоидных клапанов. Время открытия и закрытия дроссельного клапана при полном ходе поршня в любую сторону 300 *мсек*. Работа дроссельного клапана независима от работы клапана подачи компонентов в камеру сгорания. Уровень тяги может быть изменен во время работы двигателя или в промежутках между включениями.

Система зажигания. Самовоспламенение компонентов топлива при контакте.

Состояние в производстве. Разработан по заказу центра космических полетов им. Маршалла.

Применение — лунный орбитальный аппарат.

№№ источников: 339, 440.

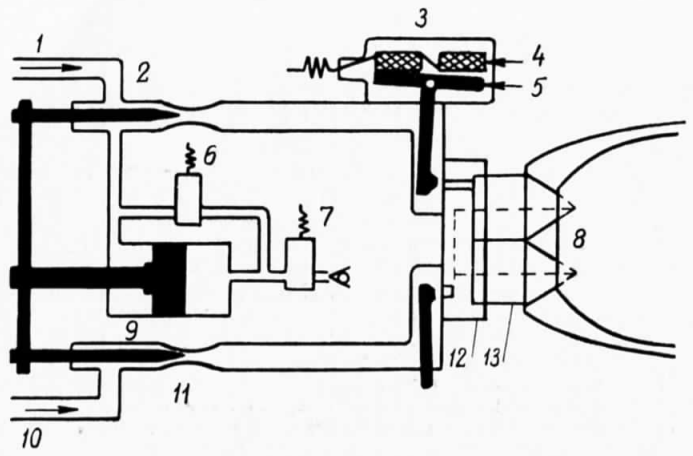
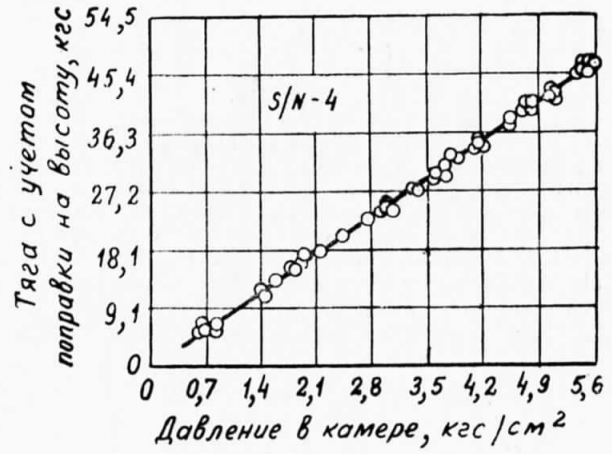
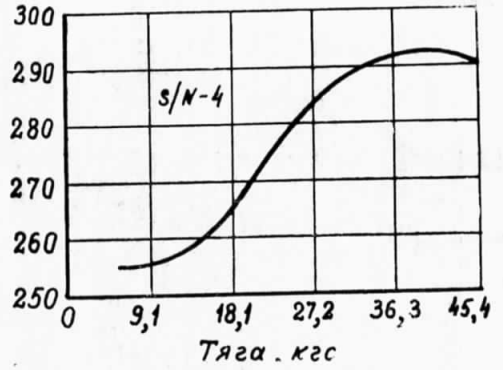


Схема системы регулирования.

1—подача горючего; *2, 11*—дроссельный клапан; *3*—двухкомпонентный клапан; *4*—электросоленоиды; *5*—сердечник; *6*—открывающий соленоидный клапан; *7*—закрывающий соленоидный клапан; *8*—камера сгорания; *9*—гидравлический поршень двойного действия; *10*—подача окислителя; *12*—топливопроводы минимального объема; *13*—смесительные элементы.

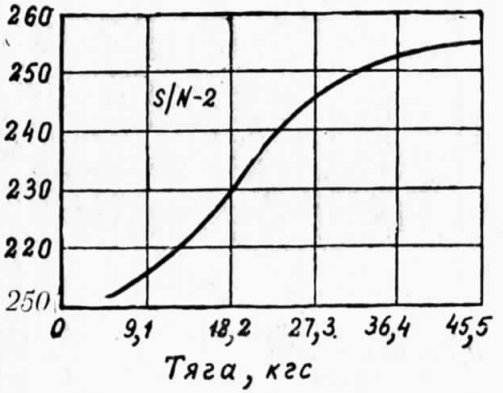


Зависимость тяги двигателя модели S/N-4 от давления в камере сгорания



Дроссельная характеристика при непрерывной работе двигателя.

По оси ординат — удельная тяга, *кгс·сек/кг*



Характеристика двигателя при работе на импульсном режиме (продолжительность импульса 150 *мсек*)

По оси ординат — удельная тяга, *кгс·сек/кг*

МАРКВАРДТ МА-109



$R = 45{,}5$ *кгс* (в пустоте)
$R_{уд} = 295$ *кгс·сек/кг*
$\tau = 13\,000$ *сек* [1]

$b = 146$ *мм*
$h = 168$ *мм*
$L = 335$ *мм*
$G_{дв} = 2{,}27$ *кгс*

Надежность работы 100% [2]

[1] Максимальная продолжительность работы.
[2] Во время пяти облетов Луны и двух полетов корабля «Аполлон».

МАРКВАРДТ МА-109

Камера сгорания — выполнена из молибдена и имеет специальное противоокислительное покрытие. Форсуночная головка из алюминиевого сплава. Давление в камере 6,33—7 *кгс/см²*, температура 3170° К. Температура стенок камеры 1220—1770° К. Охлаждение излучением.

Реактивное сопло — охлаждается излучением. На горловину диаметром 10 *мм* нанесено покрытие из двукремнистого молибдена. Степень уширения сопла 40.

Топливная система — состоит из четырех автономных секций, каждая из которых обеспечивает подачу топлива к одному из четырех блоков рулевых двигателей. Топливо длительного хранения, самовоспламеняющееся: горючее — монометилгидразин [1], окислитель — четырехокись азота. Коэффициент отношения топливных компонентов 1,5. Система подачи топлива — вытеснительная и рассчитана на подачу в условиях невесомости. Клапаны соленоидные тарельчатого типа с ходом 0,12 *мм*. Надежность клапанов более 1000 циклов работы без утечки топлива.

Система запуска. Запуск осуществляется в течение 0,01 *сек* и начинается с момента подачи электрического сигнала в соленоидные клапаны, открывающие топливные магистрали. Двигатель рассчитан как на кратковременную, так и продолжительную работу.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Система управления положением двигательного отсека и лунной кабины пилотируемого корабля «Аполлон».

Модификации:

R-4D. Двигатель развивает тягу от 36 до 72 *кгс* в зависимости от давления подачи. Продолжительность работы ограничена запасом топлива. Топливо самовоспламеняющееся, длительного хранения: горючее—аэрозин 50, окислитель — четырехокись азота. Двигатель рассчитан на 1 млн. запусков, оборудован шарнирным кольцом и весит 2,28 *кгс*.

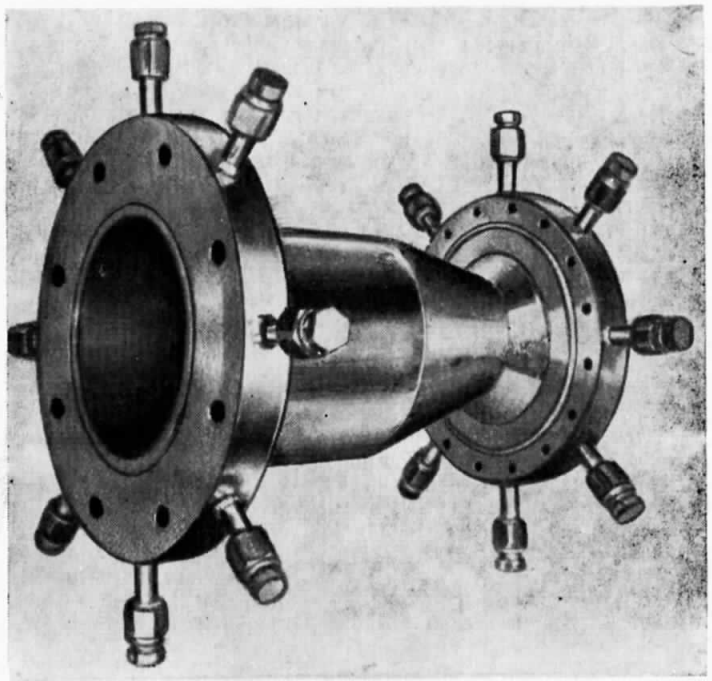
Форсированный вариант тягой 136 *кгс* — прошел обширные испытания, продемонстрировавшие устойчивость работы двигателя в течение 2000 *сек* и указавшие на возможность получения длительного срока службы при повышенной тяге и одиночных импульсах продолжительностью 200 *мсек* без существенных изменений базовой конструкции.

Форсированный вариант тягой 450 *кгс*. Планируется разработка.

№№ источников: 341, 440.

[1] На лунной кабине корабля «Аполлон» вместо монометилгидразина используется аэрозин 50.

NASA тягой 2270 *кгс*



$R = 2270$ *кг*

Камера сгорания — выполнена электроформовкой из никеля. Водяное охлаждение [1]. Полнота сгорания 98%. Максимальный тепловой поток 0,72 *ккал/см²·сек*. Давление 35 *кгс/см²*.

Реактивное сопло — имеет графитовые вставки. Диаметр горловины сопла 203 *мм*.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — метан, окислитель — фторокислородная смесь. Коэффициент отношения топливных компонентов 3,6—7,5 [1]. Подача топлива турбонасосная.

Состояние в производстве. Фирме Пратт-Уитни выдан заказ на разработку и испытание двух двигателей.

Применение. Предназначен для космических аппаратов полетным весом более 2200 *кгс*.

№№ источников: 383.

[1] Во время испытаний экспериментального двигателя.

NASA НА ДИБОРАНЕ И ОКИСИ ФТОРА

$\tau = 80$ *сек* [1]

Камера сгорания — выполнена с использованием разрушающихся материалов на основе углерода. Форсуночную головку планируется переделать для достижения продолжительности работы до нескольких сот секунд. Температура в камере 4400° К.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — диборан, окислитель — окись фтора. Система подачи топлива вытеснительная.

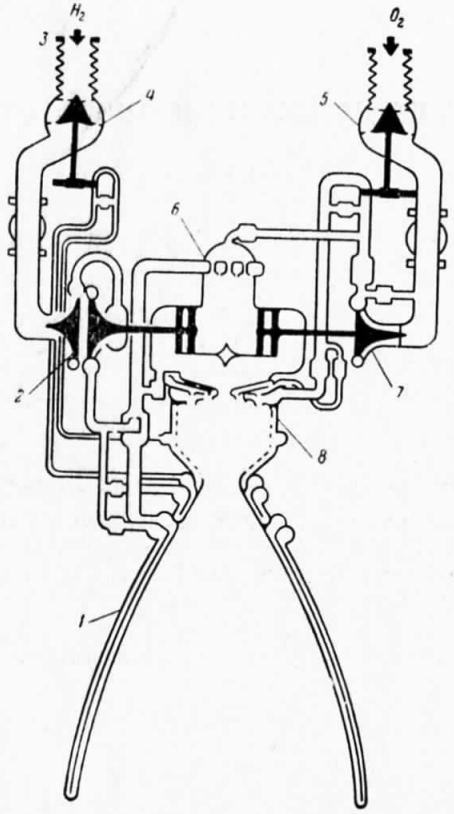
Состояние в производстве. Сдача в эксплуатацию планируется в середине 1970 гг.

Применение. Предназначен для космических аппаратов полетным весом менее 2200 *кгс*.

№№ источников: 383.

[1] Во время испытаний экспериментального двигателя.

ПРАТТ-УИТНИ XLR129 (RL20)



1—сопло с регенеративным охлаждением; *2*—насос горючего; *3*—подача горючего; *4*—малооборотный подкачивающий насос горючего; *5*—малооборотный подкачивающий насос окислителя; *6*—газогенератор (предкамера); *7*—насос окислителя; *8*—камера сгорания с проникающим охлаждением

$R = 113$ *тс*
$R_{уд} = 444$ *кгс·сек/кг* } при $H = 0$

$R_{уд} = 480$ *кгс·сек/кг* (в пустоте, при степени уширения сопла 195)
$p_к = 210$ *кгс/см²*
$D_{кр} = 173$ *мм*; $D_с = 2400$ *мм* (на выходе сопловой приставки)

$L = 4500$ *мм* (при выдвинутой сопловой приставке)
$L = 2700$ *мм* (при убранной сопловой приставке); $G_{дв} = 900$ *кгс*

Огневые испытания ЖРД запланированы на 1971 г.

Описание ЖРД XLR129 (RL20) приводится в справочниках «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1964 и 1967 гг.

ПРАТТ-УИТНИ для КАМП

Форсированный вариант XLR129

$R = 180$ *тс* *
$R_{уд} = 460$ *кгс·сек/кг* * } в пустоте
$p_к = 200$ *кг/см²* *
$\tau = 300$ *сек* (номинал.) *

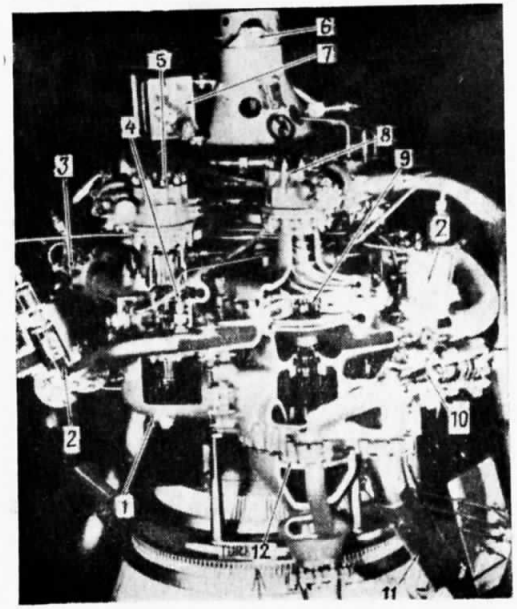
$G_{дв} = 2268$ *кгс* * (полный сухой вес с 2-позиционным соплом)
Ресурс — 10 *ч* *
Надежность — 0,99

Двигатель подобно ЖРД XLR 129 выполняется по замкнутой схеме. Он рассчитан на многократные запуски (500), имеет предкамеру, которая служит газогенератором ТНА, и двухпозиционное сопло. Двигатель разрабатывается по конкурсному заказу NASA и предназначается для космического аппарата многократного применения (КАМП).

№№ источников: 130, 238, 241, 383, 440.

* Технические условия NASA.

ПРАТТ-УИТНИ RL10A3-3



Размещение агрегатов на камере сгорания.
1—привод вспомогательного агрегата; *2*—клапан системы предварительного охлаждения и предохранительный клапан; *3*—клапан регулирования расхода окислителя; *4*—ТНА окислителя; *5*—впускной клапан окислителя; *6*—система подвеса; *7*—пусковое устройство; *8*—впускной клапан горючего; *9*—ТНА горючего; *10*—клапан системы регулирования тяги; *11*—трубка Вентури; *12*—турбина

$R = 6800$ *кгс*
$R_{уд} = 443$ *кгс·сек/кг* } в пустоте
$p_к = 28$ *кг/см²*
$\tau = 470$ *сек*
$b = 1020$ *мм*
$L = 1780$ *мм*
$G_{дв} = 137$ *кгс*
Степень уширения сопла 57.

ПРАТТ-УИТНИ RL10A

Основное описание ЖРД RL10A-1 приводится в справочниках «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1964 и 1967 гг. Ниже приводятся дополнительные сведения по двигателю.

Камера сгорания. В системе подвеса камеры применяется сухая смазка из двусернистого молибдена для снижения трения.

Система регулирования. Тяга сохраняется в заданных пределах клапаном в магистрали перепуска водорода перед турбиной, срабатывающим по сигналу регулятора тяги и изменяющим мощность турбины ТНА для поддержания желаемого давления в камере сгорания.

Система запуска. Включение и выключение двигателя производятся пневматическими клапанами, которые срабатывают под давлением гелия, поступающего через соленоидные клапаны. Во избежание чрезмерных забросов давления в камере запуск двигателя производится при настройке регулятора на режим 90% тяги с последующим переходом на режим 100% тяги с помощью пневматического переключателя.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Ступень «Центавр» (два двигателя) для запуска аппаратов «Маринер» в 1971 г. и «Викинг» в 1973 г.

Модификации:

RL10A3. $R = 6800$ *кгс*, $R_{уд} = 433{,}7$ *кгс·сек/кг* (в пустоте), $p_к = 21$ *кг/см²*, степень уширения сопла 40, $G_{дв} = 135$ *кгс*, $b = 990$ *мм*, $L = 1730$ *мм*.



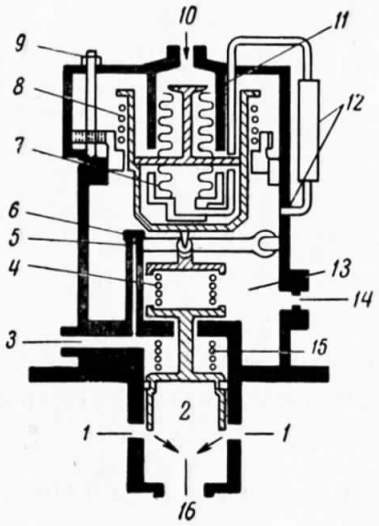


Схема регулятора тяги.

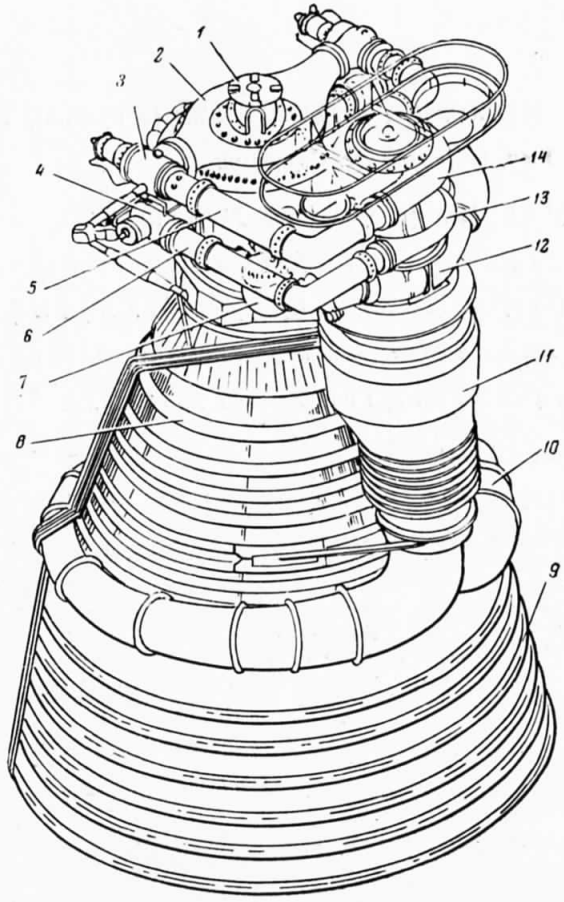
1—отверстия перепуска; *2*—перепускной клапан; *3*—отверстие для подвода газа к сервоприводу (расположенному перед трубкой Вентури); *4*—пружина обратной связи; *5*—рычаг сервопривода; *6*—отверстие переменного сечения; *7*—каретка следящей системы с возвратным сильфоном; *8*—пружины следящей системы; *9*—настройка рычага регулирования тяги (с предварительной нагрузкой); *10*—давление в камере сгорания; *11*—сильфон; *12*—пневматический переключатель; *13*—давление в корпусе регулятора; *14*—разгрузочное отверстие (к штуцеру на системе подвеса); *15*—камера сервопривода; *16*—к выходу из турбины

RL10A3-1. $R=6800$ *кгс*, $R_{уд}=434{,}4$ *кгс·сек/кг* (в пустоте), $\tau=475$ *сек*, $D=1010$ *мм*, $G_{дв}=132$ *кгс*. Серийный.

RL10A на фторе. Модифицированный ЖРД RL10A3-3, экспериментальный. $R=7200$ *кгс*, $p_к=28$—34 *кгс/см²*, соотношение компонентов топлива 7,6—11,2 (во время испытаний). Прогар стенки камеры сгорания был устранен установкой завихрителей. Двигатель наработал на стенде 1200 *сек*, из которых 300 *сек* при номинальной тяге 7200 *кгс*.

№№ источников: 431, 440.

РОКИТДАЙН F-1



1—узел карданного подвеса; *2*—вход кислорода; *3*—основной клапан кислорода; *4*—основной клапан горючего; *5*—трубопровод кислорода высокого давления; *6*—трубопровод горючего высокого давления; *7*—газогенератор; *8*—камера сгорания; *9*—сопло; *10*—выпускной патрубок турбины; *11*—теплообменник; *12*—турбина; *13*—насос горючего; *14*—насос окислителя.

$R = 690 \pm 1{,}5\%$ [1] *тс*
$R_{уд.мин} = 263$ *кгс·сек/кг*
$H = 0$
$\tau = 150$ *сек*
$p_{к.с} = 63$—65 *кгс/см²*
$T_{к.с} > 3270°$ K

$D_с = 3{,}66$ *мм* (с сопловой приставкой)
$L_{дв} = 5{,}49$ *м* (с сопловой приставкой)
$G_{дв} = 8535$ *кгс* (с тепловой изоляцией)
Ресурс — 2250 *сек* (20 запусков)

Устойчивость (самодемпфирование возмущений процесса горения, вызванных зарядом ненаправленного действия) — 45 *мсек*.
Надежность (при доверительной вероятности 50%) — 99%.

[1] По более поздним сообщениям ±3%.

РОКИТДАЙН F-1

Пять ЖРД Рокитдайн F-1 составляют силовую установку 1-й ступени ракеты «Сатурн» 5; четыре из них устанавливаются шарнирно по окружности и один жестко в центре.

Основное описание двигателя F-1 опубликовано в справочнике «Иностранные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1967 г. В связи с этим приводим только дополнительные сведения и изменения.

Камера сгорания — имеет четыре соединительных фланца, два из которых служат для крепления ТНА, а два других — для крепления командных устройств системы управления ступенью. Плоская форсуночная головка и радиальные и кольцевые антивибрационные перегородки выполнены из меди. 30% горючего из коллектора на камере сгорания поступает непосредственно к форсункам со сталкивающимися струями, а 70% пропускается по 89 трубкам в коллектор на срезе регенеративно охлаждаемого сопла и затем по другим 89 трубкам направляется обратно к головке и через форсунки в камеру. Каждая трубка горючего, образующая камеру, разветвляется на три трубки в сечении сопла со степенью уширения 3. Воспламенение топлива осуществляется вводом в камеру смеси, состоящей из триэтилборана (85%) и триэтилалюминия (15%), самовоспламеняющейся при контакте с окислителем. Шарнирный узел установлен на коллекторе окислителя, имеет подшипник с тефлоно-фибровой смазкой и допускает качание двигателя на 6° для управления полетом.

Реактивное сопло. Сопловая приставка двухстеночной конструкции выполнена из листовой нержавеющей стали. Газы от турбины ТНА после прохождения через теплообменник поступают вначале в газовый коллектор, выполненный из листовой стали и расположенный на выходе основного сопла, и затем в межстеночный зазор сопловой приставки. В коллекторе имеются клапаны для регулирования давления газов и компенсатор температурных деформаций. Температура газов 920° K.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — RP-1, окислитель — жидкий кислород. Коэффициент соотношения компонентов топлива — 2,28. Расход окислителя, поступающего в основную камеру, регулируется двумя одинаковыми клапанами с гидравлическим приводом. После открытия их и достижения номинального расхода клапаны остаются открытыми даже в случае падения давления в гидравлической системе. Аналогичным образом работают клапаны горючего. Клапаны окислителя имеют вспомогательный механический клапан регулирования последовательности впрыска компонентов топлива в газогенератор. Специальный клапан предотвращает попадание горючего в газогенератор, прежде чем клапан окислителя не будет открыт на 16,4%. На всех клапанах имеются указатели положения клапанов и движения жидкости. Датчики давления, установленные на приемном коллекторе окислителя, позволяют контролировать правильность работы двигателя.

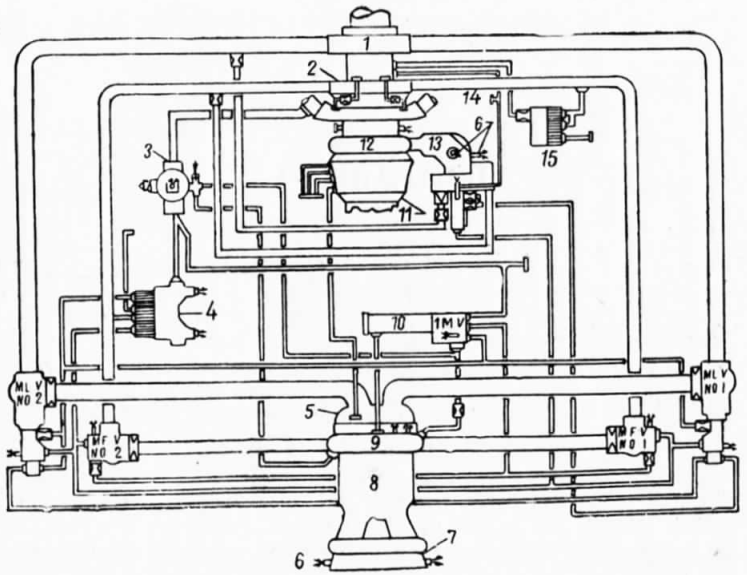
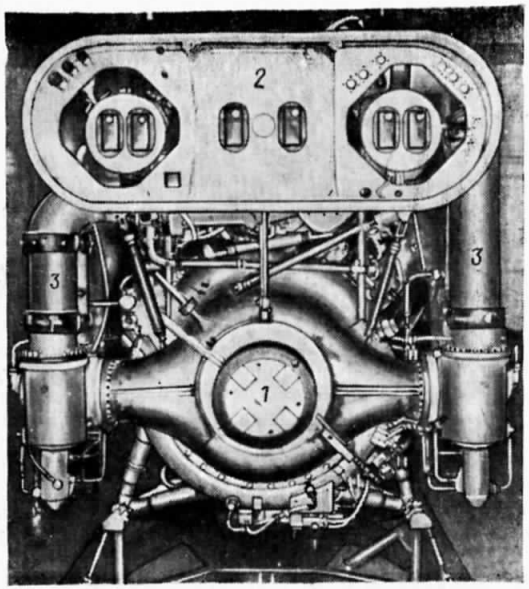


Схема силовой установки.
1—насос жидкого кислорода; *2*—насос горючего; *3*—контрольный клапан; *4*—четырехходовой соленоидный клапан; *5*—жидкий кислород; *6*—воспламенители; *7*—сопло; *8*—камера сгорания; *9*—форсуночная головка; *10*—патрон с самовоспламеняющейся жидкостью; *11*—теплообменник; *12*—турбина; *13*—газогенератор; *14*—клапан продувки; *15*—клапан управления.



ЖРД F-1 со стороны головки.
1—узел карданного подвеса на коллекторе жидкого кислорода; *2*—кожух из нержавеющей стали для размещения различных электрических разъемов; *3*—трубопроводы жидкого кислорода.

ТНА. Ротор ТНА установлен на двух шариковых подшипниках (между насосами) и одном роликовом подшипнике (между насосом и турбиной). Подшипники охлаждаются горючим; первые два из них имеют систему подогрева во избежание чрезмерного трения при низкой температуре. Герметичность различных элементов ТНА обеспечивается девятью графитовыми уплотнениями. Насос окислителя центробежный, с осевым преднасосом и оригинальной системой уплотнений, обеспечивающей надежную герметичность между полостями окислителя и горючего, а также между полостями высокого и низкого давления. Уплотнения надежно работают даже при сильных температурных деформациях корпуса насоса. Насос горючего центробежный и в основном подобен конструкции насоса окислителя. Турбина ТНА двухступенчатая, первая ступень имеет 119, а вторая — 109 лопаток. Мощность турбины 55 000—60 000 *л. с.*, число оборотов 5500 *об/мин*, расход газа через турбину 77 *кг/сек.*

Газогенератор — работает на обогащенном топливе. Окислитель поступает в газогенератор через пять форсунок в плоской головке, горючее вводится также через пять форсунок и дополнительно вдоль стенок для организации пленочного охлаждения. Воспламенение топлива обеспечивается двумя пиротехническими устройствами.

Система регулирования — гидравлическая. Система управляет работой топливных клапанов и обеспечивает работу агрегатов двигателя в определенной последовательности. В эту систему входят: клапан управления зажиганием, контрольный клапан, управляющий клапан двигателя и клапаны переключения давления. Клапан управления зажиганием открывается после разрыва мембраны под действием давления горючего. Он связан с системой блокировки, срабатывающей при соответствующем давлении подачи горючего в газогенератор. Управляющий клапан двигателя, срабатывающий по электрической команде, обеспечивает включение и выключение двигателя и снабжен различными системами блокировки, которые оставляют его открытым в случае незначительных неполадок или закрывают при существенной аварии.

Электрическая система — состоит из двух аккумуляторов и двух контуров, работающих на постоянном токе ($V=28$ *в*). Первый аккумулятор (вес 10 *кг*, емкость 640 *а·мин*) питает командные соленоиды, а второй (вес 25 *кг*, емкость 1250 *а·мин*)—систему телеизмерений и дублирующие цепи.

Тепловая защита. Узлы двигателя защищены от воздействия тепловых потоков с температурой порядка 1670° К тепловой изоляцией, выполненной из фольги и асбестовых листов.

Состояние в производстве — серийный.

Применение — первая ступень S-1C 3-ступенчатой космической ракеты «Сатурн» 5.

Работы по усовершенствованию ЖРД F-1:

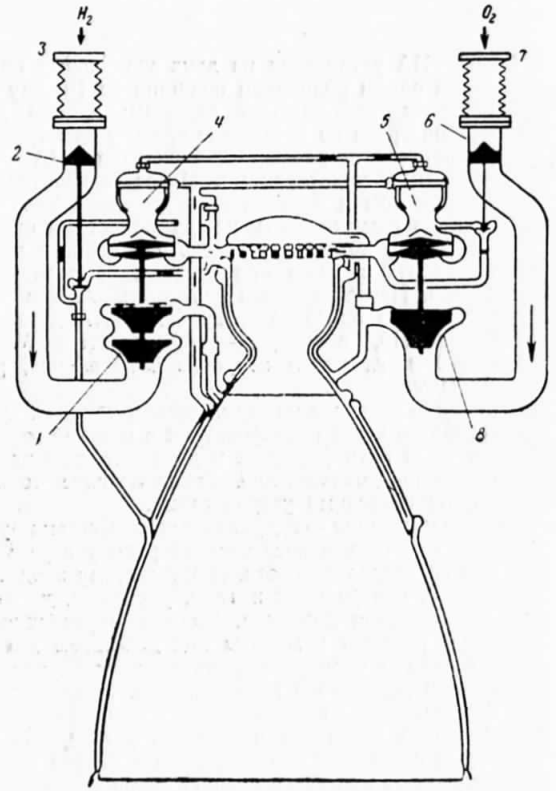
Программа упрощения и удешевления двигателя, аналогичная программе ЖРД J-2S.

Работы по созданию двухрежимной модификации двигателя. Форсирование до 715 *тс* с последующим понижением тяги до номинальной приблизительно к 90-й *сек* после старта. Последнее осуществляется включением системы перепуска в магистрали подачи жидкого кислорода к газогенератору.

Экспериментальные работы по созданию модификации тягой 817 *тс.*

№№ источников: 430, 432, 440, 131 доп., 132 доп.

РОКИТДАЙН КАМП



1—основной насос горючего; *2*—подкачивающий насос горючего; *3*—подача водорода; *4*—газогенератор (предкамера) ТНА горючего; *5*—газогенератор (предкамера) ТНА окислителя; *6*—подкачивающий насос окислителя; *7*—подача кислорода; *8*—основной насос окислителя

$R = 181$ *тс*
$R_{уд} = 455$ *кгс·сек/кг*

Камера сгорания — состоит из газогенераторной части (предкамеры ТНА горючего и окислителя) и основной камеры с $p_к = 210$ *кг/см²*. Она выполняется из листового материала с охлаждающими канавками при использовании фирменного медного сплава NARloy и имеет регенеративную систему охлаждения. $T_{к.с} = 3585°$ К, $T_{ст} = 810°$ К. Шарнирная подвеска допускает качание двигателя на угол 7°.

Реактивное сопло — двухпозиционное. Степень уширения сопла 40 : 1 и 120 : 1 (с выдвинутой сопловой приставкой). Нижняя часть сопла имеет трубчатую конструкцию.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — жидкий водород; окислитель — жидкий кислород. Подача топлива турбонасосная. Коэффициент соотношения компонентов 6 (и выше).

ТНА — два. Турбины ТНА двухступенчатые, насос горючего двухступенчатый, насос окислителя — одноступенчатый.

Система регулирования — обеспечивает дросселирование тяги двигателя в диапазоне 10 : 1.

Состояние в производстве. Разрабатывается по конкурсному заказу NASA.

Применение — первая и вторая ступени КАМП.

№№ источников: 85, 86.

РОКИТДАЙН «ЭРОСПАЙК»

Двигатель имеет поузловую конструкцию и выполнен по открытой схеме.

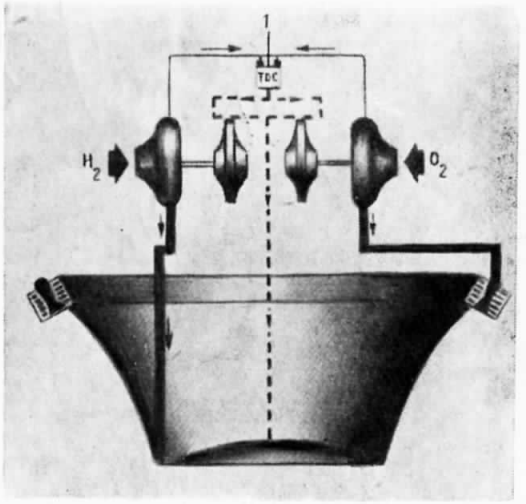


Схема привода ТНА ЖРД «Эроспайк».
1—газогенератор ТНА

$R = 110$—180 *тс*
$R_{уд} = 466$ *кгс·сек/кг*
$p_к = 100$ *кг/см²*
$D_{дв} = 2540$ *мм*
$h_{дв} = 1220$—1500 *мм*
$G_{дв} = 900$ *кгс*
Ресурс 10 *ч*

Камера сгорания — кольцевая, состоит из отдельных секций, охлаждается водородом.

ТНА — два. Приводятся газогенератором, работающим на основном топливе. (Ранее приводилась схема двигателя, в которой турбины насосов горючего и окислителя работали на газах, отбираемых из основной камеры сгорания (см. Справочник «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1967 г.). После турбины ТНА газы истекают через основания центрального тела для улучшения характеристик сопла.

Система регулирования — позволяет дросселировать двигатель в пределах 20 : 1.

Состояние в производстве — разрабатывается по заказу NASA, испытываются отдельные узлы и полноразмерные модели камеры.

Применение. Рассматривается как возможная силовая установка космического аппарата обслуживания.

№№ источников: 130, 182, 377, 382, 440.

РОКИТДАЙН J-2S

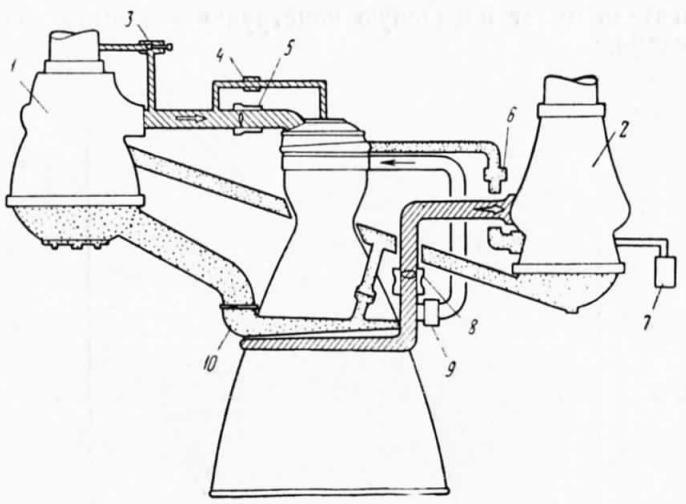


Схема ЖРД Рокитдайн J-2S.

1—ТНА окислителя; *2*—ТНА горючего; *3*—клапан регулирования расхода топлива; *4*—клапан режима малого газа; *5*—главный клапан окислителя; *6*—клапан отбора горячих газов; *7*—стартер на твердом топливе; *8*—главный клапан горючего; *9*—перепускной клапан горючего; *10*—коллектор выхлопных газов турбины

$R = 120$ *тс*
$R_{уд} = 431$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)
$p_к = 86{,}4$ *кг/см²* (у днища форсуночной головки)
$G_{дв} = 1771$ *кгс* (включая вес оборудования для обеспечения 3 запусков)

Режим 20%-ной тяги (расчетные данные)

$R = 22{,}7$ *тс* $p_к = 17{,}6$ *кгс/см²*
$R_{уд} = 421$ *кгс·сек/кг* (в пустоте) $G_г = 10{,}8$ *кгс/сек*
Соотношение компонентов топлива 4,0 : 1

Режим малого газа (расчетные данные)

$R = 2{,}27$ *тс*
$p_к = 1{,}8$ *кгс/см²* (у днища форсуночной головки)
$R_{уд} = 280$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)
Соотношение компонентов 2,5 : 1

РОКИТДАЙН J-2S

Форсированный вариант ЖРД Рокитдайн J-2, созданный в результате осуществления программы, направленной на упрощение систем подачи топлива и запуска, уменьшение числа узлов, повышение надежности и обеспечение работы двигателя при малой тяге. В ЖРД J-2 были устранены газогенератор, пусковой бак с газообразным водородом, 2 насоса предварительного захолаживания, 10 клапанов, 3 блока управления, 16 электронных блоков и пр. Изменен профиль сопла, введен стартер на твердом топливе для запуска ТНА.

Камера сгорания и сопло. Степень уширения сопла 40.

Топливная система. Топливо: горючее — жидкий водород, окислитель — жидкий кислород. Соотношение компонентов топлива 5,5 : 1. Подача топлива турбонасосная. Введены новые технические решения, снизившие вес системы наддува топливных баков на 750 *кгс*. Наддув топливных баков во время полета осуществляется газообразными компонентами. Газообразный окислитель вырабатывается в теплообменнике, а газообразное горючее — в системе охлаждения камеры сгорания. Наддув топливных баков для осуществления повторного запуска производится во время работы двигателя на режиме 20%-ной тяги. Дожигание газообразных компонентов из топливных баков происходит на режиме малого газа после режима 20%-ной тяги в конце работы двигателя.

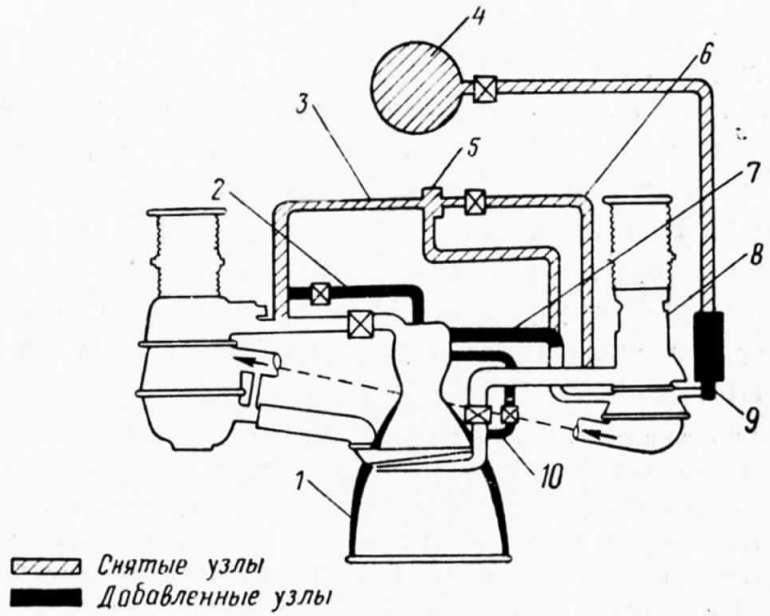
ТНА — работает на горячих газах, отбираемых из камеры сгорания. Избыточный напор на входе в насос горючего 66 *м*, насоса окислителя — 12,9 *м*.

Система регулирования — обеспечивает изменение тяги в диапазоне 5 : 1 путем регулирования отбора горячих газов для привода ТНА.

Система запуска — рассчитана на трехкратный запуск двигателя. Двигатель способен запускаться при температуре насыщенных паров компонентов топлива без дополнительного наддува баков.

Состояние в производстве — экспериментальный.

Применение — предназначается для третьей ступени S-IVB ракеты «Сатурн» 5.



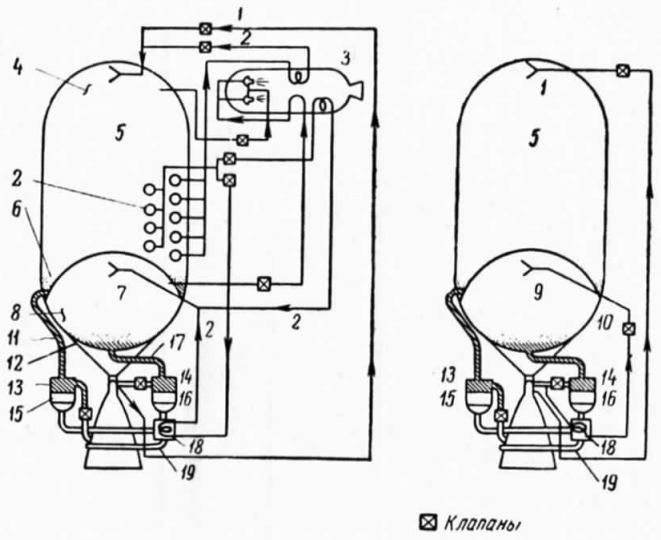
Сравнение схем ЖРД J-2 и J-2S.

1—сопло нового профиля со степенью уширения 40; *2*—дополнительный трубопровод для подачи окислителя на режиме малого газа; *3*—трубопровод окислителя к газогенератору; *4*—пусковой бак с газообразным водородом; *5*—газогенератор; *6*—трубопровод горючего к газогенератору; *7*—отбор газа для привода турбины; *8*—насос горючего; *9*—стартер на твердом топливе для запуска турбин ТНА горючего и окислителя; *10*—линия перепуска горючего в рубашку.

Сравнительные данные ЖРД J-2 и J-2S

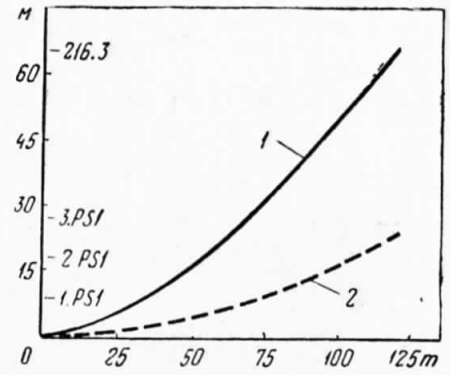
Данные	ЖРД J-2			ЖРД J-2S		
Тяга (в пустоте), *тс* . .	81,7	93,0	104,4	97,5	108,9	120,3
Удельная тяга (в пустоте), *кгс·сек/кг*	431	428	425	437	434	431
Соотношение компонентов	4,5	5,0	5,5	4,5	5,0	5,5
Давление в камере сгорания (у днища форсуночной головки), *кгс/см²*	44,5	49,5	54,8	70,0	78,2	86,4
Располагаемый избыточный напор на входе в насос горючего, *м* . .	60	60	66	60	60	66
Располагаемый избыточный напор на входе в насос окислителя, *м*	9,7	9,7	12,9	9,7	9,7	12,9
Превышение давления на входе в насос горючего над давлением упругих паров, *кгс/см²* ($\gamma_г$ = 70,3 *кгс/м³*) . .	0,422	0,422	0,464	0,422	0,422	0,464
Превышение давления на входе в насос окислителя над давлением упругих паров, *кгс/см²* (γ_0 = 1134 *кгс/м³*) . .	1,114	1,114	1,463	1,114	1,114	1,463
Степень уширения сопла		27,5			40	

№№ источников: 25, 383.

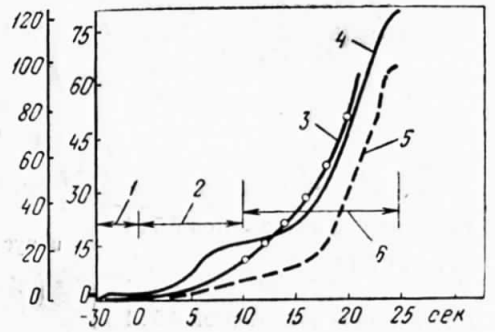


Современная (слева) и предлагаемая (справа) системы наддува топливных баков ступени S-IVB.

1—водород; *2*—гелий; *3*—подогреватель на водороде и кислороде; *4*—наддув водородом и гелием; *5*—баки жидкого водорода, давление наддува 1,4—2,38 *кгс/см²*; *6*—резерв водорода; *7*—бак жидкого кислорода, давление наддува 2,45—2,87 *кгс/см²*; *8*—наддув кислородом и гелием; *9*—бак жидкого кислорода, давление наддува 1,19—2,31 *кгс/см²*; *10*—наддув газообразным кислородом; *11*—остаток жидкого водорода; *12*—резерв кислорода; *13*—насосы водорода; *14*—насосы кислорода; *15*—турбины насоса водорода; *16*—турбины насоса кислорода; *17*—остаток жидкого кислорода; *18*—теплообменники; *19*—выпускная труба турбины

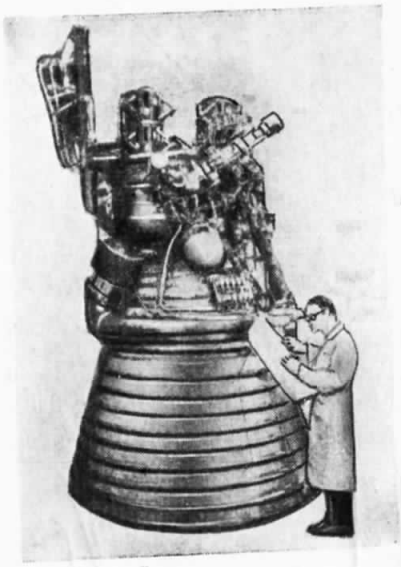


Зависимость избыточного напора на входе в насос Мк.29-F горючего от тяги двигателя. По оси абсцисс — тяга, *тс*. По оси ординат — располагаемый избыточный напор на входе в насос, *м*.
1—избыточный напор на входе в насос горючего при 2%-ной потере напора и соотношении компонентов 5,5; *2*—скоростной напор



Изменение располагаемого избыточного напора на входе в насос горючего при повторном запуске в полете. По оси абсцисс — время, *сек*. По оси ординат — *1*—тяга, *т*; *2*—располагаемый избыточный напор на входе в насос горючего, *м*.
1—режим малого газа; *2*—режим 20%-ной тяги; *3*—располагаемый избыточный напор на выходе из бака горючего; *4*—тяга двигателя; *5*—потребный избыточный напор на входе в насос горючего; *6*—программное изменение тяги при соотношении компонентов 5,5 : 1

РОКИТДАЙН J-2



$R_{макс} = 104 \pm 2\%$ *тс*
$R_{уд} = 425$ *кгс·сек/кг*
Соотношение компонентов 5,5 : 1

$R_{мин} = 81{,}7$ *тс*
$R_{уд} = 431$ *кгс·сек/кг*
Соотношение компонентов 4,5 : 1

в пустоте

$\tau = 500$ *сек*
$D = 2000$ *мм*
$G_{дв} = 1585$ *кгс*
Ресурс 3750 *сек*
Степень надежности (при 50%-ной доверительности) 99%

РОКИТДАЙН J-2

Основное описание J-2 приводится в справочнике «Иностранные авиационные и ракетные двигатели». ЦИАМ, 1967 г. Ниже помещены дополнительные сведения об этом двигателе.

Камера сгорания и сопло — предварительно захолаживаются на режиме запуска жидким водородом для предотвращения образования в рубашке охлаждения значительного объема газообразного водорода, который не может пройти через форсуночную головку со скоростью, достаточной для обеспечения заданного расхода. Номинальное давление в камере 55,4 *кгс/см²*.

Топливная система. Горючее — жидкий водород, окислитель — жидкий кислород. Коэффициент соотношения компонентов топлива 5,5±2%. Номинальный расход водорода 38,4 *кг/сек*, номинальный расход кислорода 212 *кг/сек*.

Турбонасосный агрегат — имеет в отличие от более ранних вариантов усиленные рабочие колеса турбин насосов горючего и окислителя. Избыточный напор на входе в насос горючего 66,5 *м*, мощность для привода насоса горючего 8248 *л. с.*, номинальное число оборотов насоса горючего 27 260 *об/мин*. Избыточный напор на входе в насос окислителя 12,9 *м*, мощность для привода насоса окислителя 2327 *л. с.*, номинальное число оборотов насоса окислителя 8677 *об/мин*.

Газогенератор. Номинальный расход горючего 1,703 *кг/сек*, номинальный расход окислителя 1,598 *кг/сек*.

Система регулирования — обеспечивает высокую надежность работы двигателя. Тяга может регулироваться в пределах от 104 до 81 *тс* изменением соотношения компонентов топлива. В полете соотношение компонентов топлива изменяется в пределах ±10%. При запуске для увеличения тяги ЖРД работает на обогащенном топливе, а к концу работы — на бедной смеси для повышения экономичности.

Состояние в производстве — серийный.

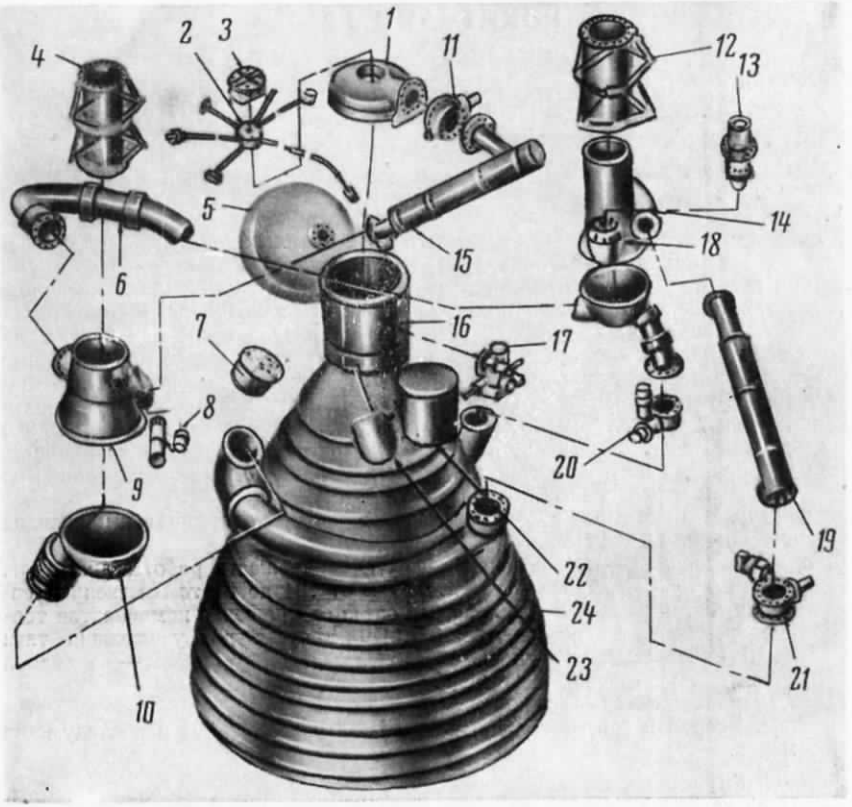
Применение. Вторая и третья ступени ракеты «Сатурн» 5SA-504 и последующих марок.

Модификации:

J-2 расчетной тягой 90,7 *т*±2% и удельной тягой 418 *кгс·сек/кг* в пустоте, $p_к = 44{,}4$ *кгс/см²*, степень уширения сопла 27,5, $G_г = 36$ *кг/сек*, $G_0 = 181$ *кг/сек*. Мощность для привода насоса горючего 6950 и окислителя 1995 *л. с.* Номинальное число оборотов насоса горючего 25 434 и окислителя 8136 *об/мин*. Номинальный расход через газогенератор: горючего 1,64 и окислителя 1,42 *кг/сек*. Общий ресурс двигателя 2250 *сек*. Двигатель использовался на ракетах «Сатурн» 1B SA-201—203.

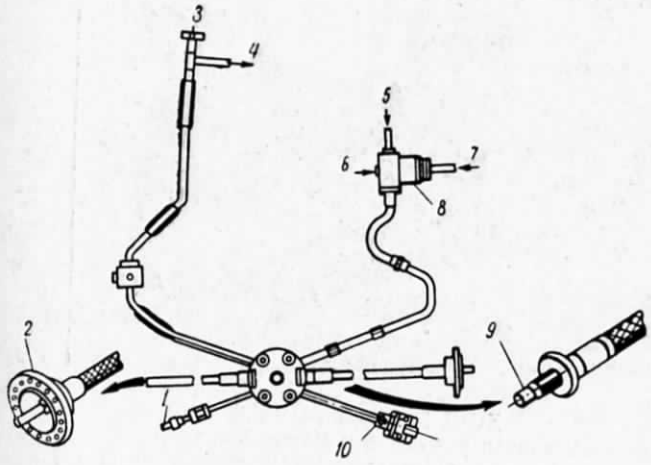
J-2 расчетной тягой 102 *тс* ±2% и удельной тягой 419 *кгс·сек/кг* в пустоте, $p_к = 54$—$57{,}6$ *кгс/см²*, $t = 3450°$ K, $\tau = 500$ *сек*, степень уширения сопла 27,5, $G_{дв} = 1580$ *кг*, $D_с = 1950$ *мм*, $L_{дв} = 3800$ *мм*, $G_г = 37{,}5$ *кг/сек*, $G_0 = 208$ *кг/сек*, соотношение компонентов топлива = 5,5±2%. Избыточный напор на входе насоса горючего 64,3 и окислителя 13 *м*. Полное давление на входе насоса горючего 2,11 и окислителя 2,74 *кг/см²*. Мощность для привода насоса горючего 7340 и окислителя 2233 *л. с.* Номинальное число оборотов насоса горючего 26 700 и окислителя 8570 *об/мин*. Номинальный расход через газогенератор: горючего 1,64 *кг/сек* и окислителя 1,54 *кг/сек*. Общий ресурс двигателя 3750 *сек*. Степень надежности при 50%-ной доверительности 99%. Двигатель использовался на ракетах «Сатурн» 1B SA-204—207 и «Сатурн» 5 SA-501—503.

№№ источников: 431, 440.



ЖРД J-2.

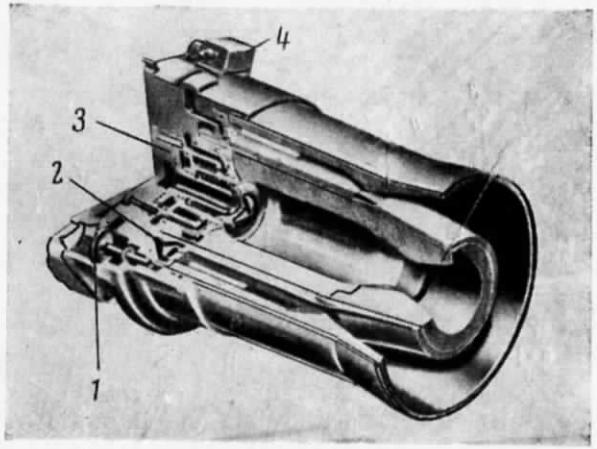
1—форсуночная головка двигателя; *2*—свеча; *3*—воспламенитель; *4*—трубопровод подачи окислителя к насосу; *5*—пусковой баллон с водородом; *6*—выпускной патрубок турбины насоса горючего; *7*—блок измерительных приборов; *8*—регулятор соотношения компонентов топлива; *9*—ТНА окислителя; *10*—выпускной патрубок турбины насоса окислителя; *11*—главный клапан окислителя; *12*—трубопровод подачи горючего к насосу; *13*—форсуночная головка газогенератора; *14*—ТНА горючего; *15*—трубопровод подачи окислителя от насоса; *16*—камера сгорания двигателя; *17*—регулятор; *18*—камера сгорания газогенератора; *19*—трубопровод подачи горючего от насоса; *20*—клапан перепуска газа в обход турбины ТНА окислителя; *21*—главный клапан горючего; *22*—программно-временное устройство; *23*—блок измерительных приборов; *24*—сопло двигателя.



Система воспламенения ЖРД J-2.

1—сливной кран для утечек через уплотнение; *2*—разъем токопровода к свече; *3*—горючее; *4*—дозаправка пускового бака водородом; *5*—окислитель; *6*—закрытие; *7*—открытие; *8*—клапан на линии окислителя; *9*—запальная свеча; *10*—датчик воспламенения.

РОКИТДАЙН RS-2201A «ФЛЕКСЭМ»



ЖРД Рокитдайн RS-2201A.
1—отсечной клапан разгонной камеры; *2*—форсуночная головка разгонной камеры; *3*—форсуночная головка маршевой камеры; *4*—сервоклапан маршевой камеры

ЖРД Рокитдайн RS-2201A является снаряженным двигателем и способен работать на различных разгонных и маршевых режимах.

Камера сгорания — две: маршевая и разгонная.
Топливо — высокоэнергетическое.
Система управления — обеспечивает необходимую последовательность включения и выключения камер сгорания для выполнения различных программ полета.
Состояние в производстве — в 1969 г. получен заказ на разработку двигателя от ВВС США.
Применение. Предназначен для тактических снарядов «воздух-воздух» перспективных истребителей F-14 и F-15.
№№ источников: 131, 295, 298.

РОКИТДАЙН НА ТРЕХКОМПОНЕНТНОМ ТОПЛИВЕ

Экспериментальный

$$\left.\begin{array}{l} R = 960 \text{ кгс} \\ R_{уд} = 500 \text{ кгс·сек/кг} \\ \tau = 6 \text{ сек} \end{array}\right\} \text{ во время испытаний}$$

Топливная система. Топливо трехкомпонентное: жидкий литий, фтор и водород.
Состояние в производстве — экспериментальный. Фирма продолжит исследование проблем использования высокоэнергетических топлив.
Применение. Двигатель не имеет конкретного применения.
№№ источников: 300

РОКИТДАЙН тягой 136 *кгс*

$R = 136$ *кгс*

Камера сгорания — выполнена из бериллия. Форсуночная головка рассчитана на интенсивное пленочное охлаждение.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — монометилгидразин, окислитель — четырехокись азота.

Состояние в производстве. Проходит испытания.

Применение. Марсианский орбитальный аппарат.

№№ источников: 383.

РОКИТ РИСЕРЧ HHHMU

(для передвижения космонавта)



Силовая установка Рокит Рисерч HHHMU

Силовая установка Рокит Рисерч HHHMU состоит из двух ЖРД тягой по 0,45 *кгс* и одного тягой 0,9 *кгс*.

Камера сгорания и реактивное сопло. Камера имеет катализатор Шелл 405 для разложения топлива. Температура реактивной струи около 530° К.

Топливная система. Топливо—гидразин. Топливный бак съемный и крепится к рукоятке. По израсходовании топлива он может быть легко заменен новым вне космического корабля.

Система управления. Включение любого из трех двигателей и изменение вектора тяги осуществляются ручкой управления.

Состояние в производстве. Поставлена NASA в 1969 г.

Применение. Предназначена для передвижения космонавта в открытом космосе.

№№ источников: 379, 385.

РОКИТДАЙН-ТОМПСОН «БИГ ДАМБ БУСТЕР»

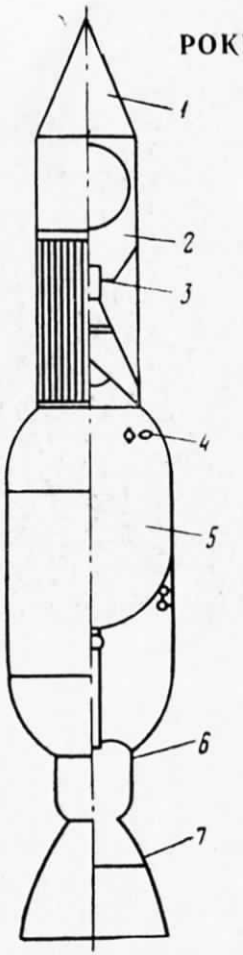


Схема ракеты по программе «Биг Дамб Бустер» ВВС США. Программа «Биг Дамб Бустер» или МСД ВВС США направлена на разработку мощных ракетных двигателей при минимальной стоимости и использовании несложных уже опробованных узлов.
1—аппаратура; *2*—топливо длительного хранения; *3*—моделированная форсуночная головка; *4*—наддув посредством впрыска компонента в основной бак; *5*—дешевые топливные баки; *6*—камера сгорания низкого давления с вытеснительной системой подачи топлива; *7*—дешевое покрытие из разрушающего материала.

$R_{расч}$ = нескольким тыс. тонн

Камера сгорания — упрощенной конструкции с охлаждением методом уноса массы (разрушающееся покрытие в камере сгорания и частично в сопле). Рабочее давление низкое ($p_к = 21$ *кгс/см²*). Форсуночная головка с большой тягой на смесительный элемент.

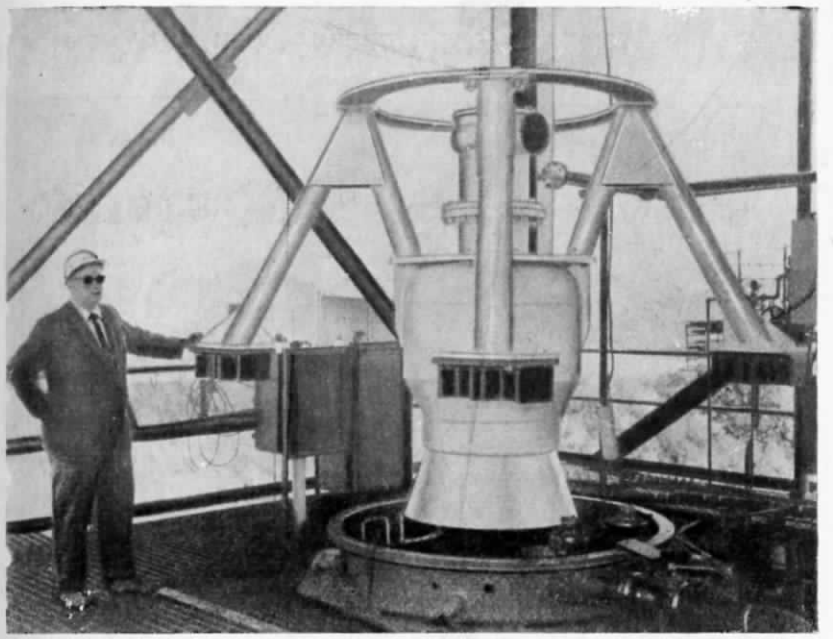
Топливная система. Топливо длительного хранения: горючее — несимметричный диметилгидразин; окислитель — четырехокись азота. Система подачи топлива вытеснительная. Наддув основных топливных баков осуществляется путем впрыска в них топливных компонентов: горючего в окислитель и наоборот.

Состояние в производстве. Фирмой Томпсон успешно испытан экспериментальный двигатель тягой 113 *т*, разработанный на основе посадочного ЖРД лунной кабины, имеющего соосную форсуночную головку. Работы фирмы Рокитдайн по камере сгорания также достигли стадии испытаний. ВВС США планируют продолжительные демонстрационные испытания камер сгорания с использованием разрушающегося материала.

Применение. Космические ракеты.

№№ источников: 370.

ТОМПСОН тягой 113 *тс*



Опытный двигатель.

$R = 113$ *тс*
$L = 2260$ *мм* (без сопла)

Устойчивость (самодемпфирование возмущений в процессе горения) 10 *мсек* [1]

ЖРД Томпсон Рамо Вулдридж тягой 113 *тс* является попыткой фирмы путем моделирования ЖРД Спейс Текнолоджи MIRA.10500 тягой 4750 *кгс* создать дешевый и простой по конструкции ЖРД для будущих мощных ракет.

Камера сгорания и сопло — выполнены из стали, неохлаждаемые. Форсуночная головка соосная, одноэлементная и подобна форсуночной головке ЖРД Спейс Текнолоджи посадочной ступени лунной кабины корабля «Аполлон». Диаметр камеры 1015 *мм*, диаметр критического сечения сопла 686 *мм*, длина сопла 940 *мм*.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее—аэрозин 50, окислитель — четырехокись азота.

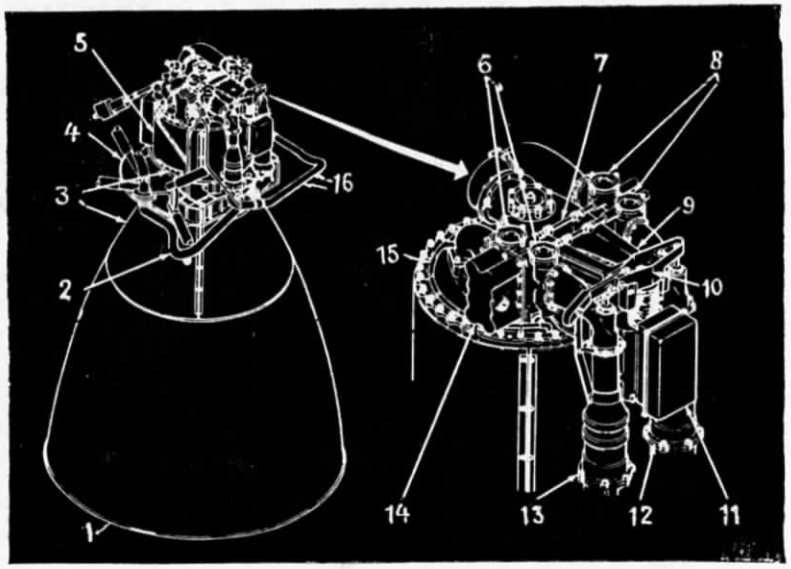
Состояние в производстве. Получен заказ на разработку. В 1968 г. испытывался при $R = 22{,}6$ *тс* (вследствие ограничений стенда).

Применение. Космические аппараты и перспективные многоцелевые ракеты.

№№ источников: 113, 375.

[1] Во время испытаний на устойчивость.

ТОМПСОН (СПЕЙС ТЕКНОЛОДЖИ) MIRA.10500



1—сопловая приставка; *2*—входная магистраль окислителя; *3*—тепловой экран; *4*—узел карданного кольца; *5*—камера сгорания; *6*—отсечные клапаны горючего; *7*—рычажной механизм; *8*—отсечные клапаны окислителя; *9*—рычажной механизм управления положением гильзы форсуночной головки; *10*—коромысло; *11*—воздействующий механизм дроссельного клапана; *12*—клапан управления расходом окислителя; *13*—клапан управления расходом горючего; *14*—узел соленоида и воздействующего механизма; *15*—коллектор заградительного охлаждения; *16*—входная магистраль горючего

$R = 450 - 4750$ *кгс* $L = 2280$ *мм*
$\tau = 730$ *сек* $G_{дв} = 177$ *кгс*
$b_c = 1520$ *мм*

Устойчивость работы двигателя (самодемпфирование колебаний давления) 10 *мсек*

Число повторных запусков 20

Ресурс двигателя 1000 *сек*

ТОМПСОН (СПЕЙС ТЕКНОЛОДЖИ) MIRA.10500

Камера сгорания — имеет кремнефенольное разрушающееся покрытие, подвешена на карданном кольце у горловины сопла и может отклоняться парой воздействующих механизмов на угол ±6°. Давление в камере 7 *кгс/см²*.

Реактивное сопло. Сопловая приставка из сплава ниобия охлаждается излучением. Диаметр на срезе сопловой приставки 1520 *мм*. Степень уширения сопла 48.

Топливная система. Топливо длительного хранения: горючее — аэрозин 50, окислитель — четырехокись азота. Соотношение компонентов топлива 1,6 : 1. Расход окислителя 9,1 *кг/сек*, горючего 5,67 *кг/сек*. Окислитель поступает в камеру сгорания с опережением горючего на 40 *мсек* для предотвращения жесткого запуска. Система подачи топлива вытеснительная с использованием мягких мешков. Рабочим веществом системы подачи является гелий. Давление гелия 17 *кгс/см²*. Узлы отсечных клапанов топлива размещаются параллельно и последовательно. Они открываются и закрываются одновременно. Дублирование гарантирует успешный запуск и выключение.

Система управления. Регулирование тяги осуществляется только между 10 и 65% и между 95—100%. Диапазон регулирования между 65—95% пропускается как рабочий диапазон. Подсистемы наведения, навигации и управления могут выдавать команды на включение и выключение воздействующего механизма качания камеры сгорания и команды на регулирование уровня тяги. Эти команды могут выдаваться и вручную.

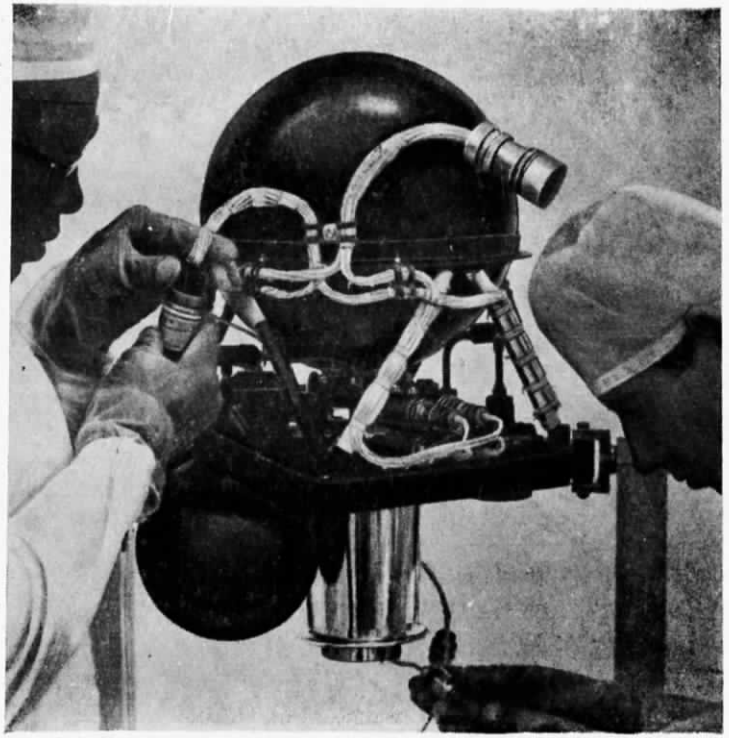
Система запуска. Подготовка к пуску и запуск контролируются автоматически командами системы наведения или космонавтом через узел стабилизации и управления.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Посадочная ступень лунной кабины космического пилотируемого корабля «Аполлон».

№№ источников: 126, 440.

ТОМПСОН АППАРАТА «МАРИНЕР»



Модель ЖРД Томпсон аппарата «Маринер»

$R = 23$ *кгс* $\quad G_{с.у} = 21{,}4$ *кгс*
$\tau_{макс} = 102$ *сек*
$\tau_{мин} = 0{,}1$ *сек*

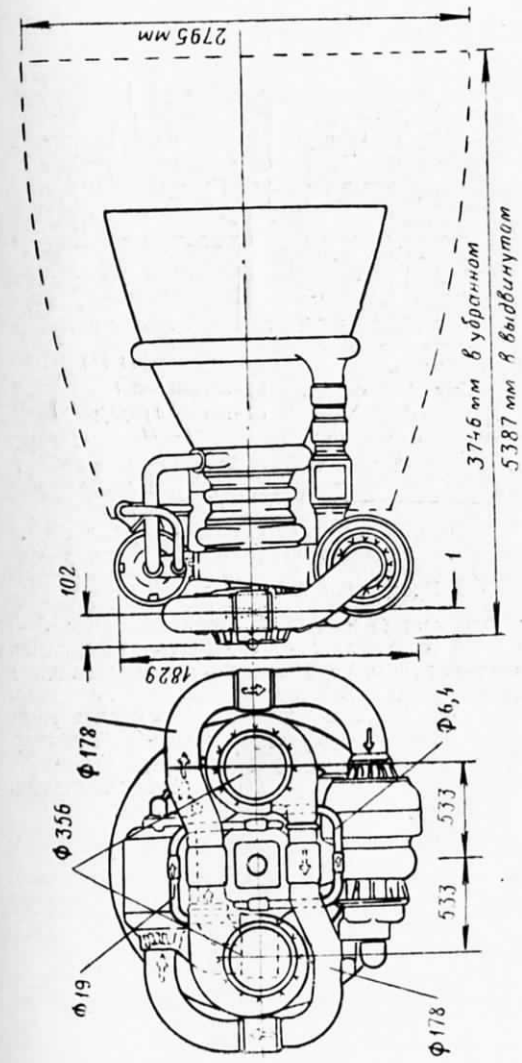
Топливная система. Топливо: гидразин, катализатор — Шелл 405. Система подачи вытеснительная, в качестве рабочего вещества используется азот. Гидразин хранится в мягком мешке. Вес гидразина 9,75 *кг*.

Система запуска — рассчитана на два запуска в космосе, один из них может быть осуществлен через один—пять месяцев после старта. В системе имеется два ряда взрывных клапанов, которые по команде с Земли обеспечивают подачу и отсечку топлива к двигателю.

Состояние в производстве — серийный.

Применение — космический аппарат «Маринер».

№№ источников: 168, 376.



Общая компоновка ЖРД Эроджет тягой 182 *т*.
1—ось карданного подвеса

Ресурс 10 *ч* при 500 запусках
$D_с = 2795$ *мм* (на выходе сопловой приставки)
$l = 3746$ *мм* (при убранной сопловой приставке)
$L = 5387$ *мм* (при выдвинутой сопловой приставке)

при $H = 0$: $R = 182$ *тс*, $R_{уд} = 398$ *кгс·сек/кг*

в пустоте: $R = 210$ *тс*, $R_{уд} = 457$ *кгс·сек/кг*

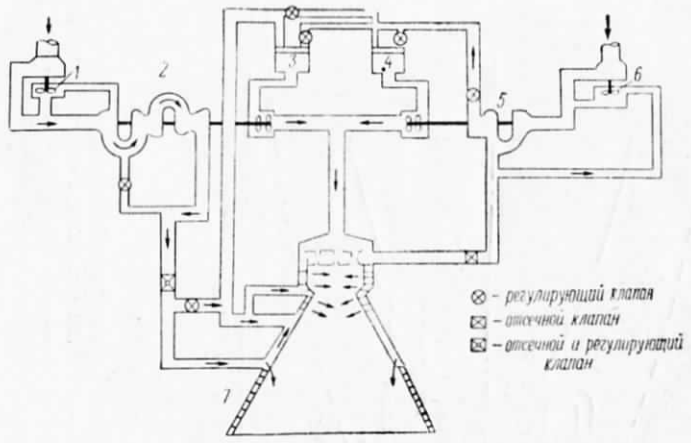
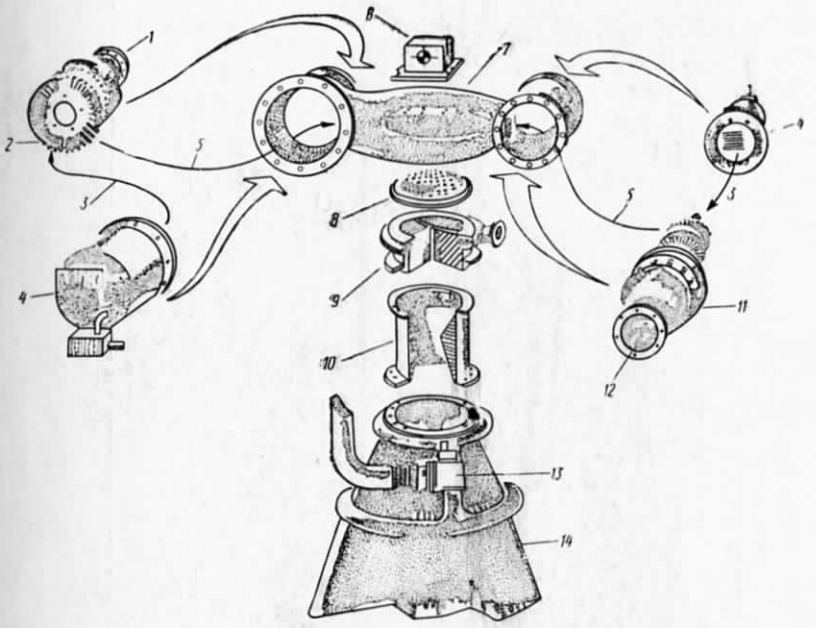


Схема ЖРД Эроджет тягой 182 *т*.

1—подкачивающий насос горючего; *2*—основной насос горючего; *3*—газогенератор (предкамера) ТНА горючего; *4*—газогенератор (предкамера) ТНА окислителя; *5*—основной насос окислителя; *6*—подкачивающий насос окислителя; *7*— сопло

ЭРОДЖЕТ тягой 182 *т*

Двигатель выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа в основной камере сгорания.



ЖРД Эроджет в разобранном виде.

1—входной патрубок насоса жидкого водорода; *2*—турбонасосный агрегат горючего; *3*—вход в турбину; *4*—газогенератор; *5*—выпускные газы турбины; *6*—блок карданного подвеса; *7*—газовый коллектор; *8*—газораспределительная (выравнивающая) решетка; *9*—форсуночная головка; *10*—камера сгорания с пористым охлаждением; *11*—турбонасосный агрегат окислителя; *12*—выходной патрубок насоса окислителя; *13*—клапан; *14*—сопло

Камера сгорания — работает при высоком давлении и имеет пористое охлаждение. Усилие тяги передается через узел карданного подвеса, смонтированного на верхней части камеры. Сопло двухпозиционное.

Топливная система. Топливо: горючее — жидкий водород, окислитель — жидкий кислород. Коэффициент соотношения компонентов топлива 6. Система подачи топлива турбонасосная. В системе используются подкачивающие насосы.

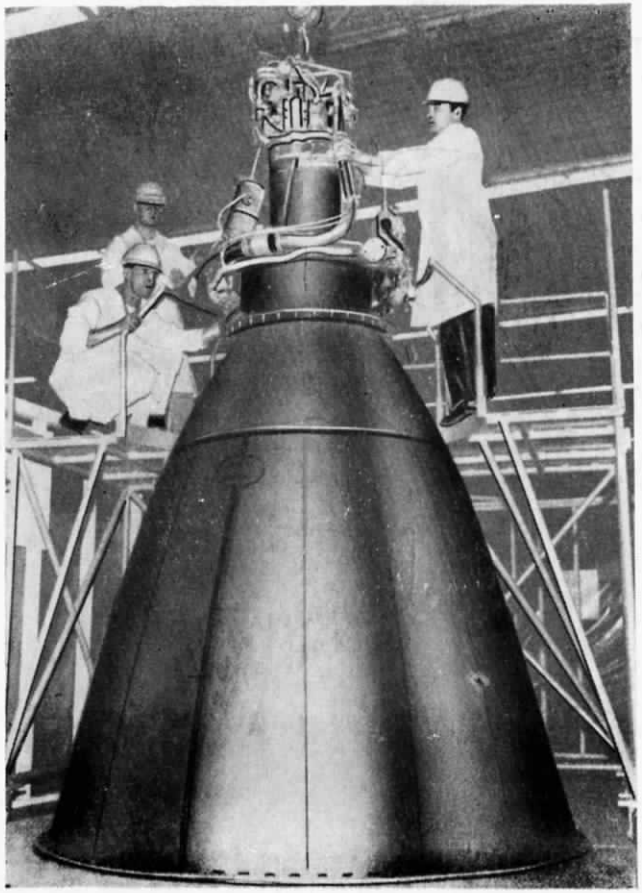
ТНА — два и обслуживаются своими газогенераторами. Насосы центробежные.

Состояние в производстве — разрабатывается по конкурсному заказу NASA.

Применение. Предлагается для космического аппарата многократного применения.

№№ источников: 309, 382.

ЭРОДЖЕТ AJ10-137



Ранний вариант ЖРД Эроджет AJ10-137. Верхняя часть сопловой приставки выполнена из ниобия и находится на участке между сечениями с уширением 6 и 20

$R = 10\,000$ *кгс*
$R_{уд} = 315$ *кгс·сек/кг*
} в пустоте
$\tau = 630$ *сек* [1]
$D_c = 2500$ *мм*
$L = 3880$ *мм*

[1] Максимальная продолжительность работы при однократном включении.

ЭРОДЖЕТ AJ10-137

Камера сгорания — имеет коническую форму и выполнена с использованием стекловолокна, пропитанного смолой. Давление в камере 7 *кгс/см²*, форсуночная головка вогнутая. Ранний вариант ее без антивибрационных перегородок имел 21 кольцо чередующихся струйных форсунок горючего и окислителя, которые размещались попарно, образуя смесительные элементы с соударяющимися струями. Внешнее кольцо форсунок горючего обеспечивало пленочное охлаждение стенок камеры. Новый вариант форсуночной головки делится на шесть внешних и три внутренних секций цилиндрической антивибрационной перегородкой, расположенной между внешними и внутренними радиально расходящимися антивибрационными перегородками. Камера имеет обычное кольцо карданного подвеса вокруг горловины сопла. Два привода, расположенные на противоположных сторонах двигателя, обеспечивают управление по тангажу и курсу. Вектор тяги автоматически регулируется системой управления и стабилизации. Максимальный угол поворота камеры сгорания в карданном подвесе 7—8°.

Реактивное сопло — колоколообразной формы и состоит из трех частей: горловины с раструбом сопла, выполненной с использованием стекловолокна, пропитанного смолой до сечения с уширением 6; приставки из ниобиевого сплава 10Hf—10W-3Y до сечения с уширением 40 и приставки из титанового сплава 5Al—2,5Sn до среза выходного сечения сопла с уширением 62,5. Ниобиевая приставка крепится к раструбу сопла болтами, толщина стенки этой приставки до уширения 20 равна 0,76 *мм* и затем плавно уменьшается до 0,56 *мм*. На ниобиевую приставку нанесено специальное кремниевое покрытие для предотвращения окисления. Температура в сечении с уширением 6 около 1370° К. Титановая приставка, толщина стенки которой 0,635 *мм*, состоит из 24 клиньев, соединенных роликовой сваркой, и усилена двумя кольцами жесткости. На внешнюю сторону этой приставки нанесено покрытие для улучшения излучательной способности, что снижает рабочую температуру приставки примерно на 380° К. Длина сопла 2840 *мм*.

Топливная система. Топливо длительного хранения: горючее—аэрозин 50, окислитель—четырехокись азота. Номинальное отношение компонентов 2. Каждый компонент топлива содержится в двух последовательно соединенных баках. Система измерения уровня топлива емкостного типа. Система подачи топлива вытеснительная с мягкими топливными мешками. В качестве рабочего вещества вытеснительной системы используется гелий, хранящийся под давлением 280 *кгс/см²*. Давление наддува топливных баков

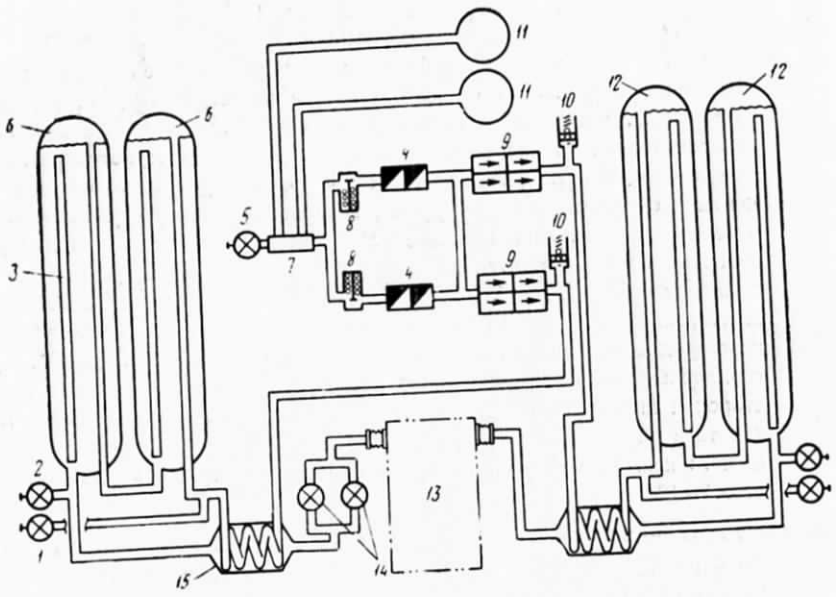


Схема силовой установки AJ10-137.

1—дренажный штуцер гелия; *2*—заправочный штуцер N_2O_4; *3*—емкостная система измерения уровня топлива; *4*—четыре последовательно установленных регулятора давления; *5*—заправочный штуцер гелия; *6*—окислитель; *7*—коллектор; *8*—отсечные клапаны гелия; *9*—последовательно-параллельные обратные клапаны; *10*—предохранительные клапаны; *11*—гелий; *12*—горючее; *13*—двигатель; *14*—клапаны регулирования соотношения компонентов топлива; *15*—теплообменник.

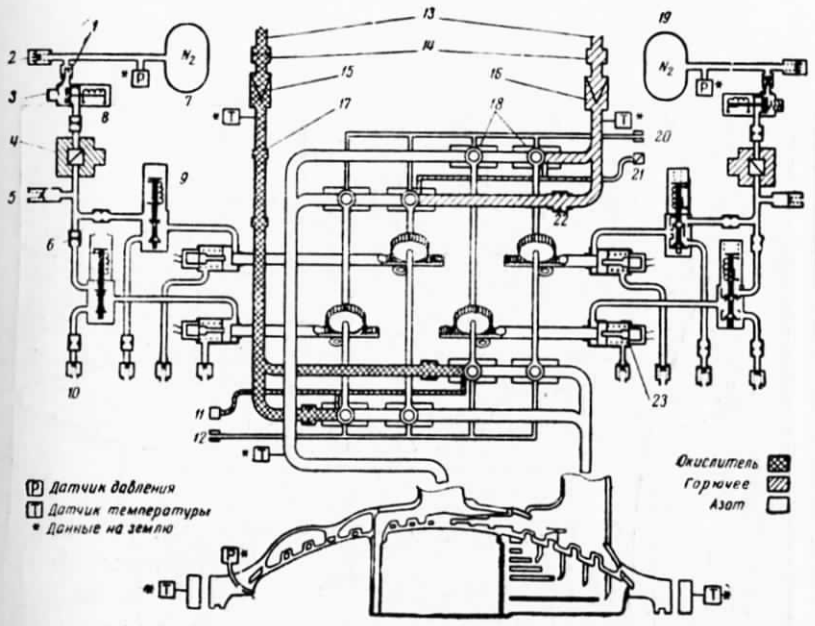


Схема регулирования ЖРД Эроджет AJ10-137.

1—фильтр (2); *2*—заправка и дренаж азота (2); *3*—предварительный клапан (2); *4*—узел регулятора (2); *5*—предохранительный клапан; *6*—регулирующая расход и настроечная шайба (8); *7*—первичная система; *8*—шайба (2); *9*—соленоидный управляющий клапан (4); *10*—дренаж (8); *11*—слив окислителя; *12*—дренаж уплотнений окислителя; *13*—фланцы соединения с системами космического корабля; *14*—шайбы; *15*—фильтр окислителя; *16*—фильтр горючего; *17*—гибкие сильфоны (4); *18*—шаровой клапан (8); *19*—вторичная система; *20*—дренаж уплотнения горючего; *21*—слив горючего; *22*—шайба настройки системы; *23*—сервопривод (4)

13 *кгс/см²*. Система подачи гелия имеет два параллельных трубопровода, в каждом из которых последовательно установлены два регулятора давления. Гелий на пути к топливным бакам проходит через теплообменники.

Система зажигания. Самовоспламенение компонентов топлива при их контакте.

Система регулирования. Регуляторы соотношения компонентов топлива установлены в магистрали окислителя.

Система запуска — рассчитана на 50 запусков.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Двигательный отсек командной кабины пилотируемого космического корабля «Аполлон».

№№ источников: 338, 440.

РОЛЛС-РОЙС «ГАММА» 8 (усовершенствованный вариант)

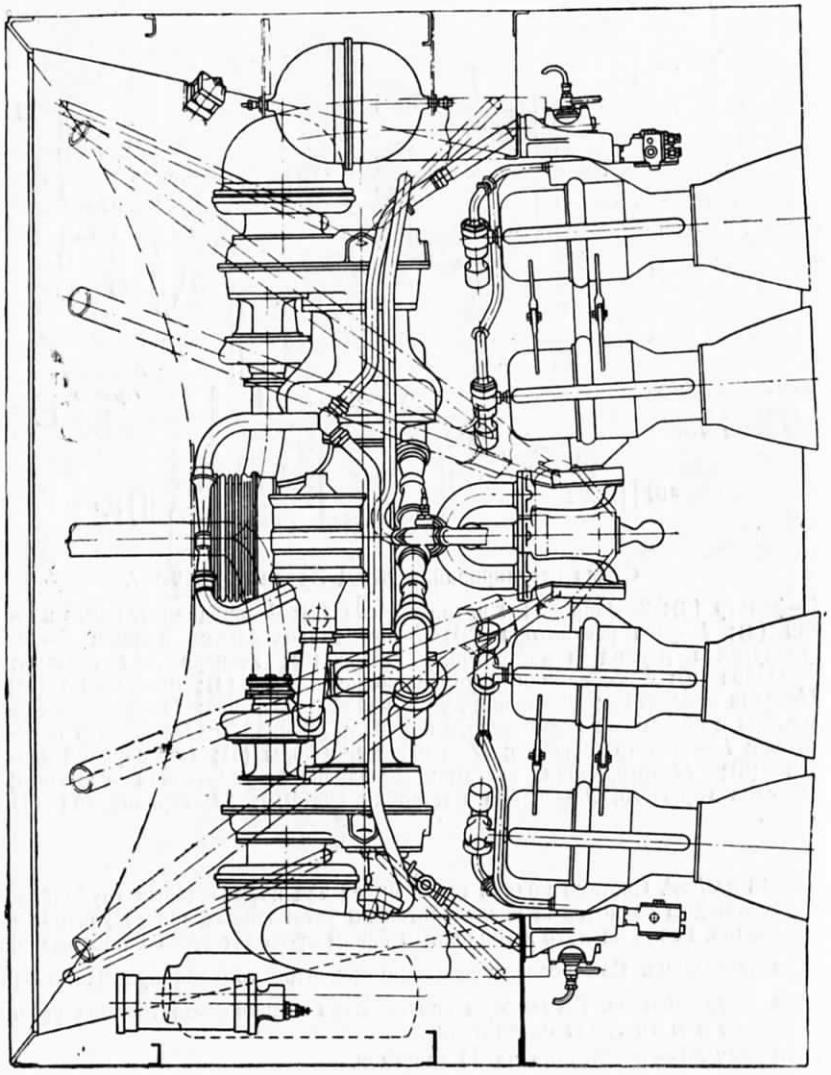


Схема усовершенствованной силовой установки «Гамма» 8

РОЛЛС-РОЙС «ГАММА» 8

Усовершенствованный вариант

Усовершенствованная силовая установка «Гамма» 8 состоит из восьми форсированных камер сгорания ЖРД «Гамма» Мк.304, четыре из которых установлены жестко и четыре шарнирно для управления полетом ракеты.

Сравнение параметров стандартной и усовершенствованной силовых установок «Гамма» 8

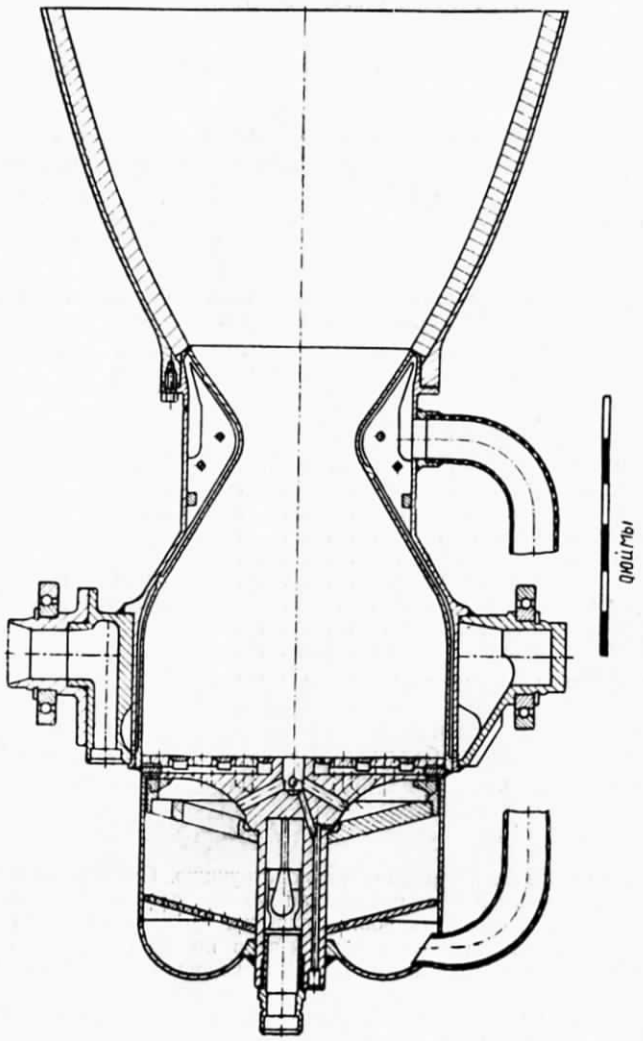
	„Гамма" 8	Усовершенствованная „Гамма" 8
Тяга при $H=0$, *кгс*	22 680	26 036
Тяга в пустоте, *кгс*	26 127	30 980
Удельная тяга при $H=0$, *кгс·сек/кг*	217	226
Расход окислителя, *кг/сек*	92	103
Расход горючего, *кг/сек*	11,4	12,6
Давление подачи окислителя, *кгс/см²*	96,6	129,5
Давление подачи горючего, *кгс/см²*	81,2	119
Мощность турбины, *л. с.*	990	1740
Расход рабочего вещества в турбине, *кг/сек*	3,7	5,4
Сухой вес, *кгс*[1]	518	485

[1] Вес силовой установки без силовой рамы, электрической, телеметрической и гидравлической систем.

Камера сгорания — имеет двухстеночную конструкцию. Система охлаждения регенеративная, в качестве охладителя используется окислитель. Форсуночная головка с высокой скоростью впрыска продуктов распада окислителя и равномерным смешением компонентов по всему днищу применяется в едином узле с блоком катализатора, который состоит из 60—70 посеребренных никелевых сеток. Расчетная пропускная способность блока катализатора 0,063 *кг/сек/см²*. Давление в камере 70 *кгс/см²*, диаметр 267 *мм*, длина 616 *мм*, вес 21,2 *кгс*.

Реактивное сопло — имеет сопловую приставку с покрытием из разрушающегося материала. Расчетный ресурс сопловой приставки 240 *сек*.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее—керосин, окислитель—концентрированная перекись водорода. Соотношение компонентов топлива 7,7 : 1. Подача топлива турбонасосная.



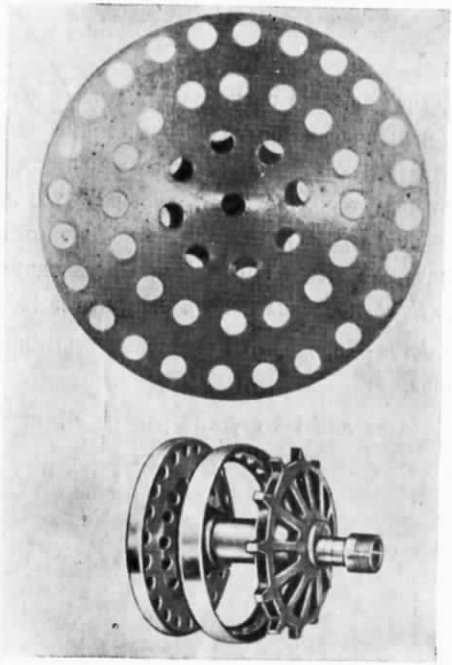
Форсированная камера сгорания усовершенствованной силовой установки «Гамма» 8

ТНА. Диаметры насосов горючего и окислителя увеличены в связи с более высоким давлением подачи топлива. Повышенные нагрузки на редуктор и и подшипники требуют незначительного изменения их в пределах прежнего корпуса редуктора. Мощность турбины 1740 *л. с.*, расход рабочего тела в турбине 5,4 *кг/сек*. Производительность насоса горючего 12,6 *кг/сек*, давление подачи горючего 119 *кгс/см²*. Производительность насоса окислителя 103 *кг/сек*, давление подачи окислителя 129,5 *кгс/см²*.

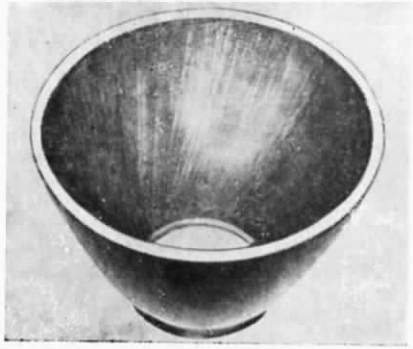
Состояние в производстве — проводятся стендовые испытания форсированной камеры сгорания.

Применение. Предназначен для 1-й ступени ракеты «Блэк Эрроу».

№№ источников: 371.



Форсуночная головка



Сопловая приставка

РОЛЛС-РОЙС «ГАММА» 2

Усовершенствованный вариант

Силовая установка состоит из двух форсированных камер сгорания ЖРД «Гамма» Мк.304.

Сравнение параметров стандартной и усовершенствованной силовых установок «Гамма» 2

	„Гамма" 2	Усовершенствованная „Гамма" 2
Тяга в пустоте, *кгс*	6958	8255
Удельная тяга в пустоте, *кгс·сек/кг*	265	285
Расход окислителя, *кг/сек*	23,5	25,9
Расход горючего, *кг/сек*	2,9	3,1
Давление подачи окислителя, *кгс/см²*	105	126
Давление подачи горючего, *кгс/см²*	84	105
Мощность турбины, *л. с.*	562	725
Расход рабочего вещества в турбине, *кг/сек*	0,98	1,27
Степень уширения сопла	350	870
Диаметр, *мм*	1321	1321
Длина, *мм*	1283	1270
Сухой вес, *кгс* [1]	148	145

[1] Вес силовой установки без силовой рамы, электрической, телеметрической и гидравлической систем.

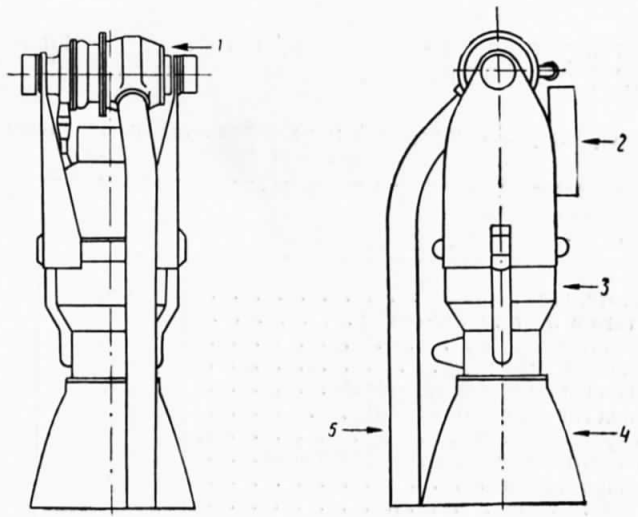
Состояние в производстве — в разработке.

Применение. Предназначается для 2-й ступени ракеты «Блэк Эрроу».

№№ источников: 371.

РОЛЛС-РОЙС RZ.23

Экспериментальный



1—высокооборотный ТНА; *2*—система регулирования; *3*—камера сгорания; *4*—сопловая приставка; *5*—выход газов из турбины

$R = 3565$ *кгс*
$R_{уд} = 260$ *кгс·сек/кг*
$G_{дв} = 63{,}5$ *кгс*

РОЛЛС-РОЙС RZ.23

Экспериментальный

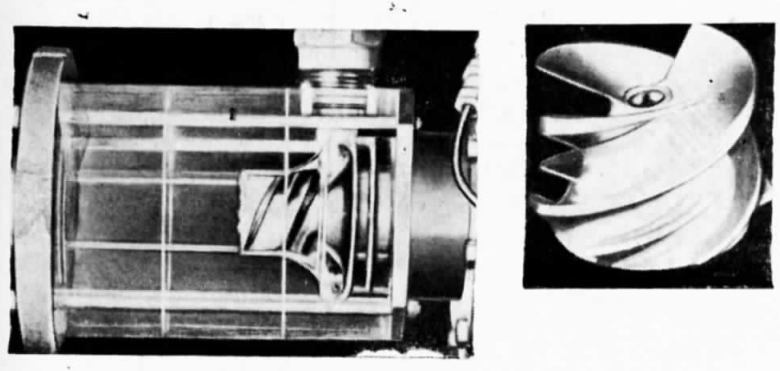
В конструкции ЖРД RZ.23 использована камера сгорания усовершенствованной силовой установки «Гамма» 8 и высокооборотный ТНА, расположенный горизонтально в верхней части силовой рамы. Двигатель может свободно качаться на подшипниках цапф, установленных по бокам ТНА. Топливо подается в насосы под низким давлением через полые цапфы.

ТНА — одновальный, с активной турбиной и насосами, работающими в условиях развитой кавитации. Расчетные данные ТНА: число оборотов 100 000 *об/мин*, диаметр 146 *мм*, длина 292 *мм*, сухой вес ~ 13,1 *кгс*; турбины: температура рабочего тела на входе 900° К, давление рабочего тела на входе 56 *кгс/см²*, давление на выходе 1,4 *кгс/см²*, весовой расход 0,9 *кг/сек*, окружная периферийная скорость лопаток 518 *м/сек*, адиабатический к. п. д. 70%; насоса горючего: давление на входе 1,41 *кгс/см²*, давление на выходе 112,3 *кгс/см²*, производительность 1,54 *кг/сек*, кавитационный коэффициент быстроходности 1930, к. п. д. 25%; насоса окислителя: давление на входе 1,26 *кг/см²*, давление на выходе 119,3 *кг/см²*, производительность 13,6 *кг/сек*, кавитационный коэффициент быстроходности 7000, к. п. д. 25%.

Состояние в производстве — экспериментальный. Проведены испытания полноразмерной модели крыльчатки насоса окислителя.

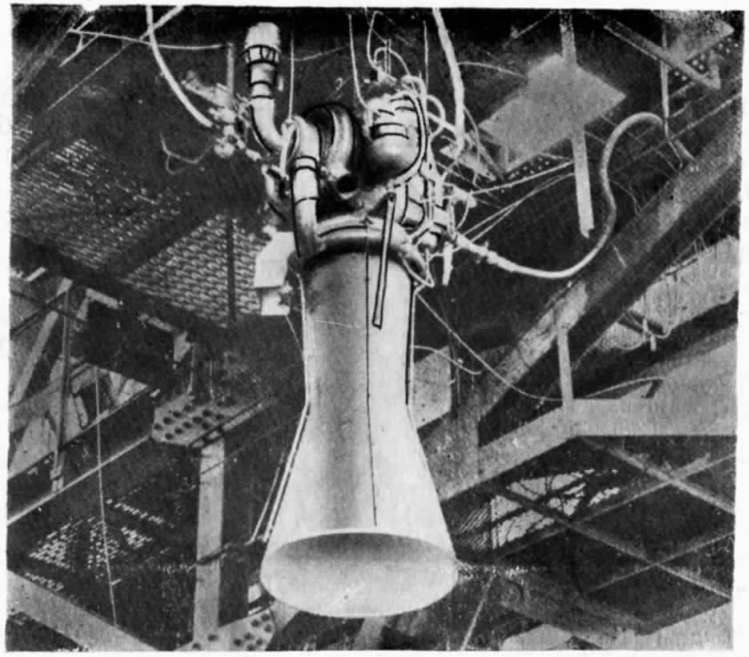
Применение. Предназначается для 1-й ступени ракеты «Блэк Эрроу».

№№ источников: 371.



Испытание насоса в условиях развитой кавитации. Справа — крыльчатка насоса

LRBA тягой 40 *тс*



$R = 40$ *тс* [1]
$R_{уд} = 246$ *кгс·сек/кг* } при $H = 0$

$R_{уд} = 276$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)
$G_{дв} = 390$ *кгс* (с ТНА)

[1] Тяга может быть увеличена до 45—50 *тс*.

LRBA тягой 40 *тс*

Разработан на основе ЖРД LRBA «Валуа».

Камера сгорания — одностеночной конструкции, выполнена из нержавеющей стали HS.25. Внутренняя стенка покрыта окисью циркония. Охлаждение пленочное (горючее). Цилиндрическая форсуночная головка изготовлена из легкого сплава, горючее впрыскивается радиально, окислитель — в осевом направлении. Камера установлена шарнирно для регулирования вектора тяги.

Реактивное сопло — одностеночной конструкции и изготовлено из нержавеющей стали HS.25. Горловина сопла выполнена из графита. Степень уширения сопла 7,5.

Топливная система. Топливо самовоспламеняющееся: горючее — несимметричный диметилгидразин, окислитель — четырехокись азота. Подача топлива турбонасосная. Давление подачи горючего 6—54 *кгс/см²*, давление подачи окислителя 6—62 *кгс/см²*. Наддув топливных баков (6 *кгс/см²*) осуществляется газами от газогенератора.

Газогенератор — работает на основном топливе и воде.

ТНА — состоит из турбины, насосов горючего и окислителя и насоса воды. Турбина двухступенчатая, мощность 1620 *л. с.* и устанавливается на одном валу с насосами.

Система регулирования — обеспечивает постоянство давления в камере сгорания и соотношения топливных компонентов.

Состояние в производстве — проходит стендовые испытания.

Применение. Двигатель может использоваться в однодвигательной силовой установке (1-я ступень ракеты «Дьяман» С) или в связке из четырех или пяти двигателей на 1-й ступени космической ракеты.

№№ источников: 57, 296.

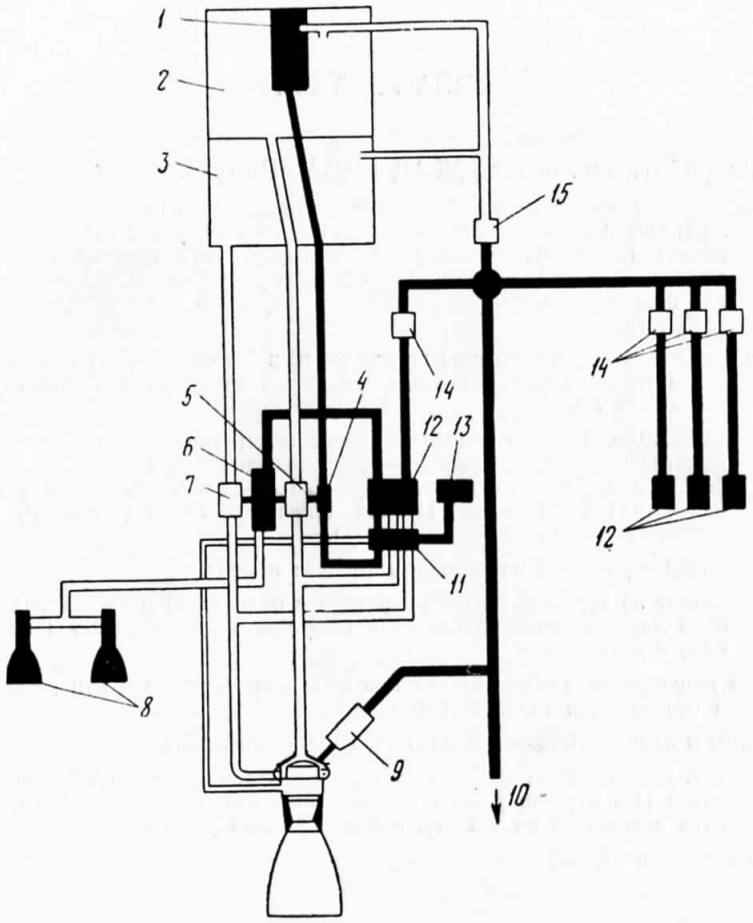


Схема силовой установки LRBA тягой 40 *тс*.
1—бак с водой; *2*—бак окислителя; *3*—бак горючего; *4*—водяной насос; *5*—насос окислителя; *6*—турбина; *7*—насос горючего; *8*—сопла турбины; *9*—сервомотор; *10*—к другим сервомоторам; *11*—регулятор; *12*—основной газогенератор и газогенераторы запуска ТНА и наддува топливных баков; *13*—командное давление; *14*—прорывные мембраны; *15*—редукционный клапан

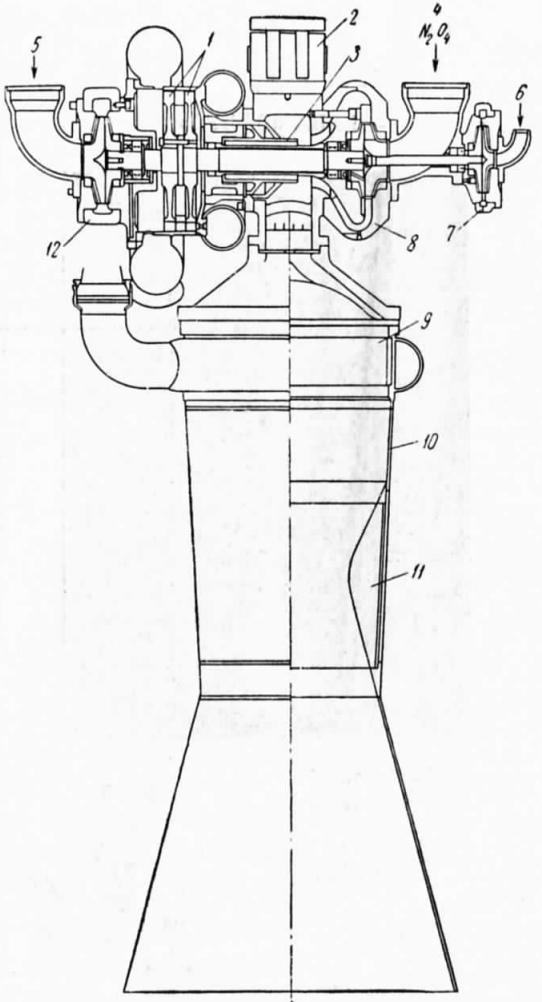
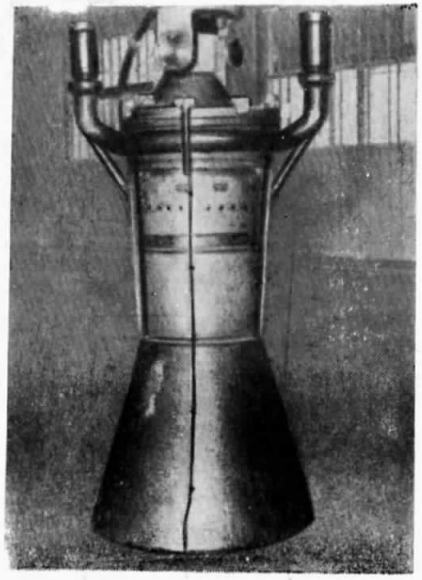


Схема ЖРД LRBA тягой 40 *тс*
1—двухступенчатая турбина; *2*—шарнирная подвеска; *3*—регулятор; *4*—вход окислителя; *5*—вход горючего; *6*—вход воды; *7*—водяной насос; *8*—насос подачи окислителя; *9*—форсуночная головка; *10*—камера сгорания; *11*—графитовая вставка; *12*—насос подачи горючего.

LRBA «ВАЛУА»



$R = 35$ *тс*
$R_{уд} = 217$ *кгс·сек/кг* } при $H = 0$
$R = 42$ *тс* (в пустоте)
$\tau = 110$ *сек*

LRBA «ВАЛУА»

Камера сгорания и сопло—выполнены из жаропрочной стали HS.25. В горловине сопла имеется графитовая вставка. На внутреннюю поверхность нанесено циркониевое покрытие. Система охлаждения пленочная. Расход горючего на охлаждение 11%. Температура стенок камеры не более 1370° К. Камера установлена шарнирно и может отклоняться для регулирования вектора тяги в полете. Цилиндрическая форсуночная головка из легкого сплава характеризуется грубым распылом топлива и большим диаметром струй для обеспечения устойчивости горения. Форсунки расположены только по периферии головки, а днище представляет собой вогнутый купол без отверстий. На головке имеется по 205 сдвоенных форсунок горючего и окислителя. Угол соударения 90°. Расстояние между форсунками 40 *мм*. Давление в камере 19,6 *кгс/см²*.

Топливная система. Топливо самовоспламеняющееся, горючее — несимметричный диметилгидразин, окислитель — четырехокись азота. Соотношение компонентов топлива — 2:1. Система подачи топлива вытеснительная с использованием газогенератора, давление в топливных баках 24 *кгс/см²*. Окислитель подается в двигатель по центральному трубопроводу через пространство между крышкой и куполом форсуночной головки и горючее — по боковым трубопроводам через тороидальный коллектор, расположенный вокруг камеры сгорания.

Газогенератор вытеснительной системы подачи топлива — работает на основном топливе с избытком горючего. Продукты сгорания газогенератора, идущие на наддув топливных баков, охлаждаются водой до температуры 670 ° К. Система подачи топлива и воды в газогенератор вытеснительная, в качестве рабочего вещества вытеснительной системы используется азот, находящийся в баке под высоким давлением.

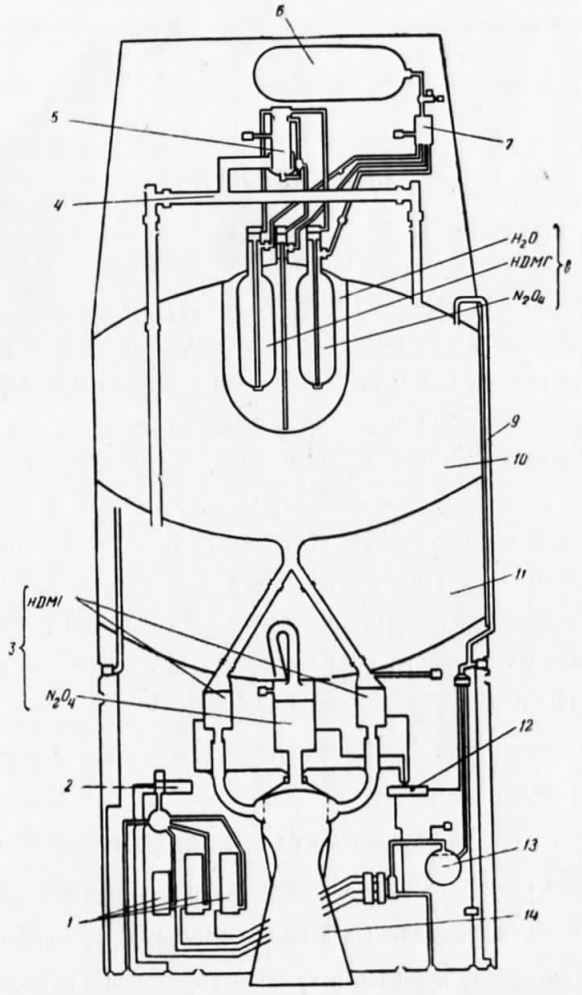


Схема силовой установки ступени L-17 ракеты «Дьяман».

1—силовые цилиндры с пневматическим приводом; *2*—электрогенератор с пневматическим приводом; *3*—основные клапаны горючего и окислителя; *4*—трубопроводы для наддува топливных баков; *5*—камера сгорания газогенератора; *6*—баллон с азотом под высоким давлением; *7*—редукционный клапан; *8*—баллоны газогенератора с водой, горючим и окислителем; *9*—перепускная трубка горючего; *10*—бак горючего; *11*—бак окислителя; *12*—устройство для управления основными клапанами; *13*—сепаратор жидкости; *14*—сопло ЖРД «Валуа»

Система регулирования — пневматическая.

Система зажигания. Самовоспламенение топлива происходит при контакте топливных компонентов.

Система запуска. Запуск двигателя осуществляется на топливе с избытком горючего при полуоткрытом клапане окислителя и двух полностью открытых клапанах горючего. Примерно через 0,5 *сек* наступает режим предварительного горения, характеризуемый давлением 10 *кгс/см²*. Затем после стабилизации процесса горения полностью открывается клапан окислителя и обеспечивается почти мгновенный переход на номинальный режим.

Состояние в производстве — серийный.

Применение. Первая ступень L-17 ракеты «Дьяман» B.

№№ источников: 2, 431, 440.

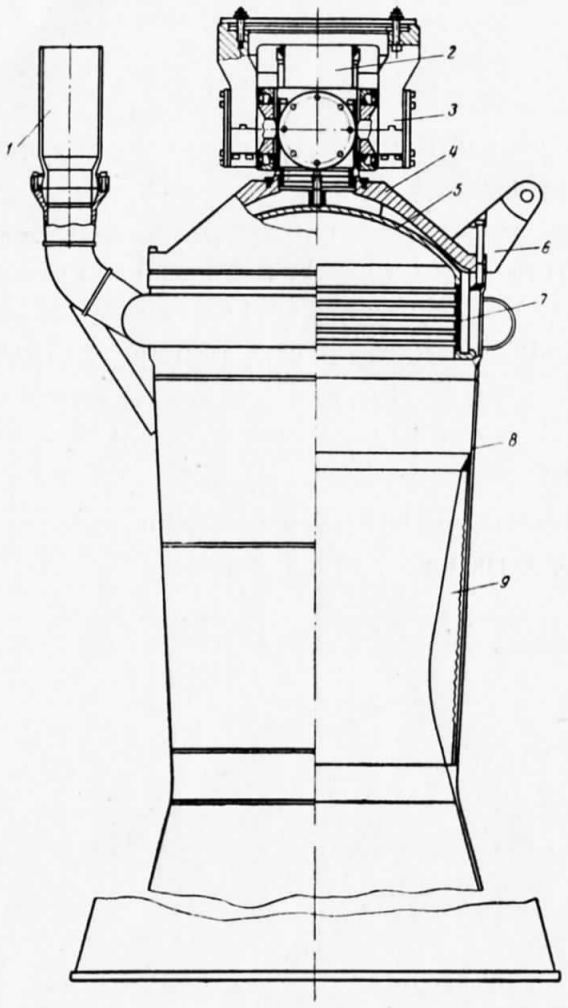
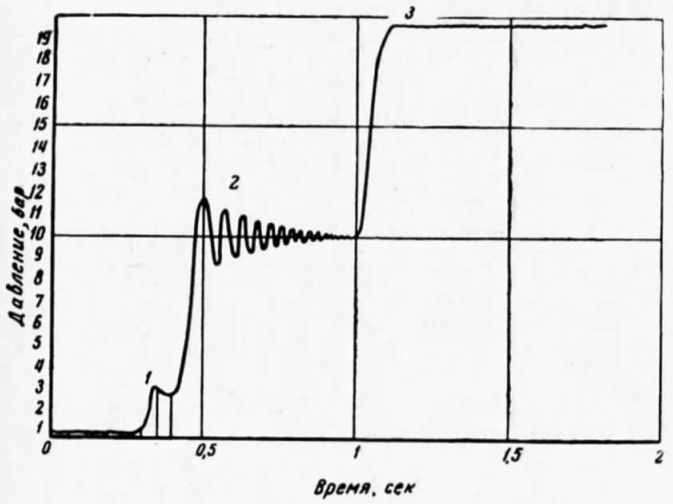


Схема ЖРД «Валуа».

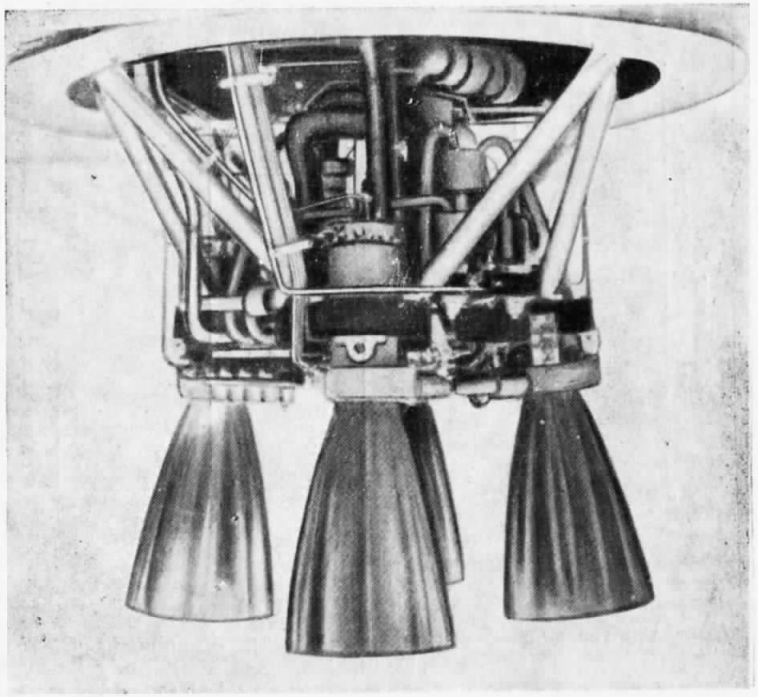
1—трубопровод подачи горючего; *2*—трубопровод подачи окислителя; *3*—карданная подвеска; *4*—крышка; *5*—купол форсуночной головки; *6*—лапа для крепления силового цилиндра; *7*—форсунки окислителя; *8*—камера сгорания; *9*—горловина с графитовой вставкой



Характеристика запуска ЖРД «Валуа».

1—начало горения; *2*—переходный режим; *3*—номинальный режим

SEPR НМ-4



Связка из 4 ЖРД НМ-4.

$R = 4 \times 1000$ *кгс*
$R_{уд} = 412$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)
$\tau = 350$ *сек*

$D = 1220$ *мм*
$h = 1170$ *мм*
$G_{с.у} = 174$ *кгс*

SEPR НМ-4

Камера сгорания и сопло — выполнены из стали и сплава инконель Х-750 и имеют до степени уширения сопла 5,5 двойные стенки. Система охлаждения регенеративная. В качестве охладителя используется горючее. Охлаждение сопловой приставки от степени уширения 5,5 до 42 пленочное; горючее для создания пленочного охлаждения вводится в сопло в сечении со степенью уширения 5,5. Форсунки концентрические: по центральному каналу впрыскивается жидкий окислитель, а по кольцевому — газообразное горючее. В центре форсуночной головки предусмотрена цилиндрическая полость под пиротехнический воспламенитель, запальную свечу или впрыск самовоспламеняющегося компонента. $p_к = 23{,}3$ *кгс/см²*, $t_к = 2900°$ К. Характеристическая длина 800 *мм*, степень сужения 4. Камера устанавливается шарнирно для управления вектором тяги в полете.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — жидкий водород, окислитель — жидкий кислород. Весовое соотношение топливных компонентов 5,0—5,2. Подача топлива турбонасосная. Трубопроводы водорода имеют тепловую изоляцию из пенообразного полиуретана, покрытого непроницаемой пленкой. Гибкие соединения с двойными уплотнениями. Наддув бака горючего осуществляется газообразным водородом, который отбирается из рубашки двигателя и подогревается в теплообменнике на выходе турбины ТНА, а наддув бака окислителя — гелием, находящимся под давлением в шаровом баллоне.

ТНА — единый для четырех камер. Трубопроводы разветвляются после основных клапанов. Корпус ТНА отлит из алюминиевого сплава за одно целое с корпусом редуктора с прямозубыми шестернями. Для охлаждения и смазки применяется газообразный водород с присадкой трибутилфосфата. Водород отбирается из рубашки двигателя. Турбина с двумя ступенями скорости выполнена из сплава инконель Х-750, к. п. д. 0,36, мощность на валу 167 *квт*, число оборотов 53 600 *об/мин*. Насосы центробежные с осевыми преднасосами. Насос горючего установлен на одном валу с турбиной. Производительность насоса 1,67 *кг/сек* при давлении 40 *кгс/см²*, к. п. д. 0,65, потребляемая мощность 130 *квт*. Насос окислителя приводит-

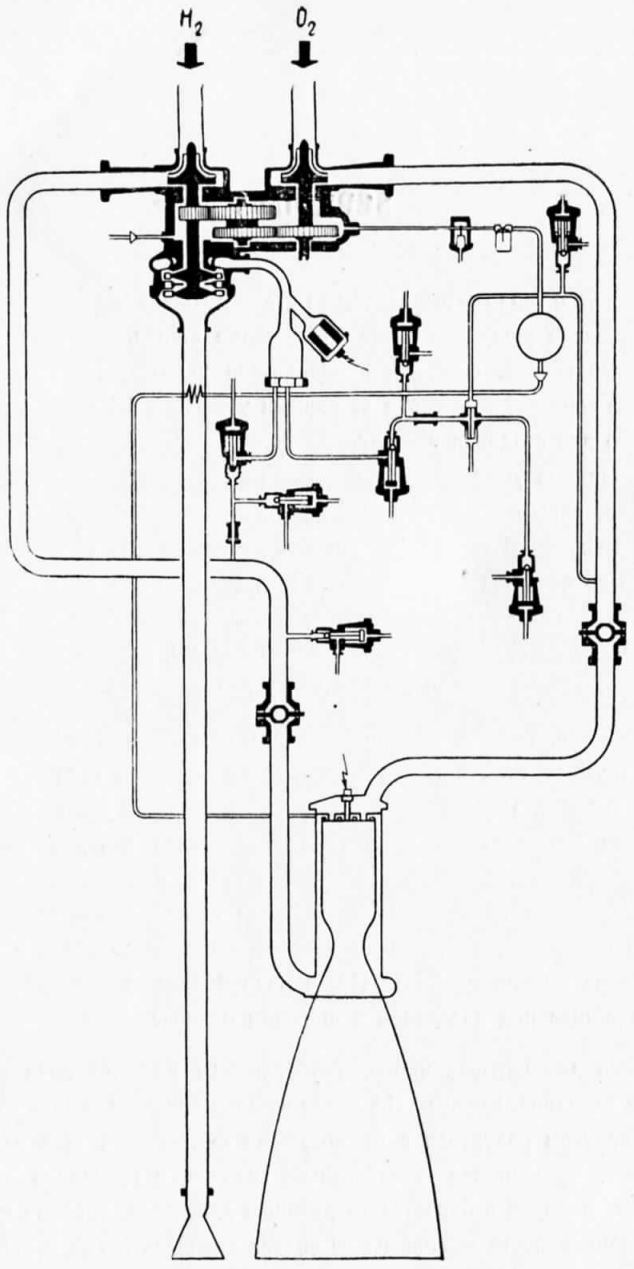


Схема ЖРД SEPR HM-4

ся через редуктор, производительность насоса 8,33 *кг/сек* при давлении 36 *кгс/см²*, число оборотов 11 500 *об/мин*, к. п. д. 0,71, потребляемая мощность 36 *квт*.

Газогенератор — работает на основном топливе при отношении компонентов, равном 0,9. Расход топлива 1,7% от расхода топлива силовой установки. Давление в газогенераторе 15 *кгс/см²*, температура газов на выходе 890° К.

Система запуска — рассчитана на трехкратное включение двигателя, имеет стартеры на твердом топливе для начальной раскрутки турбины ТНА до 50% номинального числа оборотов.

Система регулирования — обеспечивает постоянство крутящего момента турбины ТНА при оборотах свыше 90% от номинальных. Это достигается поддержанием постоянного расхода окислителя в газогенераторе с помощью кавитирующей трубки Вентури, перед которой установлен регулятор давления.

Состояние в производстве — опытный.

Применение. Предназначен для космической ракеты.

№№ источников: 2, 56.

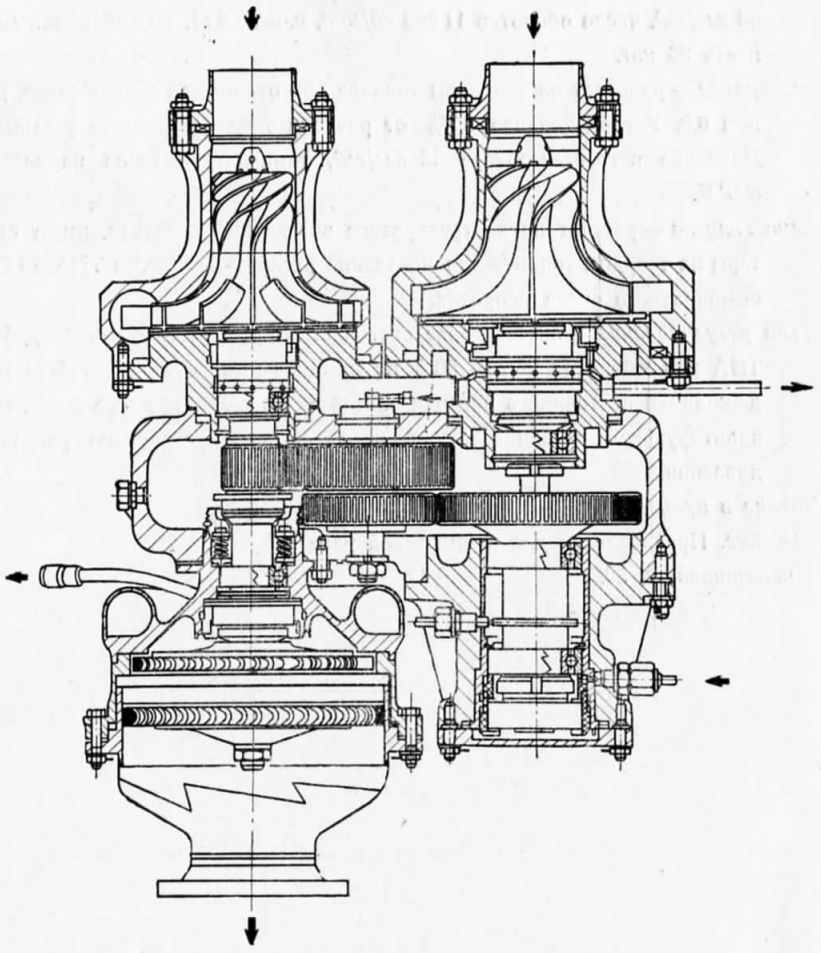
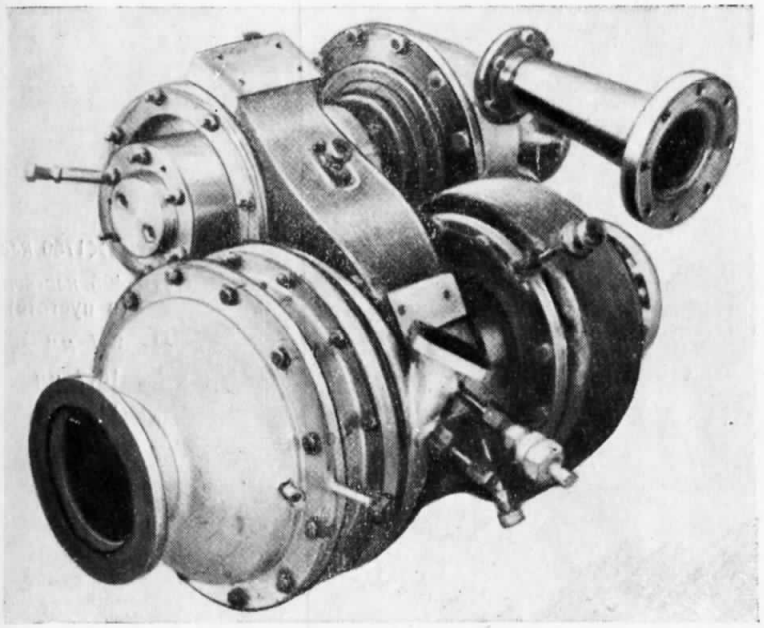
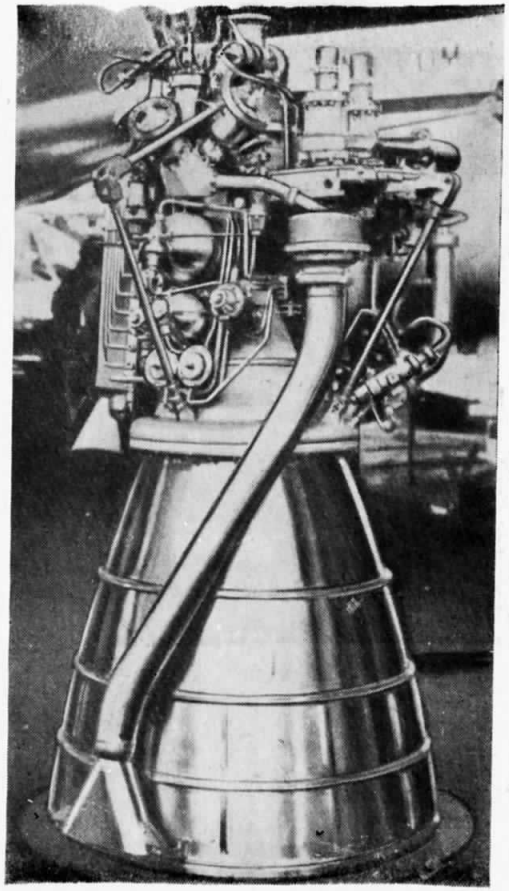


Схема ТНА ЖРД SEPR НМ-4



ТНА ЖРД SEPR НМ-4 со стороны турбины

SEPR НМ-7



$R_{расч} = 4 \times 1750$ *кгс*
$R_{уд} = 425$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)
$D = 847$ *мм*
$L = 1617$ *мм*
$G_{дв} = 145$ *кгс*

Разработан на базе ЖРД НМ-4.

Камера сгорания и сопло — выполнены из трубок переменного сечения методом пайки. Давление в камере 35 *кгс/см²*. Температура 3000° К. Степень уширения сопла 48.

Топливная система. Топливо двухкомпонентное: горючее — жидкий водород, окислитель — жидкий кислород. Отношение топливных компонентов 5,15.

ТНА. Число оборотов турбины 65 000 *об/мин*. Производительность насоса водорода 2,7 *кг/сек* при давлении 65 *кгс/см²*. Производительность насоса кислорода 14,21 *кг/сек* при давлении 52 *кгс/см²* и числе оборотов 13 800 *об/мин*.

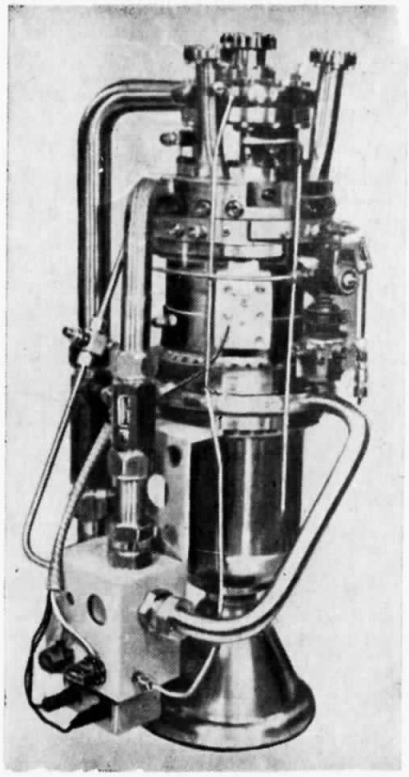
Система запуска — рассчитана на два запуска двигателя.

Состояние в производстве — опытный.

Применение. Предназначен для верхних ступеней ракет.

№№ источников: 443.

МЕССЕРШМИТТ-БЁЛКОВ-БЛОМ тягой 5 *тс*



R = 5 тс

Камера сгорания. Давление в камере сгорания свыше 100 *кгс/см²*.

Топливная система. Подача топлива турбонасосная.

Состояние в производстве. Двигатель построен и испытан.

Применение — космические аппараты.

Модификация:

ЖРД с давлением в камере сгорания более 200 *кгс/см²* разработан на основе ЖРД тягой 5 *тс* и испытан на стенде американской фирмы Рокитдайн.

№№ источников: 442.

МЕССЕРШМИТТ-БЁЛКОВ-БЛОМ НА ФТОРЕ

$R = 300$ *кгс* (в пустоте)

Камера сгорания. Давление в камере 4,9 *кгс/см²*. Система охлаждения регенеративная.

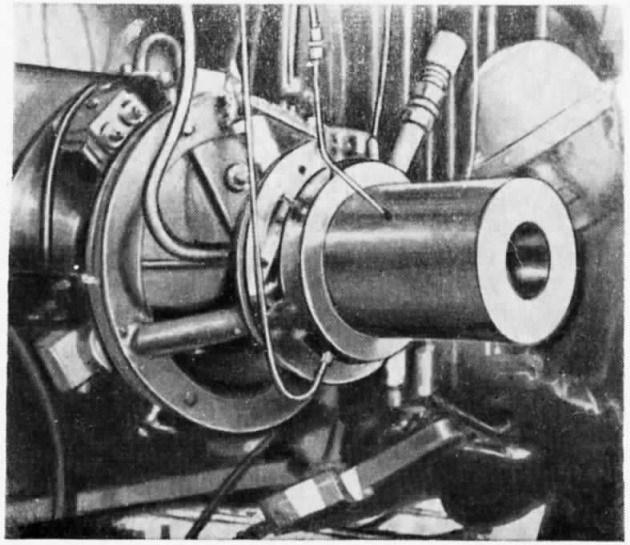
Топливная система. Топливо: горючее — водород, окислитель — фтор.

Система регулирования — обеспечивает изменение тяги и соотношение топливных компонентов в пределах ±30 и ±10% соответственно.

Состояние в производстве — экспериментальный.

№№ источников: 278, 293.

МЕССЕРШМИТТ-БЁЛКОВ-БЛОМ НА ФТОРЕ



Экспериментальная камера сгорания с емкостным охлаждением.

$$\left.\begin{aligned} R &= 500 \text{ кгс} \\ R_{уд} &= 427 \text{ кгс·сек/кг} \end{aligned}\right\} \text{(в пустоте)}$$

Разработан на основе экспериментального ЖРД тягой 300 *кгс* той же фирмы.

Камера сгорания и сопло. Давление в камере 7,5 *кгс/см²*. Степень уширения сопла 80.

Топливная система. Топливо: горючее — водород, окислитель — фтор. Соотношение компонентов топлива 10 : 1.

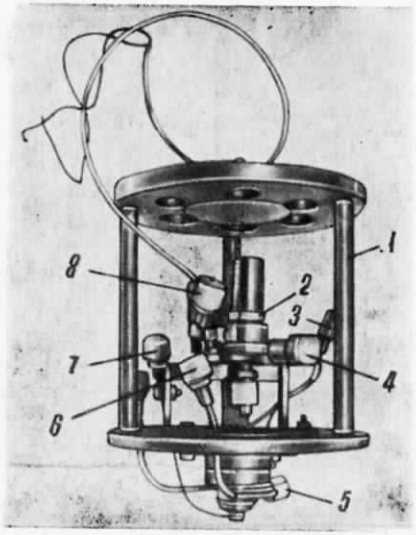
Система регулирования — обеспечивает изменение тяги и соотношения топливных компонентов в пределах ±30 и ±10% соответственно.

Состояние в производстве — проходит стендовые испытания.

Применение. Ракета для исследования глубокого космоса.

№№ источников: 278, 293.

МЕССЕРШМИТТ-БЁЛКОВ-БЛОМ тягой 3 *кгс*



Общий вид экспериментального ЖРД тягой 3 *кг*. *1*—рама, воспринимающая силу тяги; *2*—узел запорного клапана; *3*—датчик температуры; *4*—трубопровод окислителя; *5*—датчик давления в камере сгорания; *6*—трубопровод водяного охлаждения; *7*—трубопровод горючего; *8*—трубопровод воздуха под давлением

$R = 3$ *кгс*
$R_{уд} = 285$ *кгс·сек/кг* } (в пустоте)
$\tau = 1800$ *сек* (во время испытания)
$D_c = 50$ *мм*
$L = 114$ *мм*
$G_{дв} = 180$ *гс* .

МЕССЕРШМИТТ-БЁЛКОВ-БЛОМ тягой 3 *кгс*

Двигатель рассчитан на большой срок службы и высокую надежность конструкции. Способен работать на импульсном режиме и потребляет незначительное количество электроэнергии.

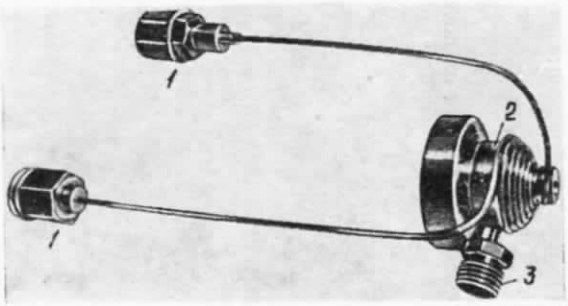
Камера сгорания и сопло — выполнены из стали MICR 20T1. Охлаждение камеры пленочное (горючее), давление 7 *кгс/см²*, полнота сгорания 92%. Форсуночная головка из стали X10CRNITI 189, перепад давления на форсунках 2,5 *кгс/см²*. Степень уширения сопла 7, охлаждение горловины сопла регенеративное (горючее).

Топливная система. Топливо: горючее — аэрозин 50, окислитель — четырехокись азота. Система подачи топлива вытеснительная, давление подачи 10 *кгс/см²*.

Состояние в производстве — опытный.

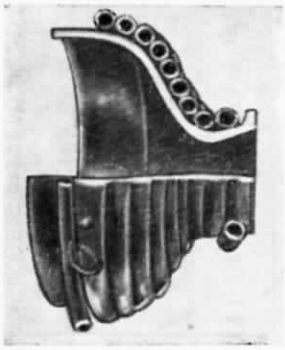
Применение — рулевой; может использоваться как одиночный, так и в связке из нескольких двигателей.

№№ источников: 350, 429.

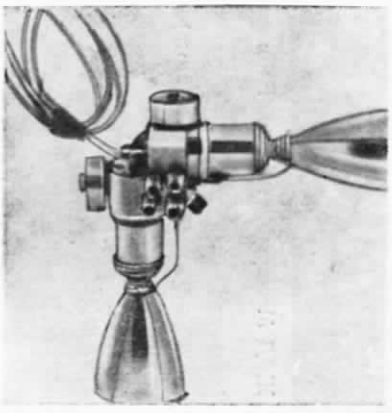


Общий вид камеры сгорания

1—место ввода окислителя и горючего; *2*—камера сгорания; *3*—место присоединения датчика давления в камере



Камера сгорания в разрезе



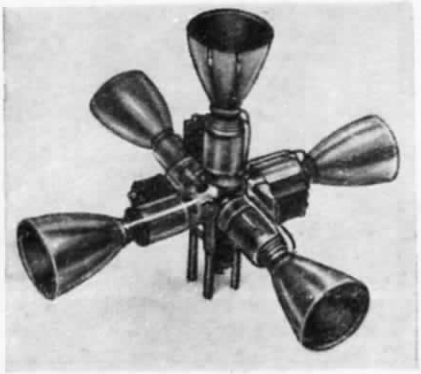


Схема связок из двух (слева) и пяти (справа) двигателей

МЕССЕРШМИТТ-БЁЛКОВ тягой 1 *кгс*



ЖРД Мессершмитт-Бёлков-Блом

$R = 1$ *кгс*

$R_{уд} = 285—290$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)

$\tau = 1800$ *сек* (максимальная во время испытаний)

$p_к = 7$ *кг/см²*

$G_{дв} = 130$ *гс* (с клапанами)

Камера сгорания и сопло — имеют комбинированное охлаждение: пленочное, регенеративное и излучением.

Топливная система. Топливо: горючее — аэрозин 50, окислитель — четырехокись азота.

Состояние в производстве. Прошел 640 испытаний при общей наработке 5,5 ч.

Применение. Предназначен для системы ориентации франко-германского спутника дальней связи «Симфония».

№№ источников: 270, 359.

АТЛАНТИК РИСЕРЧ MARC 50

$R = 510$ *кгс*

$D = 150$ *мм*

$L = 210$ *мм*

$G_{дв} = 6{,}35$ *кгс*

Топливо — смесевое. В его состав входят полибутадиен, акрилнитрил, присадки на основе алюминия и перхлорат аммония.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Боевые головки МБС «Минитмен» 3.

№№ источников: 440, 102 доп., 133 доп.

ГЕРКУЛЕС ПАУДЭР X 260

$D = 1371$ *мм*

$L = 2248$ *мм*

$G_{дв} = 4330$ *кгс*

Корпус — из стекловолокна.

Система регулирования вектора тяги — впрыском жидкости в сопло (фреон).

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Установлен на 2-й ступени БССД «Поларис» А-3.

ГЕРКУЛЕС ПАУДЭР тягой 16 *тс*

$R = 16$ *тс*

$\tau = 60$ *сек*

$R_{уд} = 253$ *кгс·сек/кг*

$D = 940$ *мм*

$L = 2290$ *мм* (от передней крышки до выходного сечения сопла)

ГЕРКУЛЕС ПАУДЭР тягой 16 *тс*

Топливный заряд. Топливо смесевое. В его состав входит нитроцеллюлоза, нитроглицерин, порошкообразный алюминий, перхлорат аммония, триацетилглицерин (пластификатор), нитродифениламин (стабилизатор), а также секретное вещество, разработанное фирмой.

Корпус — выполнен из стекловолокнистого материала методом спиральной намотки (80% стекловолокна + 20% эпоксидной смолы) и имеет металлические части, составляющие 45% общего веса, не включая сопла. Толщина цилиндрической части корпуса постоянна. Передняя крышка и днище корпуса обматываются целиком в единую конструкцию. При намотке корпуса допускается отклонение диаметра в пределах $\pm 1{,}3$ *мм*, что соответствует точности механической обработки по длине корпуса. Крепление металлических частей при обмотке производится с отклонением не более $\pm 3°$. После полимеризации материала корпуса внутренние его стенки покрывают изолирующим слоем из резиноподобного материала с кварцевым наполнителем. Вокруг топливной шашки и в передней крышке корпуса, там где днище переходит в цилиндрическую часть корпуса, помещается усадочная прокладка. Снаружи корпус покрывается материалом «авкот». Толщина покрытия 4,7 *мм*, а в некоторых местах (в заднем конце) она достигает 9,5 *мм*.

Сопло. Четыре поворотных сопла выполнены из высокопрочного и теплостойкого пресс-материала и покрыты снаружи кремнефенольным материалом, а изнутри — графитовой тканью, пропитанной смолой. Некоторые модели сопла, более легкие по весу, имеют наружную стекловолокнистую оболочку. Степень уширения сопла 18. Диаметр выходного сечения сопла ~ 380 *мм*, диаметр горловины ~ 88 *мм*. Вставка выполнена из графита с вольфрамовым экраном. На графит наносится тепловая изоляция для защиты подвижной части сопла.

Система регулирования тяги. Управление поворотными соплами с помощью гидравлической системы, изготовляемой фирмой Норт Американ. Четыре сопла для отсечки тяги расположены в передней крышке. Каждое из этих сопел имеет фенольное покрытие, на которое с внутренней стороны наносится резина.

Система воспламенения. Воспламенитель установлен в заднем конце двигателя и поджигается пиропатронами, которые воспламеняют небольшую шашку, от которой и осуществляется воспламенение основного заряда.

Состояние в производстве. Выпускался серийно.

Применение. 3-я ступень МБС «Минитмен» 1.

№№ источников: 440, 102 доп.

ГЕРКУЛЕС/ТИОКОЛ

$D = 1880$ *мм* (корпуса)

Топливный заряд. Топливо — смесевое.

Корпус двигателя — изготовлен из пластмассы, усиленной стекловолокном.

Сопло. Одно утопленное поворотное сопло из пластмассы со вставками из графитовой ткани.

Система регулирования вектора тяги — при помощи поворотного сопла.

Состояние в производстве. Опытный.

Применение. Предназначен для 1-й ступени снаряда «Посейдон» ($D = 1{,}8$ *м*, $L = 10{,}4$ *м*). Первый летный образец БССД «Посейдон» был запущен 16 августа 1968 г. и в 1969 г. продолжались огневые испытания этих снарядов. К началу февраля 1970 г. было проведено более 15 запусков.

№№ источников: 440, 102 доп.

ЛОКХИД «СУОРД» 3.81.К-4090

$R = 1855$ *кгс* (средняя)

$\tau = 3{,}81$ *сек*

$R_{уд} = 238$ *кгс·сек/кг*

$D = 165$ *мм* (корпуса)

$L = 1417$ *мм*

$G_{дв} = 45$ *кгс*

Топливный заряд. Связанный с корпусом топливный заряд с внутренним горением и сечением канала в форме шестиконечной звезды. Вес топлива 29,7 *кгс*. Полный импульс 7075 *кгс·сек*.

Сопло — стальное с графитовым вкладышем. Прямое или расположенное под углом 8°. $D_{кр} = 50{,}3$ *мм*, $D_c = 251$ *мм*, степень уширения — 24,9.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Используется для разделения ступеней МБС «Титан».

№№ источников: 440.

ЛОКХИД LPC-A1

$R = 70{,}3$ *тс* (при $H = 0$) $L_г = 4700$ *мм*

$\tau = 6$ *сек* $G_{дв} = 2130$ *кгс*

$D = 660$ *мм* Вес топлива 1815 *кгс*

Топливный заряд. Топливо полисульфидное с перхлоратом аммония.

Сопло. Четыре сопла.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Предназначен для отделения командного отсека к. к. «Аполлон» от ракеты-носителя «Сатурн» в случае аварии при взлете ракеты.

№№ источников: 102 доп.

ЛОКХИД LPC-A2

$R = 1145$ *кгс* (при $H = 0$)

$\tau = 0{,}5$ *сек* $L = 558$ *мм*

$D = 267$ *мм* $G_{дв} = 23$ *кгс*

Система запуска. Запускается одновременно с аварийным РДТТ LPC-A1.

Состояние в производстве. К началу 1970 г. проведено успешно 62 огневых испытания двигателей.

Применение. Предназначен для управления по тангажу командным отсеком к. к. «Аполлон» в случае аварии.

№№ источников: 102 доп.

NASA/ГЕРКУЛЕС

РДТТ повторного запуска

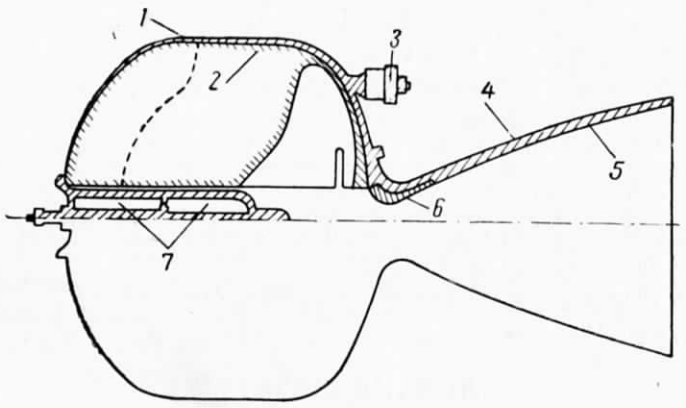


Схема экспериментального РДТТ повторного запуска.
1—корпус; *2*—изоляционное покрытие; *3*—воспламенитель для повторного запуска; *4*—раструб сопла из стекловолокна; *5*—асбесто-фенольное покрытие; *6*—графито-фенольная вставка; *7*—эластичный бачок

$R_{ном}$ = 5400 *кгс*
τ = 34 *сек* (при испытании)
$R_{уд}$ = 325—330 *кгс·сек/кг*
D = 1070 *мм*
L = 1520 *мм*
$G_{дв}$ = 1452 *кгс*
Вес топлива 1260 *кгс*

Топливный заряд. Топливо содержит перхлорат аммония и порошкообразный бериллий.

Корпус — из мартенситной стали. Изоляционное покрытие из буна-резины с кремниевым наполнителем.

Система отсечки тяги. Горение топлива прекращается посредством впрыска 7 *кгс* воды, которая содержится в бачке, расположенном в передней части двигателя.

Сопло — из стекловолокна с асбесто-фенольным покрытием и графито-фенольной вставкой. В камере двигателя помещается эластичный бачок.

Состояние в производстве. В 1970 г. было проведено огневое испытание двигателя с проверкой действия системы отсечки тяги.

№№ источников: 383, 134 доп., 135 доп., 136 доп.

РОКИТДАЙН М-34 «ЗЕЛ»

R = 59 *тс*
τ = 4 *сек*

Топливный заряд — имеет блочную конструкцию, состоящую из отдельных шашек. Для соединения шашек в блок они нанизываются на стальной стержень и поддерживаются перфорированными стальными пластинами. Это позволяет изменять длину, форму и число топливных шашек. В состав топлива входит нитрат аммония.

Состояние в производстве. Неизвестно.

Применение. Применялся как ускоритель взлета истребителей F-100D «Супер Сейбр» и мишени GQM-15A «Регулус» 2.

Модификация:

Ускоритель взлета для истребителя F164G «Старфайтер». При одинаковом диаметре имеет облегченный корпус, меньшую длину и работает на улучшенном топливе с нитратом аммония.

№№ источников: 331, 102 доп.

ТИОКОЛ М-55 (TU-122)

R=91 000 *кгс*
τ=60 *сек*
L=7,3—7,6 *м* (ступени)
D=1,65 *м* (ступени)
G=23 *тс* (ступени)

Топливный заряд — внутреннего горения. Канал имеет форму шестиконечной звезды. Топливо смесевое, состоит из перхлората аммония (окислитель), полибутадиена, акриловой кислоты (горючее—связка), порошкообразного алюминия (17%) и эпоксидной смолы. На смешение топлива, которое производится при температуре 60° С, требуется около двух часов. Весь процесс приготовления топлива производится в четырех изолированных друг от друга зданиях, снабженных телевизионными установками, и регулируется электронным программирующим устройством. Высушивание заряда производится горячим воздухом, после чего он в течение двух суток охлаждается до t=28±10° С, затем удаляется формовочная оправка. Для выявления трещин и других недостатков двигатель подвергается радиографической проверке.

Корпус — из высокопрочной стали марки 6DAC, проходящей две вакуумные переплавки. Сваривается из шести секций, выполненных в узких допусках. Передняя крышка соединена с цилиндрической частью корпуса сварным швом, а задняя крепится к нему специальным резьбовым соединением, требующим поворота сочленяемых деталей на 90°. Перед заливкой топлива в корпус на внутреннюю поверхность передней крышки наносится слой подпрессованной резины толщиной 10 *мм*. На заднюю крышку напрессовывается теплоизоляция из стекловолокна, пропитанного резиной. Толщина этой теплоизоляции у стыка корпуса с крышкой достигает 50 *мм*. Внутренняя поверхность корпуса покрывается стекловолокнистой теплоизоляцией, на которую наносятся два слоя листовой резины. С этим резиновым слоем связывается топливо при заливке и он играет роль компенсатора при различном тепловом расширении топливного заряда и корпуса. Температура газов 3000° С.

Сопло. Четыре поворотных профилированных сопла. Диаметр критического сечения сопел равен 196 *мм*, диаметр выходного сечения сопла 560 *мм*. Каждое сопло состоит из подвижной части длиной 630 *мм* и неподвижной части, отделенной кольцевым уплотнением. Подвижная часть имеет полуугол раствора, равный 21°. Стальной кожух этой части доходит почти до шарниров управления. От места установки шарниров выходной конус сопла покрыт материалом типа рефразил с фенольной связкой. Вставка в горловине сопла выполнена в виде шести графитовых колец с поперечным сечением от 3,2 до 6,5 *см*^{2}. Расширяющаяся часть сопла до сечения с отношением площадей, равным 4, защищена графитом. Вес сопла 90 *кгс*. Агрегат управления соплами установлен между ними.

Система воспламенения. Используется воспламенитель весом 2 *кгс*, заключенный в герметический корпус диаметром 120,7 *мм* и высотой 86,5 *мм*. Во внешнем кольцевом желобе корпуса размещены заряды воспламеняющегося вещества (вес зарядов 60 *гс*). Внутри корпуса на валу смонтированы два электрозапала и переключатели, которые до поступления пускового сигнала находятся на предохранительном взводе и отделены от зарядов стенкой корпуса. Для запуска вал поворачивается на 120°, контакты замыкаются и электрозапалы устанавливаются в такое положение, при котором от заряда их отделяет лишь тонкая стенка корпуса в 1,3 *мм*.

Состояние в производстве. Поставлено свыше 1000 двигателей. Серийно выпускается усовершенствованный вариант РДТТ для МБС «Минитмен» LGM-30G.

Применение. Установлен на 1-й ступени МБС «Минитмен» I.

№№ источников: 440, 102 доп.

ТИОКОЛ ТЕ-М-29-1 «РЕКРУТ»

D=229 *мм*
L=2674 *мм*
$G_{дв}$=164 *кгс* (с топливом)

Система воспламенения. Пирогенный воспламенитель ТЕ-Р-372. Возможно также применение пиротехнического воспламенителя.

Применение. Исследовательские ракеты Х-17, «Фарсайд».

Модификации:

ТЕ-М-29-2. Степень уширения сопла 4,26. Применялся на ракетах «Фарсайд», «Литл Джо» 1 и 2.

ТЕ-М-29-3. Установлен на 1-й ступени ракеты «Этина».

ТЕ-М-29-4. Тормозной РДТТ. Предназначен для 3-й ступени S-IVB ракеты-носителя «Сатурн» V.

ТЕ-М-29-5. Тормозной РДТТ. Применялся на 3-й ступени S-IV ракеты-носителя «Сатурн» IB.

№№ источников: 102 доп.

ТИОКОЛ ТХ-135

R=204 *тс*
τ=5 *сек*
D=1,1 *м*
L=5,15 *м*
$G_{дв}$=6800 *кгс* (с воспламенителем)

Топливный заряд. Топливо смесевое: углеводородное горючее с порошкообразным алюминием, окислитель—перхлорат аммония.

Корпус — из высокопрочной стали 4340. Изготовлен с помощью дуговой сварки в нейтральной среде. Днище изготовлено глубокой вытяжкой и приварено к корпусу роликовой сваркой.

Сопло — из пластмассы, усиленной стекловолокном. Диаметр сопла более 1 *м*.

Система воспламенения — пиротехнического типа.

Состояние в производстве. Опытный.

Применение. Установлен на 1-й ступени противоснаряда «Ника-Зевс», предназначенного для перехвата боевых головок МБС и БССД.

№№ источников: 440.

ТИОКОЛ ТЕ-131-15 (ХМ-51)

$R = 22\,665$ *кгс* $L = 5400$ *мм*
$\tau = 30$ *сек* $G_{дв} = 3545$ *кгс*
$D = 910$ *мм*

Топливный заряд. Топливо — смесевое: полисульфидный полимер, порошкообразный алюминий, перхлорат аммония.
Корпус — из стали AISI 4330.
Сопло — с кольцевым отражателем потока газов для регулирования вектора тяги.
Состояние в производстве. Серийный.
Применение. Ускоритель на снаряде земля-воздух «Боумарк» IM-99B.

№№ источников: 102 доп., 137 доп.

ТИОКОЛ ТХ-174 (ХМ-105)

Рассчитан на получение оптимальных характеристик в наземных условиях. Может работать в широких пределах изменения наружных температур.

Корпус — из модифицированной стали AISI H-11 или стали D6AC. Внутренние стенки корпуса покрыты тонким защитно-крепящим слоем. Часть внутренней поверхности, подвергающаяся воздействию горячих газов, бронирована пластиком.
Сопло. Основные детали сопла выполнены из легкой пластмассы. Из стали изготовлено только кольцо крепления сопла к корпусу РДТТ.
Применение — 1-я ступень тактического снаряда «Першинг».
Состояние в производстве. Серийное производство закончено.

№№ источников: 331, 102 доп.

ТИОКОЛ ТХ-175 (ХМ-106)

$D = 1006$ *мм*
$L = 1608$ *мм*
$G_{дв} = 1474$ *кгс*

Рассчитан на применение в широких пределах изменения температур наружного воздуха и получение оптимальных характеристик в высотных условиях.

Топливный заряд. Топливо смесевое с углеводородным горючим, порошкообразным алюминием и перхлоратом аммония.
Корпус — из стали AISI H-11 или D6AC. Часть внутренней поверхности корпуса покрыта пластиком для изоляции от действия горячих газов. Для прочного соединения корпуса с зарядом применяется защитно-крепящее покрытие.
Сопло — из легких пластических материалов. Фланец крепления выполнен из стали.
Система отсечки тяги. Оснащен системой нейтрализации действия тяги с помощью трех отверстий, расположенных в передней крышке, которые открываются для получения обратной или нулевой тяги.
Состояние в производстве. Серийное производство прекращено.
Применение. Установлен на 2-й ступени тактического снаряда «Першинг».

№№ источников: 440, 138 доп.

ТИОКОЛ ТЕ-М-364-2

Шаровой РДТТ

$R = 4550$ *кгс*
$\tau = 42$ *сек*
$D = 940$ *мм*
Вес топлива 653 *кгс*

Применение. 1-я ступень ракеты «Бернер» 2А.

№№ источников: 102 доп.

ТИОКОЛ ТЕ-М-442-1

Шаровой РДТТ

$R = 3550$ *кгс*
$\tau = 18$ *сек*
$D = 660$ *мм*
$L = 840$ *мм*
$G_{дв} = 261$ *кгс*
Вес топлива 240 *кгс*

Корпус — из титана.
Применение. 2-я ступень ракеты «Бернер» 2А.
№№ источников: 102 доп.

ТИОКОЛ ТХ-238-6

$R = 226{,}8$ *тс* (?)
$D = 1020$ *мм*

Отличается хорошими характеристиками и небольшой продолжительностью работы.

Топливный заряд — соединен с корпусом. Топливо смесевое, содержит перхлорат аммония, углеводородное горючее и порошкообразный алюминий.
Корпус — изготовлен из стали 4340 путем прокатки и сварки. Внешняя часть корпуса покрыта изоляционным материалом.
Сопло — из пластика. Фланец крепления стальной.
Состояние в производстве. Неизвестно.
Применение. Предназначался в качестве маршевого двигателя для противоснаряда «Ника-Зевс».
№№ источников: 440, 138 доп.

ТИОКОЛ ТХ-239

Рулевой РДТТ

$D = 747$ *мм*
$L = 1224$ *мм*

Топливный заряд. Топливо смесевое: горючее углеводородное с порошкообразным алюминием, окислитель—перхлорат аммония.
Состояние в производстве. Неизвестно.
Применение. Предназначался для наведения противоснаряда «Ника-Зевс».
№№ источников: 440.

ТИОКОЛ ТЕ-М-424

Тормозной РДТТ

$R = 39\,825$ *кгс*
$\tau = 0{,}633$ *сек*
$D = 386$ *мм*
$L = 2140$ *мм*
$G_{дв} = 229$ *кгс*

Применение. Тормозной двигатель 1-й ступени S1C ракеты-носителя «Сатурн» V.
№№ источников: 102 доп.

ЭРОДЖЕТ

Топливный заряд. Из высококалорийного топлива класса 2 с большой толщиной свода.

Корпус — из стекловолокна. Изготовляется фирмой Тиокол методом намотки. $D = 1320$ *мм*.

Сопло — утопленное неподвижное.

Система регулирования вектора тяги — с впрыском жидкости.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Предназначается для 3-й ступени МБС «Минитмен» III.

№№ источников: 440, 102 доп.

ЭРОДЖЕТ A3PF

$\tau = 62$ *сек*
$D = 1371$ *мм*
$L = 3960$ *мм*
$G_{дв} = 11$ *тс*

Топливный заряд. Топливо смесевое, в состав которого входят полиуретан и перхлорат аммония (класс 2).

Корпус — из стекловолокна.

Сопло. Четыре поворотных сопла. Вкладыш выполнен из пористого вольфрама, насыщенного серебром. Это позволяет осуществлять охлаждение сопел выпотеванием.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Установлен на 1-й ступени БССД «Поларис» А-3.

№№ источников: 440.

ЭРОДЖЕТ

$\tau = 58$ *сек*

Корпус — из стекловолокна.

Сопло. Четыре сопла.

Система регулирования вектора тяги. Ввод фреона при помощи вытеснительной системы, работающей на азоте. Фреон находится в кольцевых баках из алюминия, а азот под давлением — в кольцевых баллонах.

Состояние в производстве. Неизвестно.

Применение. Предназначался для 2-й ступени снаряда «Поларис» А3.

№№ источников: 440.

ЭРОДЖЕТ

Топливный заряд. Топливо—полиуретановое. Топливный заряд состоит из двух шашек, размещенных в одном корпусе: внутренней разгонной шашки, рассчитанной на быстрое горение, и наружной маршевой, рассчитанной на медленное горение. Разгонная шашка обеспечивает взлет и ускорение снаряда до сверхзвуковой скорости полета.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Снаряд земля-воздух «Хоук».

Модификация:

Усовершенствованный вариант РДТТ, использующий улучшенное полиуретановое топливо. На внутреннюю поверхность корпуса наносится защитно-крепящий слой. Длительность хранения до 10 лет. Прошел квалификационные испытания. Всего прошли успешно огневые испытания свыше 100 двигателей.

№№ источников: 102 доп.

ЭРОДЖЕТ «АЛГОЛ» I

$R = 47$ *тс*

$\tau = 40$ *сек*

$R_{уд} = 214$ *кгс·сек/кг*

$D = 1000$ *мм*

$L = 9350$ *мм*

$G_{дв} = 10{,}4$ *тс*

Топливный заряд. Топливо на основе полиуретана. Полный импульс 1870 *тс·сек.* Вес топлива 8,6 *тс.*

Корпус — стальной.

Сопло — стальное, жесткое с графитовым вкладышем.

Система управления — газовые рули.

Система воспламенения — запальная трубка.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение — на 1-й ступени ракеты «Скаут».

Модификации:

«Алгол» IIA. $R_{расч} = 52$ *тс*, $\tau = 66$ *сек.* Повышенные характеристики двигателя получены благодаря применению нового более высококалорийного топлива с высоким удельным импульсом и новой конструкции топливного заряда. Корпус такой же, как и у «Алгола» I, но стальное сопло заменено пластмассовым. РДТТ устанавливается на ракете «Скаут» и ракете «Литл Джо» 2, которая использовалась для проведения испытаний по баллистической траектории космического корабля «Аполлон».

Алгол IIB. $R = 45{,}8$ *тс*, $D = 1016$ *мм.*

Алгол III. $R = 63$ *тс*, $\tau = 55$ *сек* (при испытании), $D = 1143$ *мм*, $G_{дв} = 15{,}5$ *тс.* Опытный.

№№ источников: 440, 139 доп., 140 доп., 141 доп.

ЭРОДЖЕТ SL-2

$R_{макс} = 1630$ *тс*
$R_{ср} = 1360$ *тс*
$\tau = 114$ *сек*
$G_{дв} = 931$ *тс*
$D = 6{,}6$ *м*
$L_{дв} = 24{,}6$ *м*

Топливный заряд. Топливо смесевое, состоит из горючего—связки (полибутадиена, акрилнитрила, акриловой кислоты и алюминиевого порошка) и окислителя. Канал топливной шашки имеет сечение в форме листа клевера. Площадь поверхности горения равна 320 $м^2$. Скорость горения 12,7 *мм/сек*. Температура продуктов сгорания 3270° К.

Корпус — изготовлен фирмой Сан Шипбилдинг энд Драйдок из мартенситовой стали (18% никеля, 8% кобальта, 5% молибдена). Минимальный предел текучести 14 000 $кгс/см^2$. Изоляционное покрытие из резины с асбестовым наполнителем.

Сопло — изготовлено фирмой Томпсон из мартенситовой стали и покрыто разрушающейся фенольно-кремнеземистой пластмассой FM-5131 фирмы Полимерик, выполненной в виде ленты общим весом более 4 *тс*. Раструб сопла металлический, сотовой конструкции. Длина сопла 6,2 *м*, диаметр горловины 1,8 *м*, диаметр на выходе более 4,57 *м*, вес 16 *тс*.

Система воспламенения. Запальный РДТТ тягой 113 *тс*.

Применение. Экспериментальный.

№№ источников: 440, 102 доп.

ЭРОДЖЕТ SL-3

$R_{макс} = 2585$ *тс*
$p_{к.с} = 43$ $кгс/см^2$ (при испытании)
Вес топлива 746 *тс*
$D = 6{,}6$ *м*
$D_{кр} = 2{,}26$ *м*
$D_{с} = 4{,}57$ *м*
$L = 22{,}95$ *м*
$G_{дв} = 831$ *тс*

Увеличение тяги по сравнению с более ранними вариантами РДТТ с $D=6{,}6$ *м* (SL-1 и SL-2) достигнуто благодаря увеличению расхода газа (9980 *кг/сек* вместо 6800 *кг/сек*) при использовании топлива с бóльшей скоростью горения (17,8 *мм/сек*).

Состояние в производстве. Экспериментальный.

№№ источников: 99, 217, 440, 102 доп.

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ FW-4S

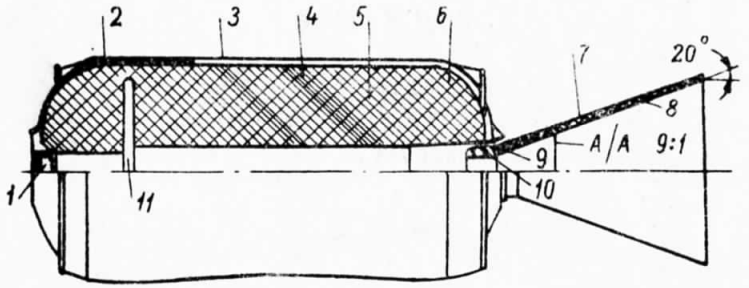


Схема РДТТ Юнайтед Текнолоджи FW-4 (XSR 57-UT-1).

1—отверстие воспламенителя; *2*—изоляция переднего днища; *3*—корпус из стекловолокна; *4*—изоляция; *5*—топливный заряд; *6*—изоляция заднего днища; *7*—стальная стенка; *8*—кремнефенольное покрытие; *9*—графитная ткань; *10*—графитная вставка; *11*—поперечная прорезь

$R = 2720$ *кгс*

Полный импульс 77,5 *тс·сек*

$R_{уд} = 245$ *кгс·сек/кг*

$R_{уд} = 283$ *кгс·сек/кг* (орбитальные условия)

$\tau = 30$ *сек*

$D_с = 420$ *мм*

$D_г = 500$ *мм*

$L = 1500$ *мм*

$G_{дв} = 300$ *кгс*

Отношение масс 0,92

Топливный заряд. Топливо смесевое: сополимер бутадиена и акриловой кислоты, порошкообразный алюминий и перхлорат аммония. Вес топлива 274 *кгс*. Вблизи переднего конца в заряде имеется поперечная прорезь, снимающая напряжение в нем при уменьшении температуры и создающая дополнительную поверхность горения. Внутренний диаметр шашки 107 *мм*.

Корпус — из стекловолокна с использованием эпоксисмолы. Толщина стенок корпуса 2 *мм*, толщина стенок задней крышки 0,76 *мм*. Концевые приливы корпуса двигателя и фланцы переходника, изготовленного из стекловолокна, выполнены из алюминия. В качестве изолирующего материала корпуса используется бунарезина с кремниевым наполнителем.

Сопло — состоит из алюминиевого фланца для крепления сопла, раструба и горловины. Раструб сопла выполнен из устойчивой к эрозии графитовой ткани с использованием кремнефенольного (пенокерамического материала). Для придания жесткости раструб усилен кожухом из нержавеющей стали толщиной 0,25 *мм*. Стальной кожух соединен с алюминиевым фланцем сопла заклепками. Горловина сопла защищена графитовым вкладышем. Полуугол раскрытия сопла составляет 20°, диаметр горловины сопла равен примерно 58 *мм*, степень уширения сопла 52,8. Сопло весит 5 *кгс*.

Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Устанавливается на 4-й ступени исследовательской ракеты «Скаут».

№№ источников: 344, 388, 439.

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ

Пятисекционный

$R = 520$ *тс* (при $H = 0$)

$R_{уд} = 266$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)

Полный импульс 49 000 *тс·сек* (в пустоте)

$G_{дв} = 232$ *тс*

Вес топлива 192 *тс*

$D = 3$ *м*

Топливный заряд. В каждой из пяти секций длиной 3 *м* содержится примерно 32 840 *кгс* смесевого топлива, которое состоит из горючего — связки (полибутадиена, акриловой кислоты, акрилнитрила) и окислителя. Заряд литой. Внутренний канал топливной шашки имеет конусность (разность концевых диаметров в 250 *мм*). В передней части секции имеется теплоизолирующая резиновая прокладка.

Корпус — из стали марки D6AC с временным сопротивлением на разрыв 13 700 *кгс/см²*. Части корпуса двигателя соединяются вильчатыми скобами, стягиваемыми 240 цилиндрическими шпильками, которые фиксируются стопорным кольцом. Уплотнение от утечки газа между секциями достигается с помощью колец О-образного сечения. Корпус двигателя покрыт изолирующим слоем.

Система регулирования вектора тяги — с применением впрыска четырехокиси азота. В системе регулирования вектора тяги имеются 24 клапана, которые расположены в сечении сопла со степенью уширения 3,5 (степень уширения сопла 8). Клапаны равномерно расположены по окружности сопла и работают группами, каждая из которых состоит из шести клапанов. Четырехокись азота подается к клапанам через трубопровод, установленный над ними. Регулирование и управление клапанами производится от электрических сигналов. Программа полета может быть выполнена при работе пяти из шести клапанов в каждом квадранте. Используется единый бак для четырехокиси азота и газообразного азота, находящегося под давлением 77 *кгс/см²*. Рабочее давление в баке меняется от 77 до 35 *кгс/см²*.

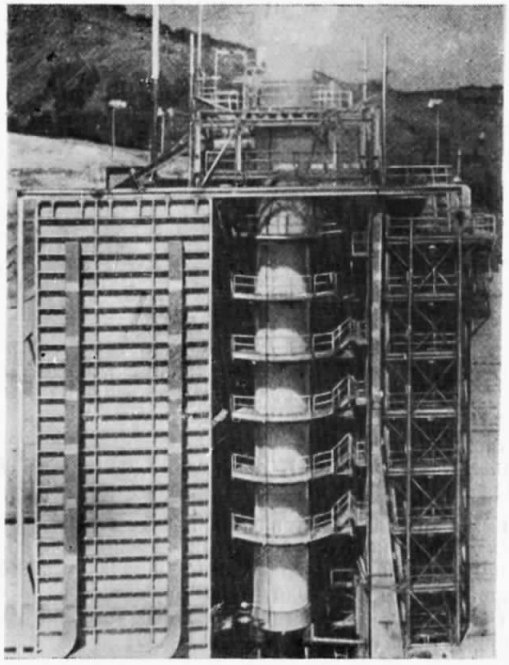
Применение. Предназначается для нулевой ступени ракеты «Титан» 3D, силовая установка которой будет состоять из двух таких двигателей.

Состояние в производстве. В мае 1967 г. фирма Юнайтед Текнолоджи получила заказ на производство 32 таких двигателей.

№№ источников: 18, 102 доп.

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ

Семисекционный



Семисекционный РДТТ ракеты «Титан» 3М на испытательном стенде

$R = 635$ *тс* (при $H = 0$)
$R = 725$ *тс* (в пустоте)
$p_{к.с} = 56$ *кгс/см²*
$\tau = 116$ *сек* (при испытании)
$\tau_{расч} = 125$ *сек*

$D = 3$ *м*
$L = 34$ *м*
$G_{дв} = 350$ *тс*

Вес топлива 270—300 *тс*

Корпус — стальной.
Состояние в производстве. В апреле 1969 г. подвергался первым огневым испытаниям на вертикальном стенде.
Применение. Два таких двигателя намечалось установить на нулевой ступени ракеты «Титан» 3М, предназначавшейся для запуска пилотируемой орбитальной лаборатории.
№№ источников: 53, 128, 378.

БРИСТОЛЬ-ЭРОДЖЕТ

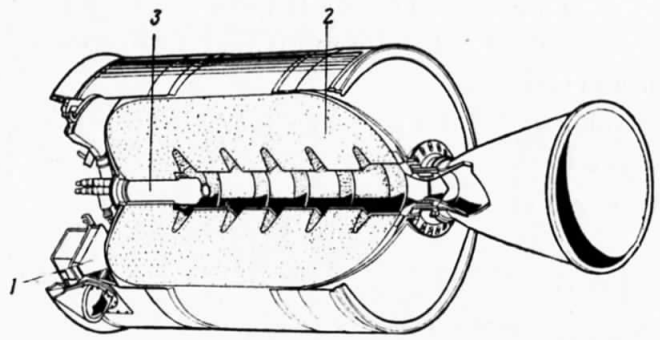
Корпус — выполнен из мартенситной стали с 18%-ным содержанием никеля. Предел прочности 18 900 *кгс/см²*. Отношение толщины стенки корпуса к его диаметру 1 : 1000.

Сопло — утопленное. Раструб сопла изготовлен из асбесто-фенольного материала и обернут стекловолокном, пропитанным эпоксисмолой. Может быть также изготовлено намоткой ленты из кремниевого материала, пропитанного фенольной смолой с последующей обмоткой стекловолокном с эпоксидной смолой.

Применение. Предназначается для 3-й ступени ракеты «Блэк Эрроу».

№№ источников: 40, 102 доп.

SEPR-СЮД АВИАСЬОН P.0,6



Разрез РДТТ 3-й ступени ракеты «Дьяман» В.

1—приборный отсек; *2*—топливная шашка; *3*—воспламенитель.

$R = 4626$ *кгс*

$R_{уд} = 278$ *кгс·сек/кг* (в пустоте)

$\tau = 46$ *сек*

$D = 800$ *мм*

$L = 1600$ *мм*

Вес топлива 600—685 *кгс*

Топливный заряд. Топливо смесевое. В состав топлива входят перхлорат аммония и пластмассовое горючее—связка. Изготовляется фирмой Сервис де Пудр методом отливки. После термообработки топливная шашка обрабатывается на токарном станке.

Корпус — выполнен из стекловолокна, пропитанного фенольной смолой, и изготовлен методом намотки.

Сопло — колоколообразной формы, неподвижное.

Система запала — пиротехническим зарядом.

Состояние в производстве. Впервые был показан на 28-й международной выставке по аэронавтике и исследованию космического пространства. В марте 1970 г. состоялись первые летные испытания ракеты «Дьяман» В.

Применение. Предназначается для 3-й ступени французской ракеты «Дьяман» В.

№№ источников: 55, 79, 128.

РДТТ MAN

Полный импульс 42 000 *кгс·сек* $D = 420$ *мм*

$\tau = 13{,}9$ *сек* $L = 780$ *мм*

$p_{к.с} = 35—40$ *кгс/см²* $G_{дв} = 166$ *кгс*

Степень уширения сопла 45 Вес топлива 147 *кгс*

Топливный заряд. Топливо — смесевое: полибутадиен и акриловая кислота (15%), перхлорат аммония (76%) и алюминий (9%).

Корпус — из стекловолокна R или S-HTS.

Система воспламенения — рассчитана на работу в условиях космоса. Воспламенение топлива не зависит от давления в камере сгорания.

Состояние в производстве. Экспериментальный.

№№ источников: 294.

РДТТ БЁЛКОВ (ФРГ)

Тяга, *кгс*	Время работы, *сек*	Конструктивные особенности	Применение	Дата разработки
1800	22	Топливный заряд связан с корпусом пластмассовой камеры сгорания	Двигатель, включаемый в апогее	1968 — 1970 гг.
3990	6	Топливный заряд связан с корпусом пластмассовой камеры сгорания	Для 1-й ступени высотной экспериментальной ракеты	1967 — 1968 гг.
—	—	Топливный заряд с внутренним каналом. Стальной корпус	Опытная серия для баллистических ракет	1967 г.
170 — 300	20 — 30 *мсек*	Импульсный двигатель. Корпус изготовлен из сплава легких металлов и высокопрочной стали	Для ускорителей	1963 — 1965 гг.
1800	2,3	Импульсный двигатель. Корпус изготовлен из сплавов легких металлов и высокопрочной стали	Для ускорителей	1962—1965 гг.
60/13	0,8/22	Двухзарядный РДТТ. При изготовлении двигателя применялся сплав из легких металлов	—	1960 — 1962 гг.
85/12	0,4/23	Двухзарядный двигатель, выполненный с применением алюминиево-магниевого сплава	—	1959 — 1961 гг.

№№ источников: 250.

КОНТРАВЕС-ДОРНЬЕ «ЗЕНИТ»

Двухрежимный

Полный импульс 100 *тс·сек*

$\tau = 31$ *сек*

$D = 420$ *мм*

$L = 2{,}8$ *м*

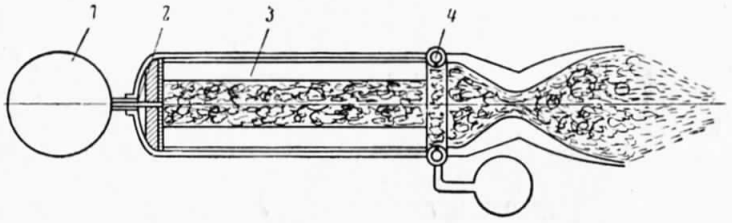
Вес топлива 440 *кгс*

Состояние в производстве. Неизвестно.

Применение. Итальянская высотная ракета Контравес-Дорнье «Зенит». Максимальная скорость ракеты соответствует числу M=5,5. Взлетный вес ракеты 790 *кгс*.

№№ источников: 34 доп.

ЛОКХИД



Ракетный двигатель на трехкомпонентном топливе.
1—бак с жидким окислителем (фтор); *2*—трубопровод подачи окислителя; *3*—заряд твердого горючего (литий); *4*—трубопровод подачи жидкого водорода

$R_{уд} = 502$ *кгс·сек/кг* (расчетная в пустоте)

$D_{к.с} = 150$ *мм*

Камера сгорания. Длина камеры 500 *мм*, $p_{к.с} = 17{,}5$ *кгс/см²*. Для снижения температуры до 1920° К в камеру сгорания перед соплом впрыскивается жидкий водород, что одновременно увеличивает удельную тягу двигателя до 502 *кгс·сек/кг*.

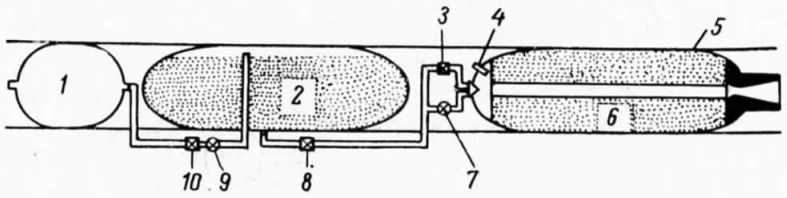
Топливо. Горючее — твердое: литий (80—90% по весу) и связующее вещество. Окислитель — жидкий фтор, подаваемый в центральный канал заряда горючего.

Состояние в производстве. Разработан по договору с NASA.

Применение. Экспериментальный.

№№ источников: 81, 374, 17 доп.

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ HPS-10



Принципиальная схема РДСТ.

1—бак с азотом; *2*—бак с жидким окислителем; *3*—клапан подачи окислителя на режиме разгона; *4*—воспламенитель; *5*—камера сгорания; *6*—твердое горючее; *7*—клапан подачи окислителя на маршевом режиме; *8*—пусковой клапан окислителя; *9*—регулятор давления; *10*—клапан подачи азота.

$R_{макс} = 227$ *кгс* при $H = 15$ *км*
$\tau = 5$ *мин* (на маршевом режиме)
$D = 254$ *мм* (по камере)
$D = 330$ *мм* (по системе подачи окислителя)
$L_г = 2950$ *мм*

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ HPS-10

Двухрежимный двигатель со ступенчатым регулированием тяги

Камера сгорания — одна, с емкостным охлаждением. Изготовлена из стали. $p_{к.с} = 4{,}6$—$35{,}2$ *кгс/см²*, $T_{к.с} = 3400°$ К. Камера работает сначала на разгонном, а затем на маршевом режимах.

Реактивное сопло. Степень уширения сопла 21 : 1.

Топливо. Горючее — твердое, полиметилметакрилат (90%) и магний (10%). Окислитель — жидкий, MON-25 (75% N_2O_4 + 25% NO). Соотношение топливных компонентов 1,65 : 1.

Система подачи окислителя — вытеснительная (азот).

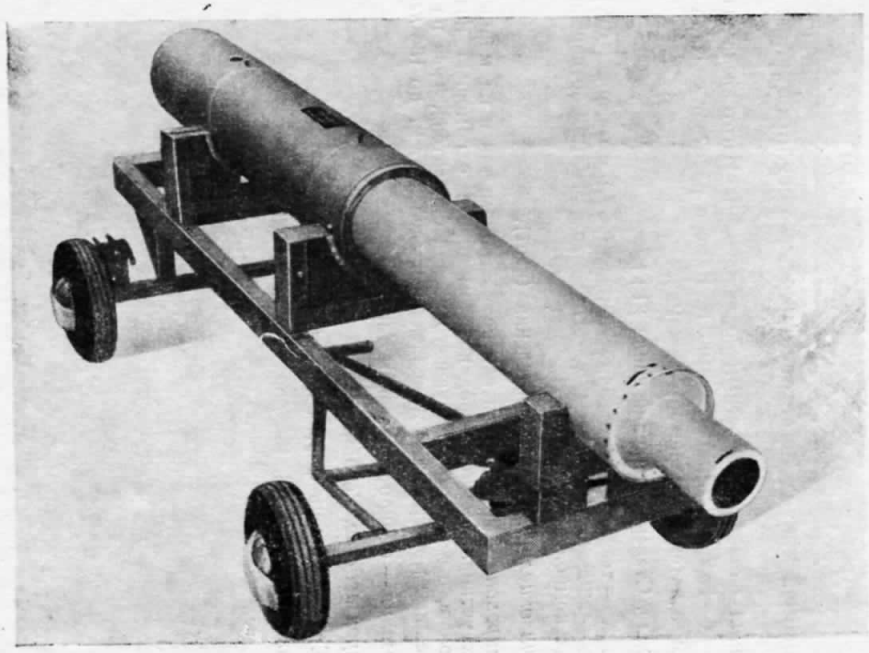
Система регулирования. Уровни тяги как на разгонном, так и на маршевом режимах устанавливаются перед началом полета с помощью поворотно-контрольного диска, регулирующего расход окислителя. Тяга на маршевом режиме может быть установлена в пределах от 27 до 136 *кгс.*

Система зажигания — с пиротехническим запалом.

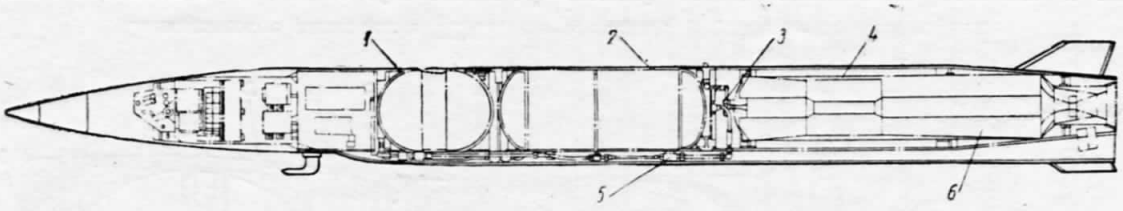
Состояние в производстве. Серийный.

Применение. Снаряд-мишень фирмы Бич «Сэндпайпер».

№№ источников: 111, 331, 368, 102 доп., 142 доп., 143 доп.

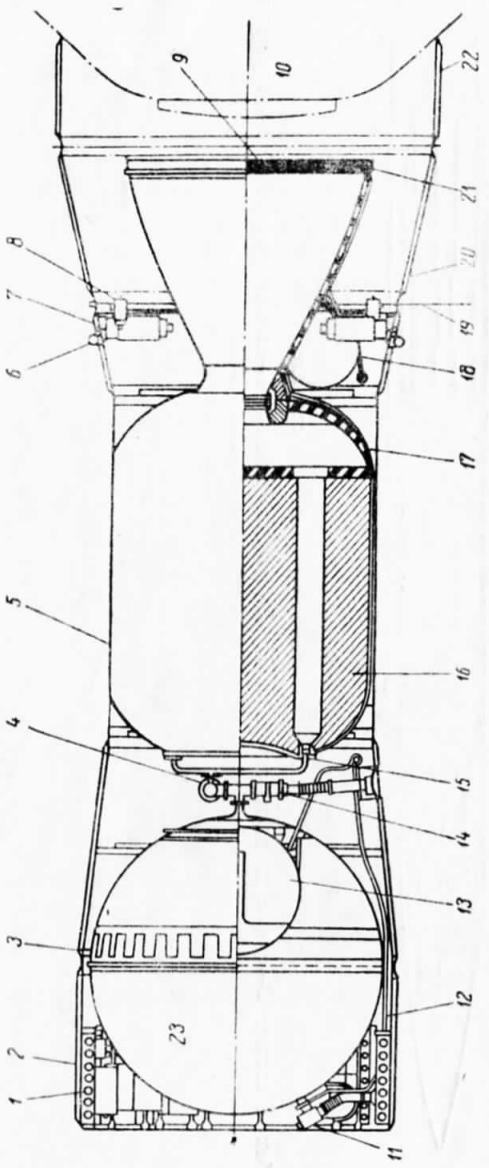


РДСТ HPS-10 для снаряда-мишени Бич «Сэндпайпер»



Компоновка силовой установки на снаряде.

1—бак с азотом; *2*—бак с жидким окислителем; *3*—воспламенитель; *4*—шашка горючего; *5*—заправочный клапан окислителя; *6*—узел камеры сгорания



Схематическое размещение РДСТ, его элементов и узлов на верхней ступени.

1—система наведения и электронное оборудование; *2*—жесткий кожух, алюминиевое покрытие и стрингер (обычного типа); *3*—опора бака окислителя; *4*—двухпозиционный клапан бака окислителя; *5*—корпус РДСТ из стекловолокна; *6*—двигатели регулирования по крену (4 шт.); *7*—двигатели регулирования вектора тяги (4 шт.); *8*—двигатели для наддува; *9*—сопло; *10*—ступень «Центавр»; *11*—дренажный клапан; *12*—напорная магистраль бака окислителя; *13*—баллон с гелием для наддува бака окислителя; *14*—зарядно-дренажный клапан окислителя; *15*—форсунки (2 шт.); *16*—шашка горючего; *17*—нейлоновая изоляция с фенольной пропиткой; *18*—баллон с гидразином для системы регулирования; *19*—плоскость разъема; *20*—промежуточная конструкция, связывающая ступени; *21*—контур теплообменника, где генерируется газ для наддува бака окислителя; *22*—опора ступени «Центавр» и приборный отсек; *23*—бак окислителя (92% фтора и 8% кислорода)

$D = 1143$ *мм*
$L = 4650$ *мм*
$R_{макс} = 7{,}22$ *тс*
$\tau = 80$ *сек*
$R_{уд} = 399$ *кгс·сек/кг*

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ тягой 7,22 *тс*

Камера сгорания. Корпус выполнен из стекловолокна, изготовленного методом намотки. $p_{к.с} = 17{,}2$ *кгс/см²*, $G_{к.с} = 44$ *кгс*, $T_{к.с} = 5000°$ К.

Реактивное сопло. Степень уширения 32 : 1. Сопло выполнено из разрушающегося материала и охлаждается уносом массы. Горловина сопла из пиролитического графита. Вес сопла 59 *кгс*.

Топливо. Горючее — твердое, состоит из лития 80% и полибутадиена 20%. Вес горючего 400 *кгс*. Окислитель — жидкий, состоит из смеси фтора 92% с кислородом 8%. Вес окислителя 1074 *кгс*. Шашка горючего имеет два канала с четырьмя дополнительными отверстиями.

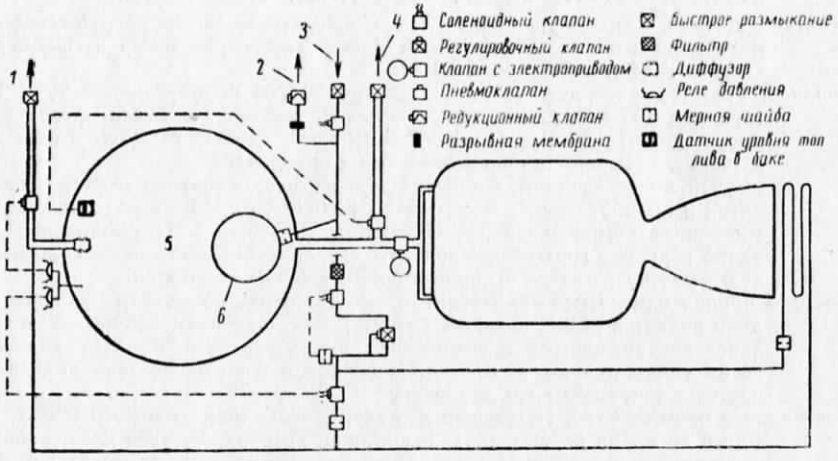
По более поздним сообщениям горючее состоит из лития, гидрида лития и полибутадиена. Вес топлива 1460 *кгс*. Коэффициент соотношения топливных компонентов 2,8. Окислитель подается в 11 продольных каналов в шашке горючего. Продукты сгорания истекают через колосниковую решетку из нейлона, пропитанного фенольной смолой.

Система подачи окислителя — вытеснительная. Рабочим веществом системы подачи является гелий, который хранится под давлением 245 *кгс/см²* в баллоне, погруженном в алюминиевый бак окислителя. Рабочее давление гелия снижается до 42 *кгс/см²*. Давление в баке окислителя поддерживается с помощью реле давления.

Состояние в производстве. Проведено 3 огневых испытания опытного РДСТ, который во время первых двух испытаний развил тягу 4990 *кгс* и работал соответственно 50 и 15 *сек*. При 3-м испытании двигатель развил $R = 3630$ *кгс* при $\tau = 35$ *сек*.

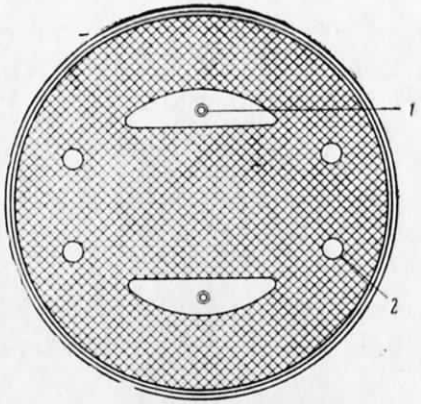
Применение. Предназначается для верхних ступеней космической ракеты «Атлас-Центавр», «Титан-Центавр» и космической ракеты для облета Юпитера.

№№ источников: 26, 102 доп., 144 доп., 145 доп., 146 доп.

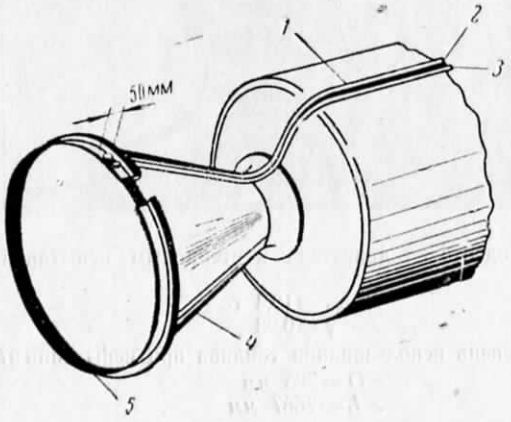


Система подачи окислителя.

1—дренажный клапан окислителя; *2*—редукционный клапан гелия; *3*—клапан заполнения бака гелия; *4*—клапан заполнения и опорожнения бака окислителя; *5*—бак окислителя; *6*—бак гелия

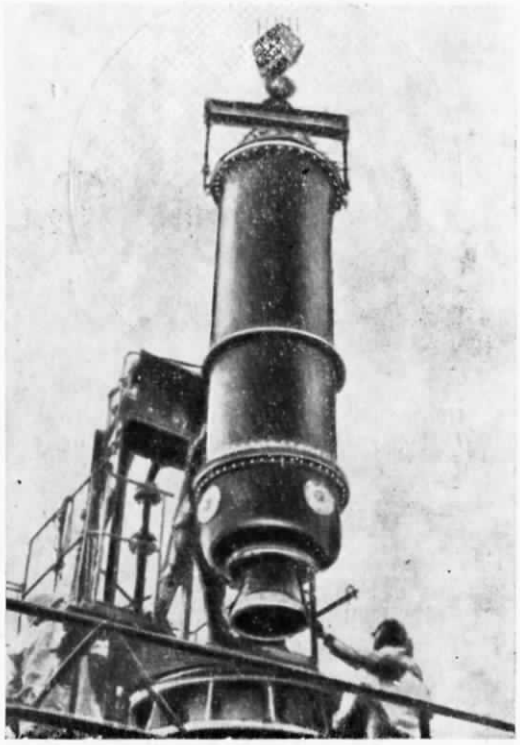


Поперечное сечение шашки горючего.
1—форсунка; *2*—дополнительные отверстия



Теплообменник для получения газообразного гелия.
1—трубки ∅ 19 *мм*; *2*—подвод гелия; *3*—отвод гелия; *4*—сопло; *5*—трубки ∅ 6,5 *мм*

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ тягой 18,4 *тс*



Подготовка двигателя к стендовым испытаниям.

$R_{макс} = 18{,}4$ *тс*
$\varphi = 0{,}93$

Степень использования топлива при испытании 97%.

$D = 965$ *мм*
$L = 2667$ *мм*

Топливо. Горючее — полибутадиен с присадкой алюминия. Окислитель — четырехокись азота. Монолитная шашка горючего имеет многочисленные каналы и форму, которая позволяет изготовить блочным способом заряд горючего больших двигателей.

Состояние в производстве — опытный. Проходил стендовые испытания 25 апреля 1967 г. При испытаниях полноразмерного двигателя была достигнута высокая эффективность сгорания, а полученные данные подтвердили расчетные значения изменения величин тяги и давления по времени с точностью ±3%.

Применение. Разработан по заказу ВВС США.

№№ источников: 331, 368, 386, 397.

ЮНАЙТЕД ТЕКНОЛОДЖИ тягой 1400 *тс*

$R_{макс} = 1400$ *тс*
$D = 4570$ *мм*
$L = 46\,900$ *мм*
$G_{дв} = 690$—710 *тс*

Камера сгорания. Корпус предполагается сделать из стали HV-140.

Топливо. Горючее — твердое 44Al 5 pbd. (Подобно горючему, применяемому в РДТТ диаметром 3 *м*, т. е. сополимер бутадиена, акриловая кислота и порошок алюминия). Окислитель жидкий (четырехокись азота).

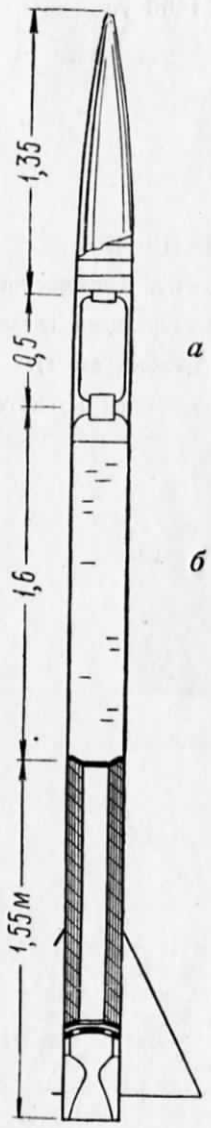
Система регулирования. Управление вектором тяги предполагается осуществлять посредством впрыска вторичной жидкости.

Состояние в производстве. Проект.

Применение. Для космических ракет.

№№ источников: 272.

СВЕНСКА ФЛЮГМОТОР тягой 1470 *кгс*



а

б

Компоновка силовой установки на ракете SR-1
а—бак с азотом; *б*—бак с окислителем

$R_{макс}$ = 1470 *кгс*
τ = 20 *сек*

Соотношение топливных компонентов 4 : 1
Полный импульс = 29,4 *тс·сек*
D = 250 *мм* (ракеты)

СВЕНСКА ФЛЮГМОТОР тягой 1470 *кгс*

Камера сгорания. Корпус изготовлен из асбеста, пропитанного фенольной смолой. В секцию камеры сгорания входит форсуночная головка окислителя, заряд горючего, решетчатый завихритель потока, камера дожигания и сопло. Камера дожигания изготовлена из рефразила (стекловолокно, пропитанное фенольной смолой). Давление в камере сгорания 29,4 *кгс/см²*.

Реактивное сопло — изготовлено из рефразила и имеет в горловине вставку из пиролитического графита. Площадь горловины сопла 0,0035 *м²*.

Топливо. Горючее — твердое (Сагаформ), разработано самой фирмой. Длина заряда горючего 1250 *мм*, диаметр центрального отверстия 150 *мм*. Заряд горючего составляется из нескольких коротких цилиндрических шашек. Горючее самовоспламеняется при контакте с КДАК, имеет высокую скорость разложения, высокую температуру плавления (135° С), хорошую сохраняемость и бездымное горение.

Окислитель — красная дымящая азотная кислота (КДАК). Бак для окислителя выполнен из алюминия методом сварки. Емкость бака 76 *л* при незаполненной части объема 2% (при +50° С). Вес топлива 140 *кгс*.

Система подачи окислителя — вытеснительная (азот). Азот хранится в баке емкостью 20 *л* под давлением 205 *кгс/см²*. Оба бака имеют взрывной диск, который может быть использован при чрезвычайных обстоятельствах для уменьшения давления и прекращения горения.

Система регулирования. Управление вектором тяги достигается впрыском окислителя в сопло. Система регулирования расхода окислителя включает гироскоп с плавающим шариком, который регулирует впрыск окислителя через четыре отверстия в сверхзвуковой части сопла.

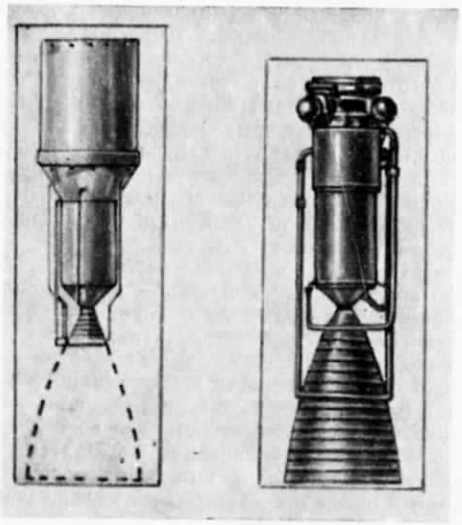
Состояние в производстве. В разработке.

Применение. Предназначается для высотной ракеты SR1, рассчитанной на $M_{макс}$ = **6,5**, $H_{макс}$ = 180 *км* и $G_{взл}$ = 200 *кгс*.

№№ источников: 290, 381, 102 доп.

ЭРОДЖЕТ NERVA

(летный вариант)



Схематическое изображение ЯРкД NERVA (справа) и экспериментального ЯРкД для наземных испытаний (слева)

$R = 34$ *тс*
$R_{уд} = 825$ *кгс·сек/кг*
$G_{р.в} = 42{,}8$ *кг/сек*
$N_р \geqslant 1500$ *Мвт*
$T_р = 2500°$ К
$p_р = 52{,}7$ *кгс/см*^{2}
$\tau = 50$ [1] *мин*
Число повторн. запусков 10 [1]
Вероятность безотказной работы 0,995 [1]

[1] ТУ NASA на летный вариант NERVA.

ЭРОДЖЕТ NERVA [1]

Реактор. ТВЭЛы изготовлены из материала, состоящего из графита и карбидов металла и устойчивого к коррозии. Отражатель изготовлен из окиси бериллия.

Рабочее вещество — жидкий водород. Система подачи — турбонасосная. Водород подается из бака с помощью ТНА сначала в охлаждающую рубашку сопла, затем поступает в активную зону реактора, где нагревается до температуры ~2500° К, а затем истекает через сопло, создавая тягу.

Корпус — изготовлен из титанового сплава Ti—5Al—2,5Sn. Состоит из цилиндрической оболочки, переднего и заднего днищ, которые скреплены с цилиндрической оболочкой болтами.

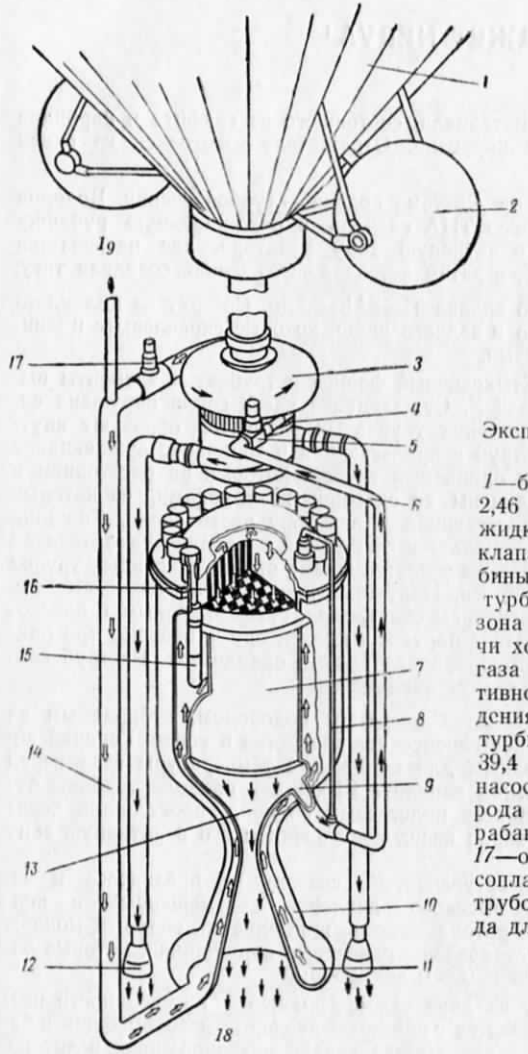
Сопло — трубчатой конструкции. Стыковочный фланец и трубчатые элементы выполнены из сплава инконель X. Сужающаяся часть сопла окружена силовой оболочкой. 180 конических трубчатых элементов образуют внутреннюю стенку сопла. Раструб и прилегающая к горловине сужающаяся часть сопла выполнены из одиночных трубок, которые на расстоянии в 200 *мм* от горловины соединены со сдвоенными трубками, из которых изготовлена остальная прилегающая к реактору часть сопла. Толщина стенок одиночных трубок изменяется от 0,23 *мм* на входе охладителя до 0,178 *мм* в критическом сечении сопла; толщина стенок сдвоенных трубок равна приблизительно 0,305 *мм*. Наружные концы трубчатых элементов соединены с входным коллектором охладителя, расположенным в плоскости выходного сечения сопла. Снаружи к коллектору приварены три равномерно расположенных трубопровода подачи охладителя. Раструб сопла в нескольких сечениях стянут бандажами.

Турбина — многоступенчатая, приводится нагретым водородом, отбираемым за реактором через специальное перепускное отверстие в сопле. Горячий водород разбавляется холодным для понижения температуры газа перед турбиной до 673° К. В летном варианте ЯРкД для привода турбины будет использоваться почти весь подогретый водород, проходящий через отражатель и защитный экран перед поступлением его в активную зону реактора.

Водородный насос — осевой, многоступенчатый, состоит из преднасоса и четырех осевых ступеней высокого давления, размещенных в корпусе. Для изготовления ротора насоса применяется сплав К-монель. На концах вала насоса установлены сдвоенные подшипники, которые охлаждаются и смазываются жидким водородом.

Система регулирования — состоит из двух узлов. Изменение интенсивности нейтронного потока осуществляется с помощью двенадцати вращающихся барабанов, установленных в отражателе вокруг активной зоны реактора. Расход рабочего вещества через турбину регулируется клапаном, изменяющим тем самым число оборотов ТНА и давление водорода за насосом.

[1] В связи с отсутствием описания конструкции летного варианта ЯРкД NERVA приведено описание двигателя, предназначенного для наземных испытаний.



Экспериментальный наземный вариант ЯРкД NERVA XE.

1—бак с жидким водородом, 22° К, 2,46 *ата*; *2*—пусковой бак; *3*—насос жидкого водорода; *4*—турбина; *5*—клапан, регулирующий мощность турбины; *6*—трубопровод подачи газа на турбину, 645° К, 30 *ата*; *7*—активная зона реактора; *8*—трубопровод подачи холодного газа; *9*—отбор горячего газа для привода турбины; *10*—реактивное сопло; *11*—коллектор охлаждения сопла; *12*—выпуск газов из турбины, 500° К, 8,65 *ата*; *13*—2250° К, 39,4 *ата*; *14*—напорный трубопровод насоса, 33° К, 63,3 *ата*, расход водорода 34 *кг/сек*; *15*—регулирующие барабаны; *16*—защита от излучения; *17*—отсечной клапан; *18*—истечение из сопла, тяга 25 *тс*, 920° К; *19*—трубопровод подачи жидкого водорода для предварительного охлаждения двигателя

Система запуска — автономная. Рабочее вещество поступает из бака под действием небольшого избыточного давления в нем. Водород просачивается через насос в течение 4 *сек*, после чего ТНА разгоняется. До запуска насос захолаживается жидким водородом.

Защита — теневая. Размещена в корпусе двигателя и предназначена для защиты неядерных узлов двигателя и рабочего вещества в баках. Для защиты космонавтов снаружи корпуса реактора будет установлен отдельный экран.

Состояние в производстве. В разработке.

Применение. Предназначен для использования на ракетах-носителях «Титан» 3, «Сатурн» 5 и космических аппаратах многократного применения.

Модификации:

NERVA XE (экспериментальный наземный вариант). $R_{\text{расч}} = 24{,}9$ *тс*, $N_{\text{р}} = 1100$ *Мвт*. На промежуточном режиме: $R = 22{,}7$ *тс*, $T_{\text{г}} = 2270°$ К, $R_{\text{уд}} = 700$ *кгс·сек/кг*, $G_{\text{р.в}} = 35$ *кг/сек*, $h = 6{,}83$ *м*, $b = 2{,}55$ *м*, $G_{\text{дв}} = 18{,}1$ *тс*. Прошел серию испытаний (28 запусков) в марте — августе 1969 г.

NERVA II. $R^1 = 90$—113 *тс*, $N_{\text{р}}{}^1 = 5000$ *Мвт*, $R^1_{\text{уд}} = 825$—900 *кгс·сек/кг*, $\tau^1 = 1800$ *сек*, $D_{\text{р}}{}^1 = 1800$ *мм*. Был разработан и испытан в 1968 г. реактор «Феб» 2 для NERVA II.

№№ источников: 21, 22, 23, 24, 27, 59, 157, 345, 377, 380, 402, 148 доп.

[1] Расчетные значения.



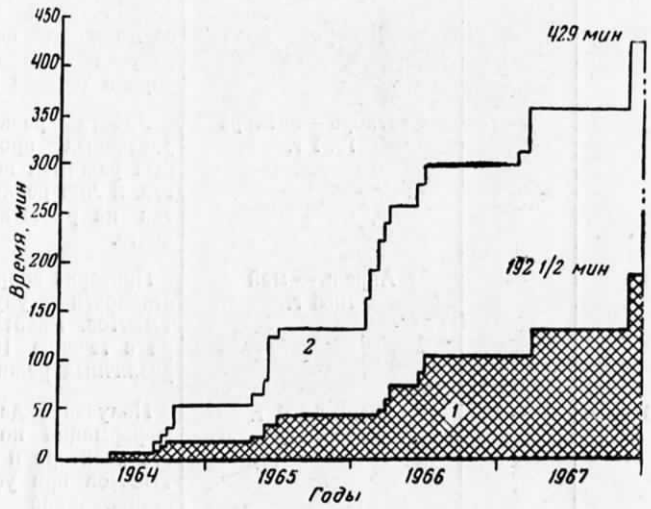
Внешний вид сопла RN-6 для реактора «Феб» 1

Основные эксперименты с ядерными реакторами и двигательными установками

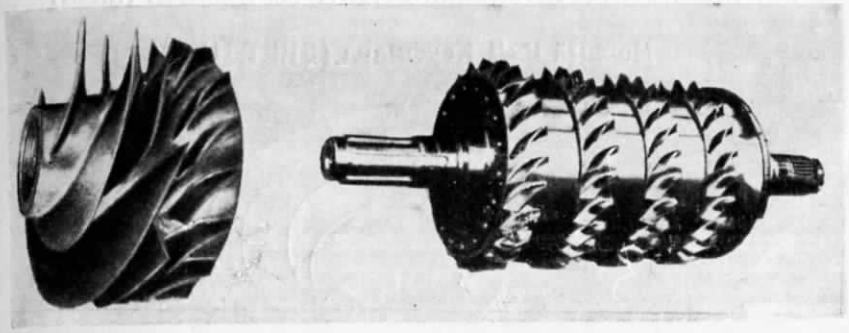
Обозначение реакторов или двигателя	Мощность, *Мвт*	Время проведения испытаний	Цель испытания
„Киви"-А	100	Июль 1959 г.	Демонстрация возможности работы реактора и выбор материалов.
„Киви"-А— „Киви"-А3	100	Июль 1960 г. — октябрь 1960 г.	Изучение основных проблем ТВЭЛов, прочности активной зоны, управления реактором и конструкции. Использовался газообразный водород.
„Киви"-В1А „Киви"-В1В	1000	Декабрь 1961 г. — август 1962 г.	Работа на жидком водороде при более высокой мощности. Дальнейшая разработка ТВЭЛов.
„Киви"-В4А— „Киви"-В4Е	1000	Ноябрь 1962 г. — август 1964 г.	Изучение усовершенствованной конструкции активной зоны. Показана возможность повторного запуска и работы реактора в течение 10 *мин*.
NRX-A2	—	Сентябрь —октябрь 1964 г.	Работа реактора на различных промежуточных режимах по мощности. 2 *мин* реактор работал на расчетной мощности.
NRX-A3	—	Апрель — май 1965 г.	Проверка коррозионной стойкости улучшенных ТВЭЛов. Работа реактора в течение 16 *мин* на различных режимах.
NRX-A5	—	Июнь 1966 г.	Получение дальнейшей информации по прочности реактора и коррозии ТВЭЛов при устойчивой стационарной работе реактора.
„Феб" 1А „Феб" 1В	1000 1500	Июль 1965 г. — февраль 1967 г.	Изучение процесса коррозии ТВЭЛов. Работал в течение 30 *мин*. Достигнута высокая удельная мощность реактора.
NRX-A6	1100	Декабрь 1967 г.	Работа реактора в течение 70 *мин*, из них 60 *мин* на расчетной мощности.

Продолжение

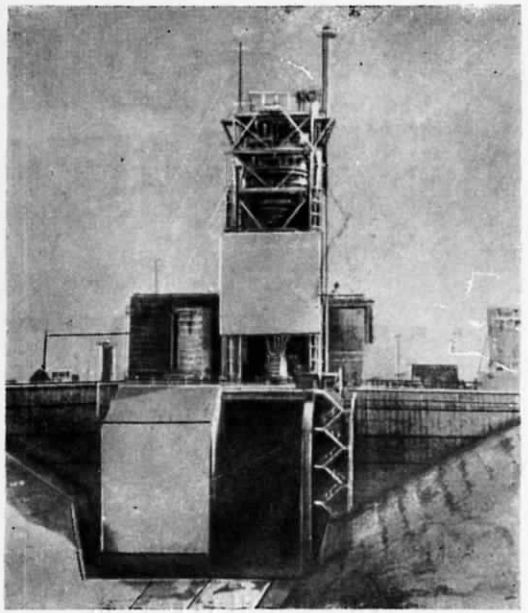
Обозначение реакторов или двигателя	Мощность, *Мвт*	Время проведения испытаний	Цель испытания
NERVA XE (наземный экспериментальный вариант двигателя)	1100 (24,9 *тс*)	Март — август 1969 г.	Было произведено 28 запусков, общая продолжительность работы составила 3 *ч* 48 *мин*, из них 3,5 *мин* двигатель работал при максимальной тяге, равной 24,9 *тс*.



Общее время, наработанное во время испытаний реакторов и двигателей NERVA с 1964 по 1967 г.
1—общее время, наработанное на полной расчетной мощности реактора или близкой к ней; *2*—общее время, наработанное при мощности свыше 1 *Мвт*



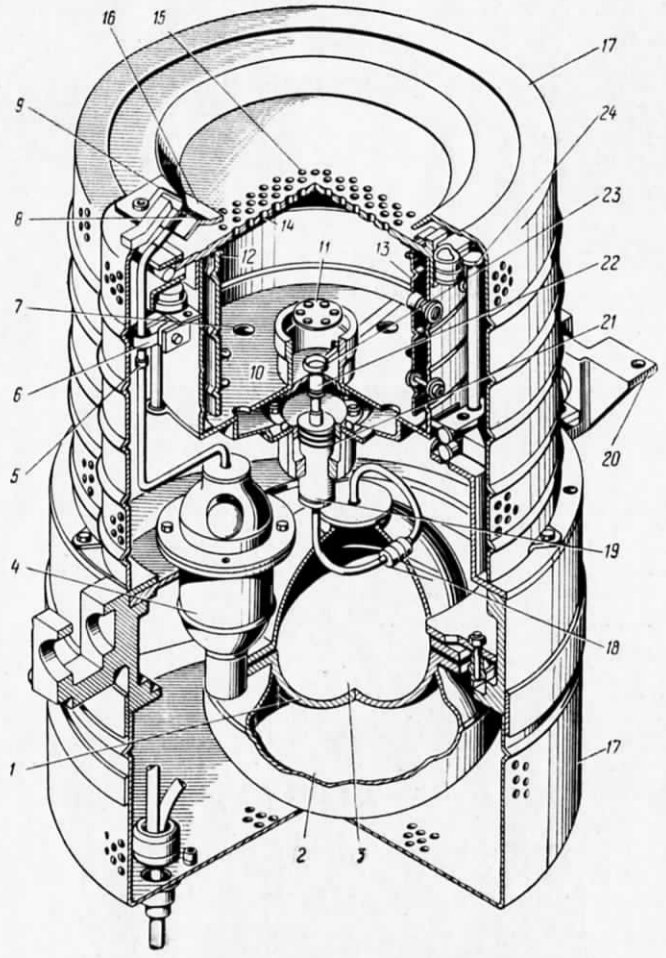
Водородный осевой насос



Общий вид испытательного стенда ETS-1, предназначенного для испытания ядерных реакторов и двигательных установок

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД Кауфмана (SERT-II)



ИРкД для SERT-II (в разрезе).
1—резиновая диафрагма; *2*—резервуар с азотом; *3*—сосуд с основным запасом рабочего вещества; *4*—сосуд с рабочим веществом для нейтрализатора; *5*—испаритель нейтрализатора; *6*—опорная скоба; *7*—распределительные отверстия; *8*—катод нейтрализатора; *9*—вспомогательный электрод нейтрализатора; *10*—магнитное поле; *11*—лепестковая шайба с шестью отверстиями; *12*—лента; *13*—анод; *14*—экранирующий электрод; *15*—ускоряющий электрод; *16*—экран; *17*—заземленная сетка; *18*—основной испаритель; *19*—изолятор; *20*—карданная подвеска; *21*—нагреватель; *22*—катод; *23*—опорный электрод; *24*—постоянный магнит

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД Кауфмана (SERT-II)

$R = 2{,}8$ *гс*
$R_{уд} = 4500$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 1{,}5$ *квт*
$W_{ион} = 1{,}0$ *квт*
$\eta_{дв} = 70\%$
$\eta_{р.в} = 85\%$

$D_{дв} = 150$ *мм*
$G_{дв} = 3$ *кгс*
$G_{с.у} = 8$ *кгс* (без учета веса ртути)

Рабочее вещество — ртуть. Подача из резервуара к испарителю, выполненному из пористого вольфрама, осуществляется под давлением газообразного азота. Давление в испарителе 2 *атм*, температура ~ 300° С. Пористый вольфрам испаряет рабочее вещество и регулирует проходящий через него поток массы. Основной запас ртути, составляющий 13,5 *кгс*, достаточен для работы двигателя в продолжение 9 месяцев.

Ионно-оптическая система. Газоразрядная камера диаметром 150 *мм* сделана из нержавеющей стали. Магнитное поле создается при помощи восьми стержневых магнитов ($d = 6{,}3$ *мм*, $l = 120$ *мм*), равномерно расположенных вокруг камеры. Ионы в разрядной камере, образующиеся в результате объемной ионизации, извлекаются из плазмы ускоряющей системой, образованной двумя молибденовыми дисками — экранирующим электродом толщиной 0,75 *мм* и ускоряющим электродом толщиной 1,5 *мм*, между которыми имеется зазор, равный 2,5 *мм*. Электроды имеют по 814 круглых отверстий, расположенных в вершинах правильных шестиугольников. В системе используется полый катод.

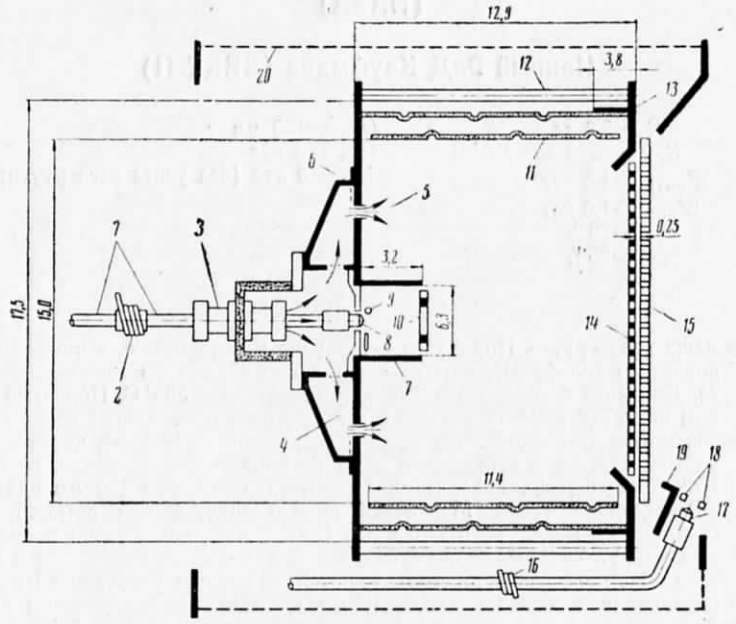
Нейтрализатор — типа плазменного мостика. Располагается приблизительно на расстоянии 2 *см* от ускоряющего электрода и 2 *см* от границы пучка. Имеет собственную систему питания рабочим веществом (вес ртути 900 *гс*). Температура нити катода 1300° С, потребляемая мощность 15 *вт*.

Состояние в производстве. Создан опытный летный образец.

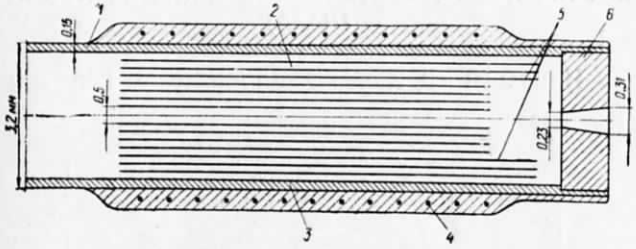
Применение — на космическом аппарате SERT-II, запуск которого ракетой «Торад-Агена» осуществлен в феврале 1970 г., установлено два ртутных двигателя с объемной ионизацией ($W_{ион} = 1{,}0$ *квт*). Каждый двигатель имеет отдельную емкость с рабочим веществом и собственную систему преобразования энергии, получаемой от солнечных батарей мощностью 1,5 *квт*. Одновременно будет работать только один двигатель на полной мощности в течение шести месяцев.

По причине неполадок в энергосистеме первый двигатель вышел из строя после 3785 *ч* работы (свыше 5 месяцев); второй двигатель прекратил работу после 2011 *ч* (около 3 месяцев). Попытки вторичного запуска двигателей оказались безуспешными.

№№ источников: 275, 342, 350, 387.



ИРкД для SERT-II.
1—трубка из тантала; *2*—основной испаритель; *3*—изолятор; *4*—распределитель; *5*—распределительные отверстия (8 отв. $d=9{,}5$ *мм*, равномерно расположенных по окружности диаметром 114 *мм*); *6*—мягкое железо; *7*—коллектор распределителя (из магнитного материала); *8*— катод; *9*—опорный электрод; *10*—лепестковая шайба; *11*—анод; *12*—стержневой магнит; *13*—мягкое железо; *14*—экранирующий электрод; *15*—ускоряющий электрод; *16*—испаритель нейтрализатора; *17*—катод нейтрализатора; *18*—вспомогательный электрод нейтрализатора; *19*—экран; *20*—заземленная сетка



Полый катод.
1—трубка из тантала; *2*—фольга из тантала; *3*—нагреватель; *4*—вольфрамо-рениевая проволока; *5*—слой карбоната бария; *6*—торированный вольфрам (с содержанием 2% тория)

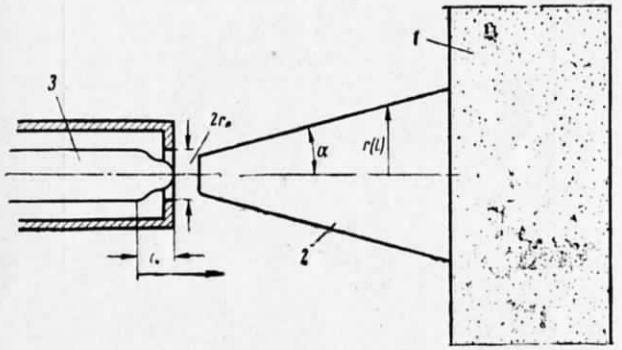
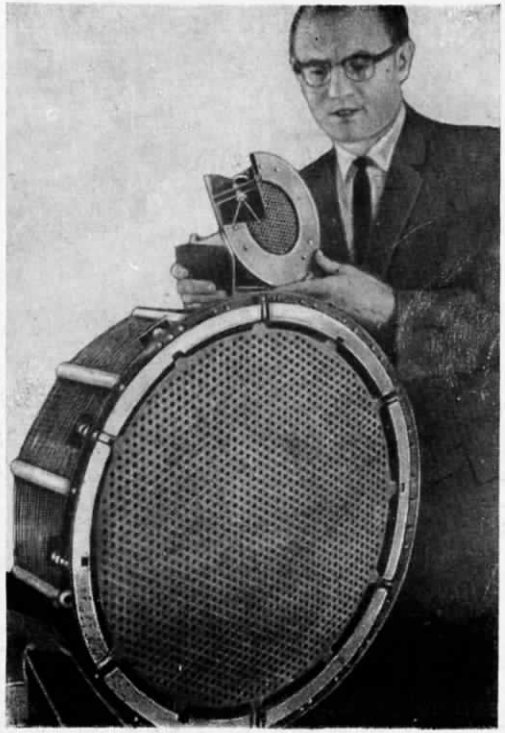


Схема нейтрализатора типа плазменного мостика.
1—пучок ионов; *2*—плазменный мост; *3*—катод (потенциал плазмы относительно корпуса катода 10 *в*)

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД Кауфмана диаметром 500 *мм*



Опытный ИРкД Кауфмана диаметром 500 *мм*.

$R = 0{,}045$ *кгс*
$R_{уд} = 8000—10\,000$ *кгс·сек/кг*
$W_{дв} = 27$ *квт*
$W_{потр} = 30$ *квт*
$\eta_{идв} = 90\%$

$D = 500$ *мм*
$L = 130$ *мм*
$G_{дв} = 20$ *кгс*

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

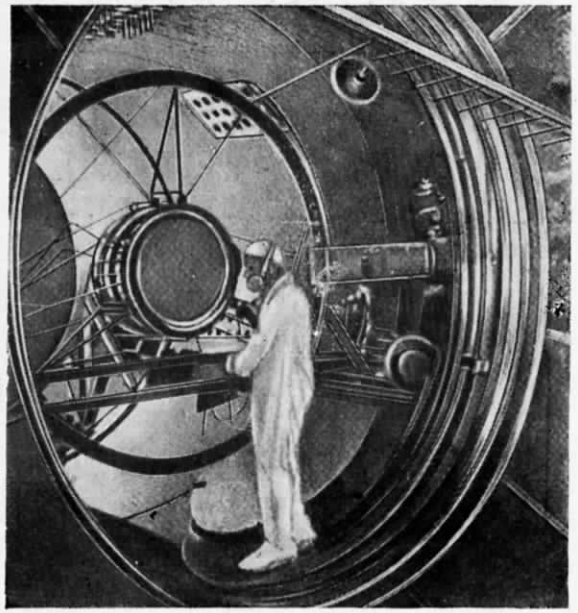
Ионный РкД Кауфмана диаметром 500 *мм*

Рабочее вещество — ртуть.

Ионно-оптическая система. Модифицированный источник ионов с объемной ионизацией. Диаметр анода равен 500 *мм*. Между экранирующим и ускоряющим электродами имеется большой зазор (величина ускоряющего промежутка). При высоком напряжении в ускоряющей системе, когда $R_{уд} \approx 10\,000$ *кгс·сек/кг*, этот промежуток можно иметь равным 1 *см* и все еще поддерживать относительно высокую плотность ионного тока. Энергия образования иона (при $R_{уд} = 8250$ *кгс·сек/кг*) достигала 360 *эв/ион* при $\eta_{ip.в} = 92{,}6\%$.

Состояние в производстве. Создан и испытывается опытный двигатель, который в шесть раз больше исходной модели.

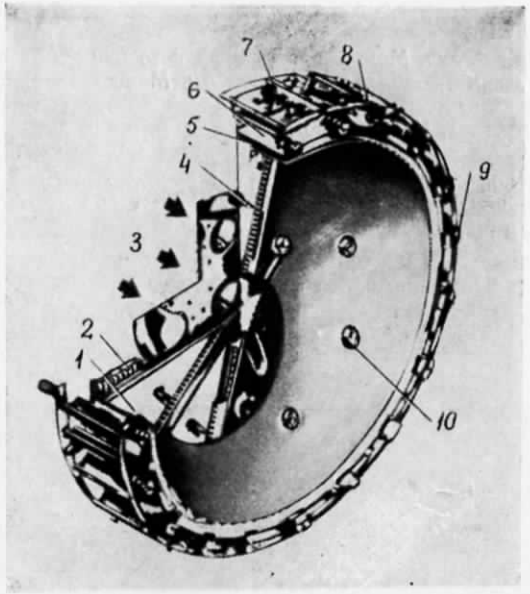
№№ источников: 94, 337, 374.



ИРкД Кауфмана мощностью 30 *квт* на стенде

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

ИРкД Кауфмана диаметром 1,5 *м*



Разрез двигателя Кауфмана диаметром 1,5 *м*. *1*—экранирующий электрод; *2*—каналы распределительного диска; *3*—подача рабочего вещества; *4*—катод; *5*—анод; *6*—корпус двигателя; *7*—обмотка магнита; *8*—ускоряющий электрод; *9*—внешние изоляторы; *10*—внутренние изоляторы

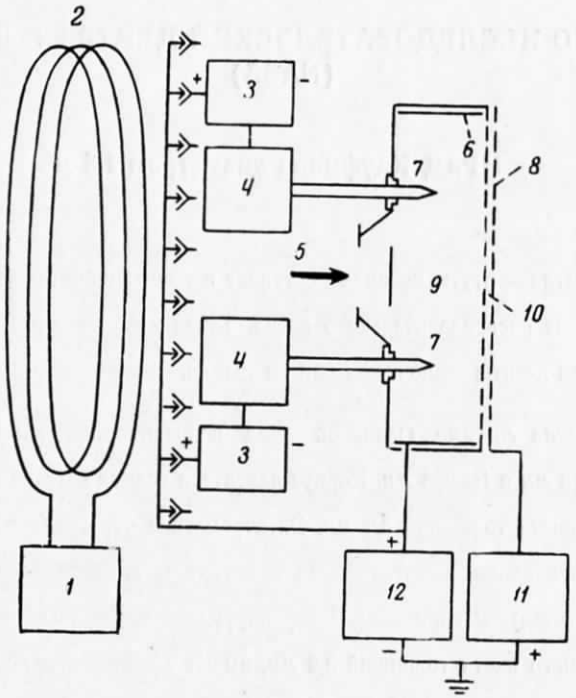
$R_{уд}$ = 6300—8100 *кгс·сек/кг* D = 1500 *мм*
L = 225 *мм*

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

ИРкД Кауфмана диаметром 1,5 *м*

Рабочее вещество — ртуть, которая поступает в ионизационную камеру через каналы от распределительного диска. Таких каналов с разрядными отверстиями десять; выполнены они из титана.

Ионно-оптическая система. Основной анод ионизационной камеры имеет d = 1470 *мм* и l = 225 *мм*. Корпус двигателя и анод изготовлены из титанового листа толщиной 3,2 *мм*. Электромагнит образован 67 витками медной проволоки, намотанной на изолятор из нитрида бора (d = 1690 *мм*, l = 200 *мм*). Ускоряющий и экранирующий электроды, изготовленные из стального листа толщиной 3,2 *мм*, имеют сферическую поверхность с радиусом кривизны 5740 *мм*. Отверстия в электродах просверлены параллельно оси двигателя, и их оси расположены в вершинах равностороннего треугольника со стороной 12,7 *мм*. Двигатель испытывался с десятью оксидными составными катодами, расположенными между распределительными каналами на радиусе 460 *мм* и пятью оксидными катодами на радиусе 260 *мм*. Каждый катод, нагреваемый переменным током, имеет разное смещение относительно анода. Эмиссия катода могла регулироваться не только его температурой, но и величиной разрядного потенциала. При установившемся режиме во время испытаний основные элементы имели следующую температуру: система подачи 575° К, распределительный диск 635° К, корпус двигателя 550° К, экранирующий электрод от 575 до 700° К и ускоряющий электрод 625° К. При использовании составных оксидных



Электрическая схема двигателя диаметром 1500 *мм* (цепи с двойными стрелками одинаковы для всех десяти катодов).

1—питание магнитной катушки (постоянный ток); *2*—магнитная катушка (навита на двигатель); *3*—напряжение разряда (постоянное напряжение); *4*—питание нагревателя катода (переменный ток); *5*—поток рабочего вещества; *6*—анод; *7*—катод; *8*—ускоряющий электрод; *9*—ионизационная камера; *10*—экранирующий электрод; *11*—ускоряющий потенциал (постоянное напряжение); *12*—полный ускоряющий потенциал (постоянное напряжение)

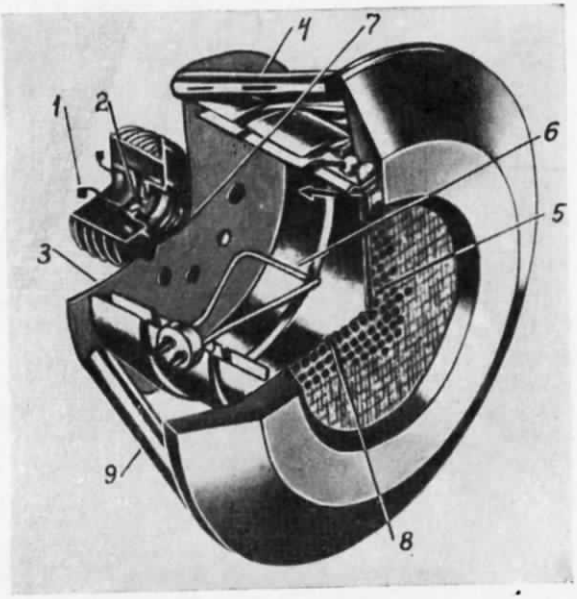
катодов энергия образования иона изменялась от 700 до 900 *эв/ион*, а коэффициент использования рабочего вещества достигал 87%.

Состояние в производстве. Создан и испытывается демонстрационный двигатель.

№№ источников: 342.

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД с постоянным магнитом



Двигатель с постоянным магнитом.
1—испаритель; *2*—калиброванное мерное отверстие; *3*—распределительный диск (полюс магнита вверх по потоку); *4*—направление магнитных силовых линий; *5*—экранирующая сетка (полюс магнита вниз по потоку); *6*—анод; *7*—катод; *8*—ускоряющий электрод; *9*—магнит

$R = 2{,}7$ *гс*
$R_{уд} = 4000$ *кгс·сек/кг*
$\eta_{дв} = 63\%$

$D = 100$ *мм*
$G_{дв} = 1{,}36$ *кгс* (без системы подачи р. в.)
$G_{магн} = 0{,}68$ *кгс*

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД с постоянным магнитом

Рабочее вещество — ртуть. Расход рабочего вещества регулируется калиброванным отверстием между испарителем и распределительным диском.

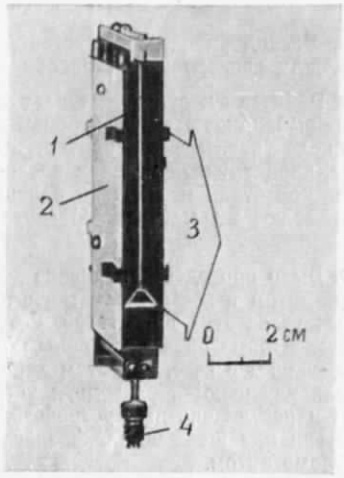
Ионно-оптическая система. Рабочее вещество поступает в ионизационную камеру, где атомы ртути бомбардируются электронами, излучаемыми катодом. Осевое магнитное поле увеличивает вероятность столкновения электронов с атомами ртути. Экранирующая сетка и распределительный диск изготавливаются из мягкой стали и, обладая большой магнитной проницаемостью, являются полюсами магнита. Магнитная индукция не превышает 12 000 *гс*.

Состояние в производстве. Было проведено сравнение характеристик двух двигателей—с электромагнитом и постоянным магнитом, при одинаковой конструкции остальных узлов этих двигателей. Результаты испытаний показали, что замена электромагнита постоянным магнитом не приводит к значительным изменениям в весе, при этом характеристики всей системы и к. п. д. двигателя улучшаются благодаря устранению источника электрической энергии и регулировочных устройств. У двигателя с постоянным магнитом потери при ионизации оказались на 10% меньше, чем у двигателя с электромагнитом.

№№ источников: 73.

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД с расходящимся пучком ионов



ИРкД с расходящимся пучком ионов (испаритель не показан).

1—ускоряющий электрод; *2*— пластины из нитрида бора; *3*—ионный пучок (в плоскости, перпендикулярной фотографии); *4*—трубопровод, соединяющий ионизатор с испарителем

$R = 0{,}09$—$0{,}16$ *гс*
$R_{уд} = 5000$—8000 *кгс·сек/кг*
$\eta_{дв} = 45\%$
$W_{потр} = 110$ *вт*
$I = 16{,}3$ *ма*
Размеры: $25 \times 75 \times 140$ *мм*
$G_{дв} = 0{,}15$ *кгс* (без испарителя)

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. ЛЬЮИСА (NASA)

Ионный РкД с расходящимся пучком ионов

Рабочее вещество — цезий.

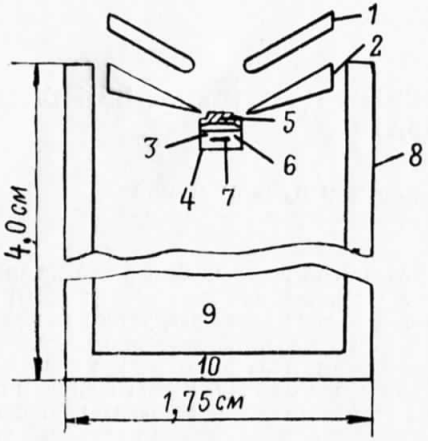
Ионно-оптическая система. Двигатель с контактной ионизацией и расходящимся пучком ионов, который образуется соосными цилиндрическими электродами. Узел вольфрамового ионизатора имеет почти квадратное поперечное сечение (сторона квадрата 2,2 *мм*); площадь рабочей поверхности эмиттера 1 *см*^{2}. Выпуклая поверхность эмиттера имеет радиус кривизны 3 *мм*; длина хорды 1,52 *мм*; общая длина 63,5 *мм*. Выход нейтральных атомов из эмиттера составляет 1%; максимальная величина плотности тока, полученная в экспериментах, равна 16 *ма/см*^{2} при напряженности электрического поля $3 \cdot 10^6$ *в/м*. Расстояние между ускоряющим и фокусирующим электродами составляет 2,14 *мм*. Ускоряющий электрод изготовлен из меди, а фокусирующий — из молибдена.

Основные достоинства двигателя с расходящимся пучком ионов заключаются в увеличении плотности тока на поверхности эмиттера и уменьшении эрозии ускоряющего электрода. Потери тока на ускоряющем электроде составляют не более 2% от тока ионного пучка. Расчетный ресурс ионизатора и ускоряющего электрода 20 000 *ч*.

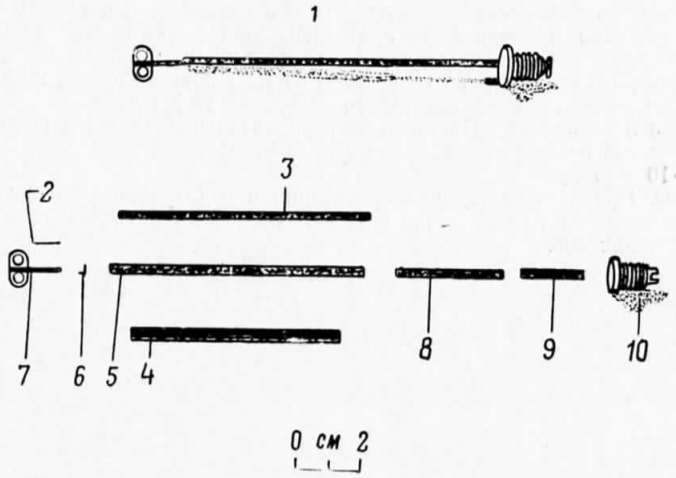
Состояние в производстве. Построен экспериментальный ИРкД и испытан в вакуумной камере ($d = 1007$ *мм*, $l = 2140$ *мм*) при давлении от $5 \cdot 10^{-7}$ до $3 \cdot 10^{-6}$ *торр*.

Применение. Предназначается для ориентации и поддержания на орбите искусственных спутников Земли с массой от 200 до 700 *кг*.

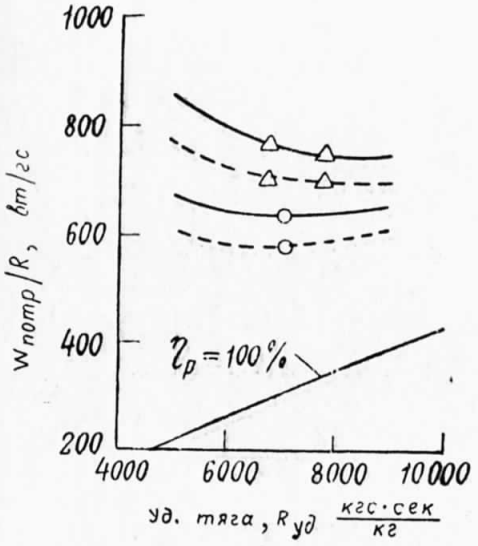
№№ источников: 336.



Поперечное сечение двигателя с габаритными размерами.
1—ускоряющий электрод (медь); *2*—фокусирующий электрод (молибден); *3*—свободное пространство; *4*—тепловой экран; *5*—пористый вольфрам; *6*—распределительная камера паров цезия; *7*—ленточный нагреватель; *8*—нитрид бора; *9*—теплоизоляция; *10*—корпус из нержавеющей стали



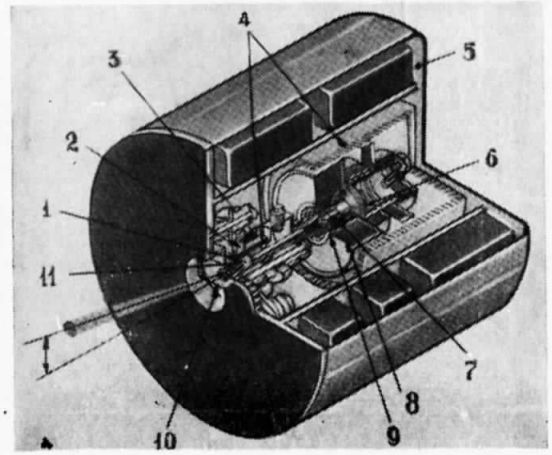
Ионизатор и его детали.
1—собранный ионизатор; *2*—монтажная вставка; *3*—ионизатор из пористого вольфрама; *4*—корпус нагревателя; *5*—корпус распределительной камеры; *6*—торцовые пластины; *7*—монтажная пластина; *8*—танталовая трубка паропровода вместе с торцовой пластиной; *9*—трубка паропровода из нержавеющей стали; *10*—ниппель



Отношение $W_{потр}/R$ в зависимости от $R_{уд}$;
——— экспериментальные данные;
– – – предполагаемые;
△ — $I = 11{,}0$ *ма*; ○ — $I = 16{,}0$ *ма*

ХЬЮЗ

ИРкД с контактной ионизацией и управлением вектором тяги (осесимметричный ионизатор)



ИРкД тягой 4,5 *мгс*.
1—ионизатор; *2*—фокусирующий электрод; *3*—высоковольтный изолятор; *4*—тепловые экраны; *5*—преобразователи; *6*—ударный клапан; *7*—герметичный затвор; *8*—пористый металл; *9*—нагреватель испарителя; *10*—нейтрализатор; *11*—разрезной ускоряющий электрод

$R = 4{,}5$ *мгс*
$R_{уд} = 5200$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 15$ *вт* при 24 *в* пост. тока
$W_{дв} = 8$ *вт*

$D = 100$ *мм*
$L = 115$ *мм*
$G_{дв} = 620$ *гс* (без преобразователя)
$G_{с.у} = 13{,}6$ *кгс* (с солнечными батареями)

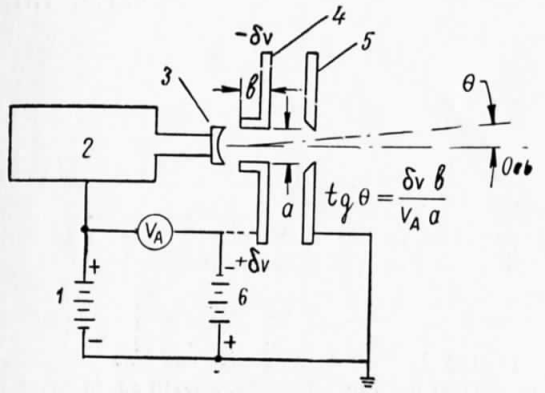
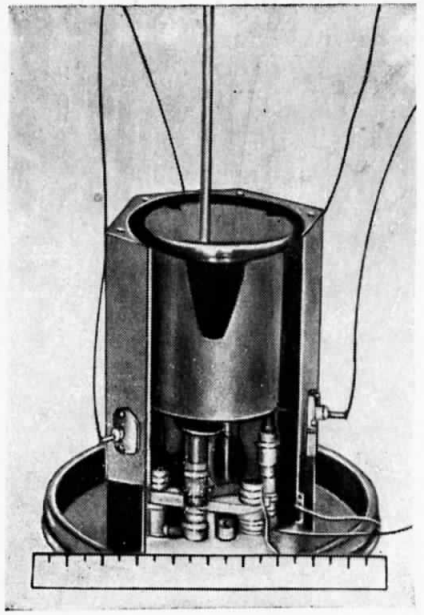


Схема электростатического отклонения пучка ионов.
1—основной источник питания; *2*—сосуд с цезием; *3*—ионизатор; *4*—ускоряющий электрод; *5*—фокусирующий электрод; *6*—источник питания ускоряющего электрода



Фотография ионного двигателя тягой 4,5 *мгс*

ХЬЮЗ

ИРкД с контактной ионизацией и управлением вектором тяги (ленточный ионизатор)

$R = 136$ *мгс*
$R_{уд} = 5000$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 105$ *вт*
$W_{дв} = 69$ *вт*
$G_{дв} = 2{,}2$ *кг*
$G_{с.у} = 13$ *кг* (с солнечными батареями)

Рабочее вещество — цезий.

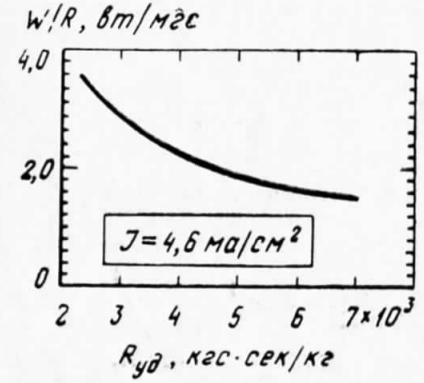
Источник ионов — нагреваемый пористый ионизатор.

Система ускорения. Ускоряющий электрод разрезной с подачей на него отклоняющего потенциала для изменения вектора тяги. Ионный пучок ленточный. Потенциал пучка 1800 *в*, $I = 620$ *мка*, $j = 4{,}6$ *ма/см*^{2}.

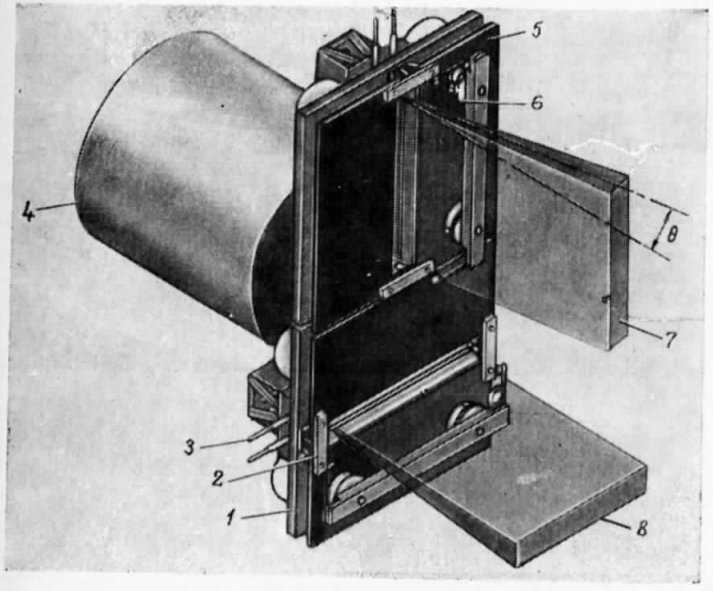
Состояние в производстве. Разработан и испытан в исследовательской лаборатории фирмы Хьюз.

Применение. Предназначен для поддержания и управления положением относительно двух осей искусственных спутников на орбите Земли. Для этого два двигателя монтируются так, чтобы их ионизаторы находились в одной плоскости, а ионно-оптические системы были перпендикулярны друг другу.

№№ источников: 20.



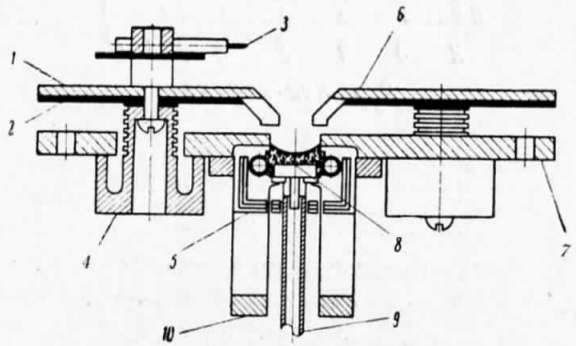
Характеристика двигателя (зависимость отношения $W_{потр}/R$ от удельной тяги)



Изометрический вид силовой установки с двумя двигателями для управления положением искусственного спутника.
1—фокусирующий электрод; *2*—изолятор; *3*—питание нагревателя ионизатора; *4*—система подачи цезия; *5*—разрезной ускоряющий электрод; *6*—нейтрализатор; *7*—отклоняемый ионный пучок; *8*—неотклоняемый ионный пучок

ХЬЮЗ

Ионный РкД с контактной ионизацией и ленточным пучком



Поперечное сечение двигателя (с ленточным пучком).
1—нержавеющая сталь (оксидированная); *2*—медь; *3*—нить накала подогрева нейтрализатора; *4*—опора (алюминий) изолятора высокого напряжения; *5*—экран подогревателя; *6*—ускоряющий электрод; *7*—фокусирующий электрод (молибден); *8*—ионизатор; *9*—трубка подачи паров цезия; *10*—опора ионизатора

$R = 0{,}225$ *гс* $L = 80$ *мм*
$R_{уд} = 5000$ *кгс·сек/кг* $G_{дв} = 225$ *гс*
$W_{потр} = 112{,}5$ *вт*

ХЬЮЗ

Ионный РкД с контактной ионизацией и ленточным пучком

Рабочее вещество — цезий.

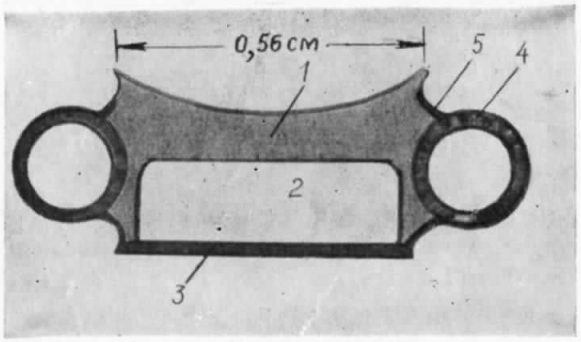
Источник ионов — ионизатор очень малой массы и легко нагреваемый для быстрого достижения рабочей температуры, выполнен из вольфрама с применением электроннолучевой сварки. Нагрев ионизатора от 100 до 1100° С осуществляется не более чем за 15 *сек* при затрате на нагрев энергии 0,5 *вт/ч*. Длина ионизатора 80 *мм*, вес 12 *гс* (без опоры и теплового экрана). $I = 32$ *ма*; напряжение ионного пучка 1,67 *кв*; $j = 7{,}0$ *ма/см²*.

Система ускорения. Ускоряющий электрод сделан из спаянных твердым припоем листов нержавеющей стали и меди с последующей обработкой для получения формы, соответствующей ионно-оптической системе. Температура ускоряющего электрода не превышает 200° С.

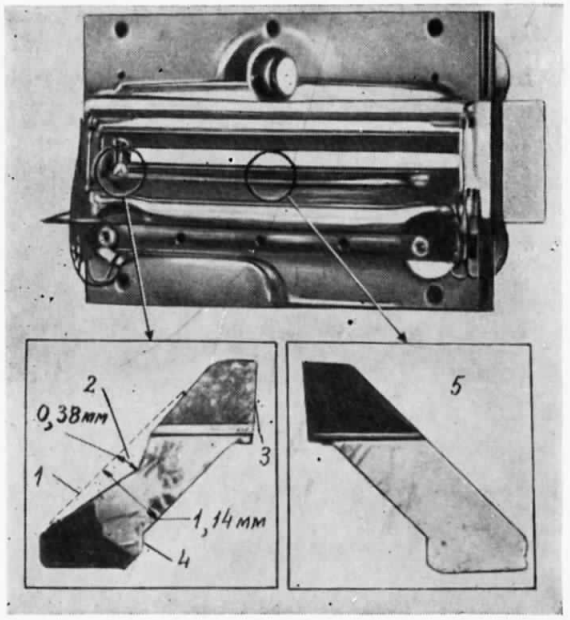
Срок службы. Рассчитан на большой срок службы (16 000 *ч*). При испытаниях длительностью 2000 *ч* в вакуумной камере получена устойчивая характеристика.

Применение. Предназначен для системы управления положением спутников.

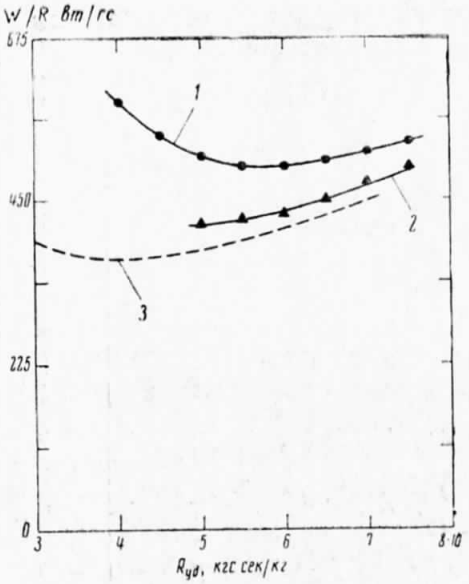
№№ источников: 334.



Поперечное сечение облегченного ионизатора.
1—пористый вольфрам; *2*—пары цезия; *3*—плотный вольфрам; *4*—кожух подогревателя; *5*—приварено электроннолучевой сваркой



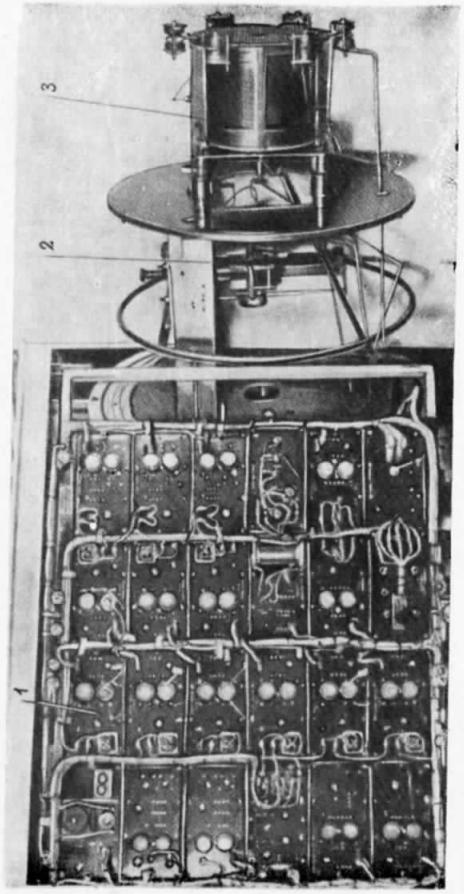
Состояние двигателя после испытаний длительностью 2000 *ч* (микрофотография двух частей ускоряющего электрода).
1—исходная поверхность; *2*—зона эрозии; *3*—нержавеющая сталь; *4*—медь; *5*—эрозии не обнаружено



Характеристика двигателя (зависимость $W_{потр}/R$ от удельной тяги).
1—восьмисантиметровый двигатель при испытании в 2000 *ч*, $j=7$ *ма/см*^{2}; *2*—пятисантиметровый двигатель при испытании в 610 *ч*, $j=9$ *ма/см*^{2}; *3*—улучшенная характеристика

ХЬЮЗ

ИРкД с объемной ионизацией



Опытный ИРкД Хьюз с объемной ионизацией, прошедший ресурсное испытание продолжительностью 500 *ч*.
1—электрический преобразователь и система регулирования; *2*—емкость для рабочего вещества и система его подачи; *3*—двигатель

$R_{уд} = 4700$ *кгс·сек/кг* $I = 250$ *ма*
$W_{потр} = 1{,}6$ *квт* $u = 3{,}6$ *кв*
$\eta_{р.в} = 0{,}75 \div 0{,}8$ $u_{уск} = 2{,}7$ *кв*
$\eta_{общ} = 0{,}9$ $\gamma_{с.у} = 6{,}8$ *кгс/квт*

ХЬЮЗ

ИРкД с объемной ионизацией

Рабочее вещество — ртуть.

Система подачи — вытеснительная. Состоит из цилиндра (ртутной емкости) с поршнем, который вытесняет ртуть из цилиндра под воздействием паров воды, образующихся при ее нагреве в полости, имеющейся на другом конце цилиндра. Количество подаваемой ртути регулируется изменением температуры нагреваемой воды. Энергия для нагрева воды равна 5 *вт*.

Из испарителя ртуть перед поступлением в двигатель проходит через специальный изолятор, который позволяет работать системе подачи при земном потенциале, в то время как двигатель работает при высоком положительном напряжении.

Источник ионов и система ускорения — опытный ИРкД, разработанный в центре им. Льюиса NASA, модернизирован в исследовательской лаборатории фирмы Хьюз — была улучшена ионно-оптическая система и установлен специально разработанный катод, рассчитанный на длительный срок службы.

Система электрических преобразователей, рассчитанная на работу с солнечными батареями, состоит из отдельных элементов (модулей), имеет надежность более 0,96, к. п. д. 0,9 и ресурс 10 000 *ч*.

Состояние в производстве. Создан опытный летный образец. Вся силовая установка летного типа, включающая двигатель, емкость для рабочего вещества, систему распределения и подачи, преобразователь энергии, а также систему запуска и управления, прошла ресурсные испытания продолжительностью 500 *ч*.

№№ источников: 336, 366.

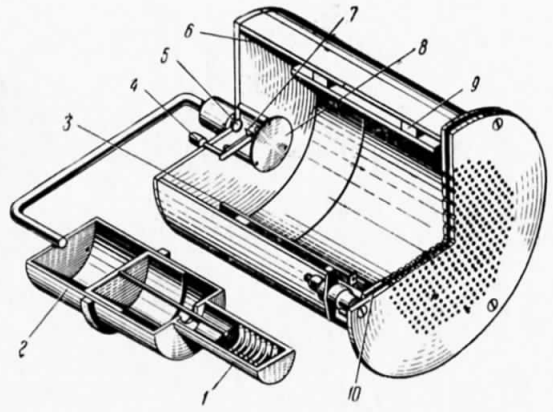
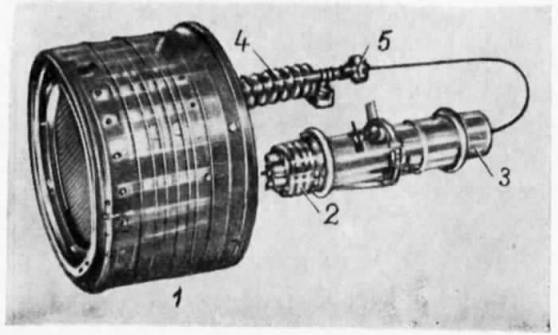
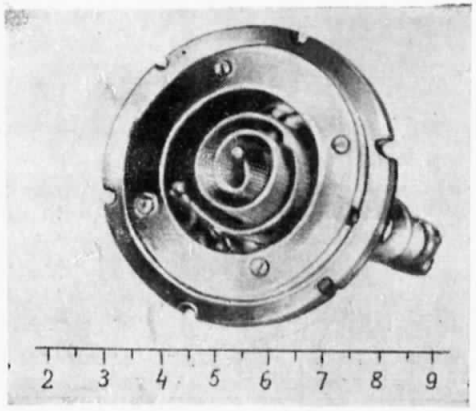


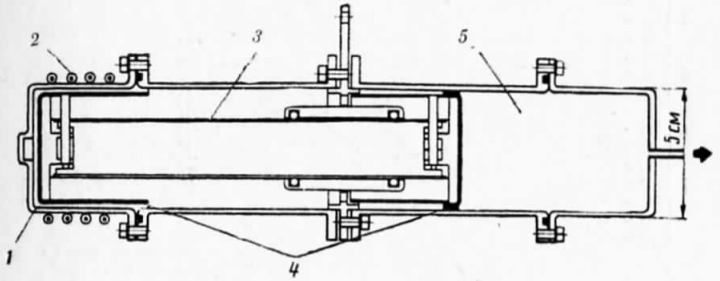
Схема ИРкД с объемной ионизацией.
1—устройство для поддержания давления; *2*—емкость для ртути; *3*—анод; *4*—воспламенитель; *5*—жидкостный ртутный катод; *6*—постоянный магнит; *7*—разрядник; *8*—экран; *9*—изолятор; *10*—сетка



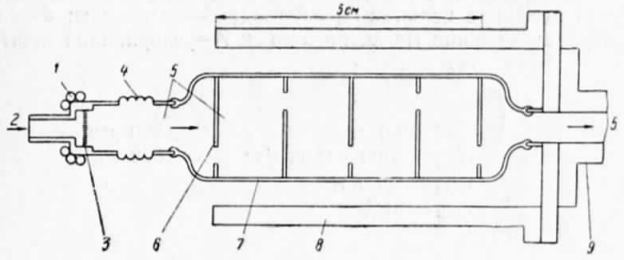
ИРкД Хьюз и система подачи рабочего вещества.
1—двигатель; *2*—устройство для поддержания постоянного давления; *3*—емкость для ртути; *4*—изолятор; *5*—испаритель



Катод, сконструированный фирмой Хьюз



Резервуар для ртути и система вытеснения.
1—пары воды; *2*—соосный подогреватель; *3*—поршень; *4*—мембраны; *5*—ртуть



Испаритель и изолятор.
1—нагреватель испарителя; *2*—жидкая ртуть; *3*—сетка испарителя; *4*—сильфон; *5*—пары ртути; *6*—перегородка изолятора; *7*—изолятор; *8*—нагреватель изолятора; *9*—двигатель

ХЬЮЗ

ИРкД с объемной ионизацией с жидкостно-рутным катодом

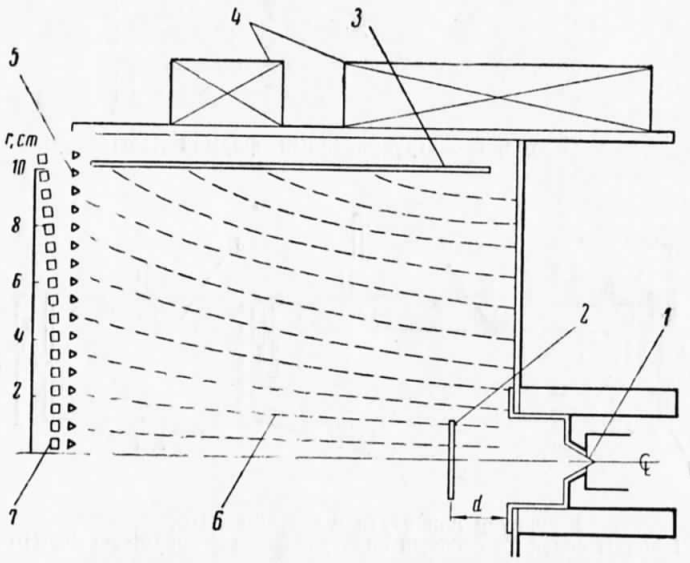


Схема поперечного сечения ИРкД с жидким ртутным катодом. *1*—жидкий ртутный катод; *2*—отражатель, применявшийся в первой половине испытаний; *3*—анод; *4*—соленоиды; *5*—сетка электрода; *6*—линии магнитного поля; *7*—ускоряющий электрод

$R = 9{,}0$ *гс* $D = 200$ *мм*
$R_{уд} = 6400$ *кгс·сек/кг* $I = 600$ *ма*
$W_{дв} = 3{,}7$ *квт*
$\eta_{р.в} = 81\%$

ХЬЮЗ

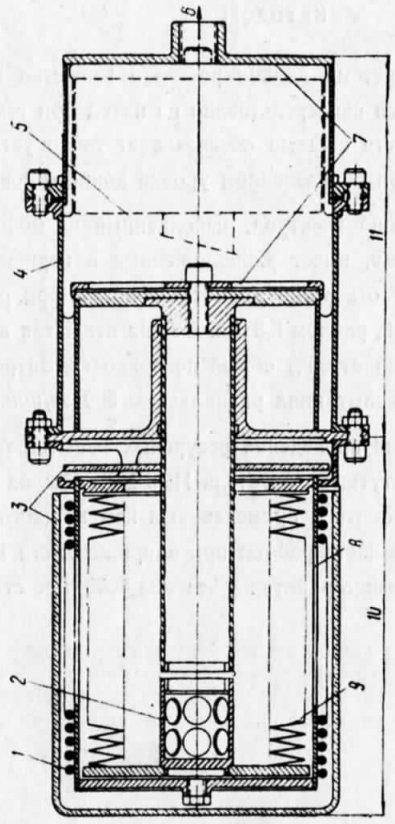
ИРкД с объемной ионизацией с жидкостно-рутным катодом

Рабочее вещество — ртуть. Система подачи рабочего вещества вытеснительная; жидкая ртуть подается непосредственно на катод при температуре 35° С. В условиях невесомости система обеспечивает точно установленную подачу 1 *см*³/*ч* ртути при определенном уровне ионного тока ($I \simeq 600$ *ма*).

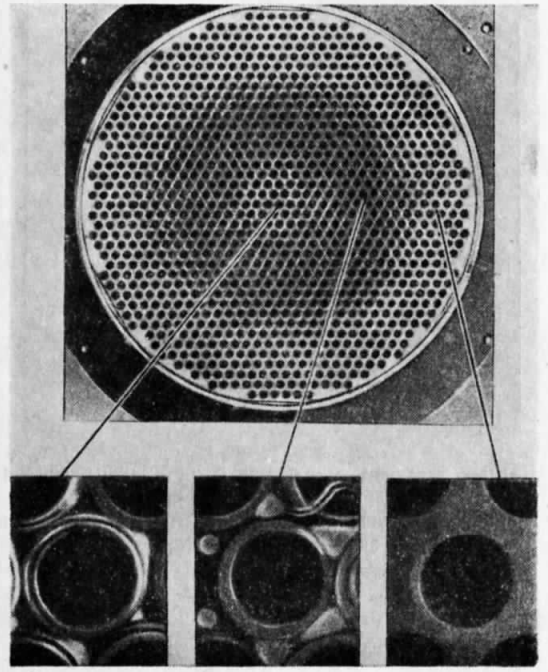
Система ускорения. Ускоряющий электрод, выполненный из молибденовой пластины толщиной 1,4 *мм*, имеет расположенные в вершинах правильных шестиугольников 1027 отверстий диаметром 4,3 *мм* при расстоянии между центрами отверстий, равном 5,8 *мм*. Общая открытая поверхность равна 177 *см*², что составляет 56% общей поверхности. Затрачиваемая энергия при длительных испытаниях равнялась $\sim$ 550 *эв/ион*.

Состояние в производстве. Для проведения ресурсных испытаний полученный из центра им. Льюиса ртутный двигатель ИРкД Кауфмана был модифицирован, чтобы приспособить к применению в нем жидкого ртутного катода и получить возможность работы при напряженности магнитного поля 200 *гс*. Двигатель успешно работал в течение 4000 *ч* со стабильной характеристикой.

№№ источников: 336.



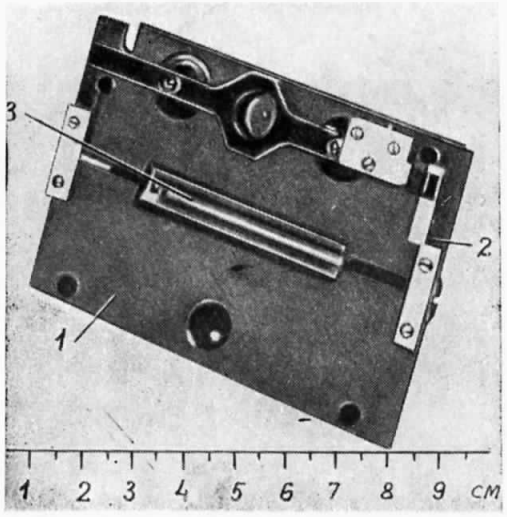
Система подачи жидкой ртути.
1—подогреватель; *2*—термоизолятор; *3*—тепловые экраны; *4*—гофрированная диафрагма; *5*—ртуть; *6*—подача ртути на катод; *7*—положение поршня; *8*—подогреваемая полость с водой для создания давления паров (H_2O); *9*—комплект сильфонов; *10*—устройство по поддержанию давления; *11*—емкость для жидкой ртути



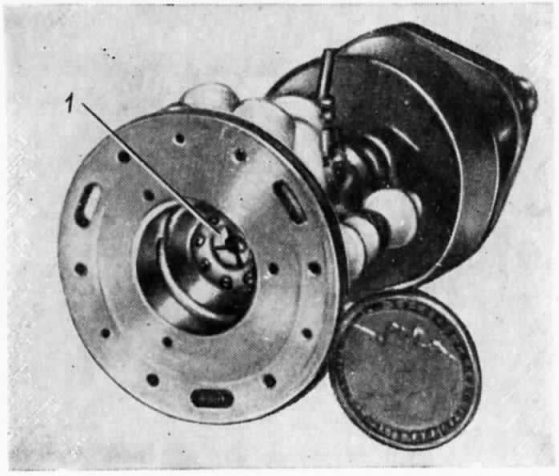
Ускоряющий электрод после испытаний продолжительностью 2780 *ч*

ХЬЮЗ

Система ионных микродвигателей



Летный образец двигателя с единичным ленточным ионизатором.
1—разрезной ускоряющий электрод; *2*—нейтрализатор; *3*—ионизатор



Летный образец двигателя с единичным дисковым ионизатором.
1—сегментированный электрод

ХЬЮЗ

Система ионных микродвигателей

Система ионных микродвигателей с контактной ионизацией для поддержания на орбите и ориентации относительно трех осей синхронных спутников состоит из трех двигателей. На северной и южной сторонах спутника устанавливаются цезиевые двигатели с единичным ленточным ионизатором тягой 0,136 *гс* каждый. На восточной или западной стороне спутника устанавливается цезиевый двигатель с единичным дисковым ионизатором тягой от 0,0045 до 0,0090 *гс*.

Вся двигательная установка, включая солнечные батареи мощностью 85 *вт*, будет весить около 22,8 *кгс*.

а) Двигатель с ленточным ионизатором и отклонением вектора тяги

$R = 0{,}136—0{,}227$ *гс* $\quad G_{дв} = 2{,}5$ *кгс*
$R_{уд} = 5500$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 35$ *вт*

Рабочее вещество — цезий. Запас рабочего вещества 1,1 *кг*.
Источник ионов — единичный ленточный ионизатор.
Система ускорения. Ускоряющий электрод разрезной, состоит из двух секций. Изменение направления вектора тяги получается путем отклонения ионного пучка при подводе электростатического поля к двум секциям ускоряющего электрода. Достигнуто отклонение пучка ионов в пределах ±16°.
Состояние в производстве — прошел квалификационные ресурсные испытания и доведен до состояния летного образца. Ожидаемый ресурс работы 20 000 *ч*.
Применение. Два таких двигателя предназначаются для поддержания на заданной орбите спутников ATS-F и ATS-G и ориентации их относительно двух осей. Эти двигатели будут также регулировать крен спутника относительно осей путем изменения направления ионного пучка.

б) Двигатель с дисковым ионизатором и отклонением вектора тяги

$R = 0{,}0045—0{,}009$ *гс*
$R_{уд} = 5500$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 15$ *вт*

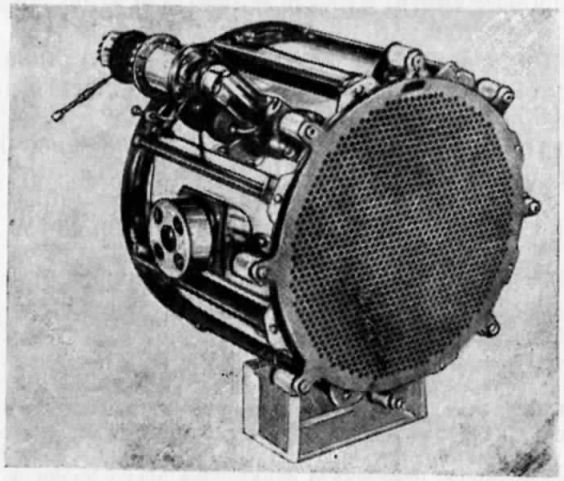
$G_{с.у} = 1{,}82$ *кгс* (включая двигатель, систему подачи рабочего вещества и преобразователь энергии)

Рабочее вещество — цезий.
Источник ионов — единичный дисковый ионизатор.
Система ускорения. Ускоряющий электрод состоит из четырех сегментов. Электрическое поле, подводимое к противоположным сегментам, может отклонять пучок в направлении, перпендикулярном его оси. Достигнуто отклонение ионного пучка в пределах ±10°.
Состояние в производстве. Прошел квалификационные ресурсные испытания и доведен до состояния летного образца. Ожидаемый ресурс 20 000 *ч*.
Применение. Предназначается для компенсации отклонения спутников ATS-F и ATS-G в направлении восток — запад. Ионный пучок будет отклоняться в двух плоскостях для устранения рысканья и качания спутника относительно его осей.

№№ источников: 337, 366.

ХЬЮЗ

Ионный РкД с объемной ионизацией



ИРкД Хьюз мощностью 2,5 *квт* (развитие ИРкД Хьюз мощностью 1,6 *квт*)

$R = 3500—4000$ *кгс·сек/кг* $D = 250$ *мм*
$W_{потр} = 2,5$ *квт* $G_{дв} = 4$ *кгс*
$\eta_{дв} = 70\%$

ХЬЮЗ

Ионный РкД с объемной ионизацией

Рабочее вещество — ртуть. Вес системы подачи рабочего вещества равен $\sim 1,4$ *кгс*.

Преобразователь энергии. Ведется разработка улучшенных преобразователей электроэнергии, чтобы получить удельный вес их $\sim 5,5$ *кгс/квт* и к. п. д. $>90\%$.

Модификация:

На основе ИРкД мощностью $W_{потр} = 2,5$ *квт* фирмой Хьюз разрабатываются новые солнечно-электрические силовые установки для межпланетных летательных аппаратов.

№№ источников: 72, 335, 350, 366.

Солнечно-электрическая силовая установка мощностью 17 *квт*

Состоит из 8 ИРкД мощностью по 2,5—3 *квт* (два двигателя запасные), диаметром 250 *мм*; $R_{уд}=3500$ *кгс·сек/кг*; $j=2$ *ма/см²*. Катод—оксидный. Кроме того, в силовую установку входят: 6 систем хранения и подачи рабочего вещества, 6 панелей электрических преобразователей. Предназначена для установки на межпланетном летательном аппарате для облета Юпитера в 1973 г.

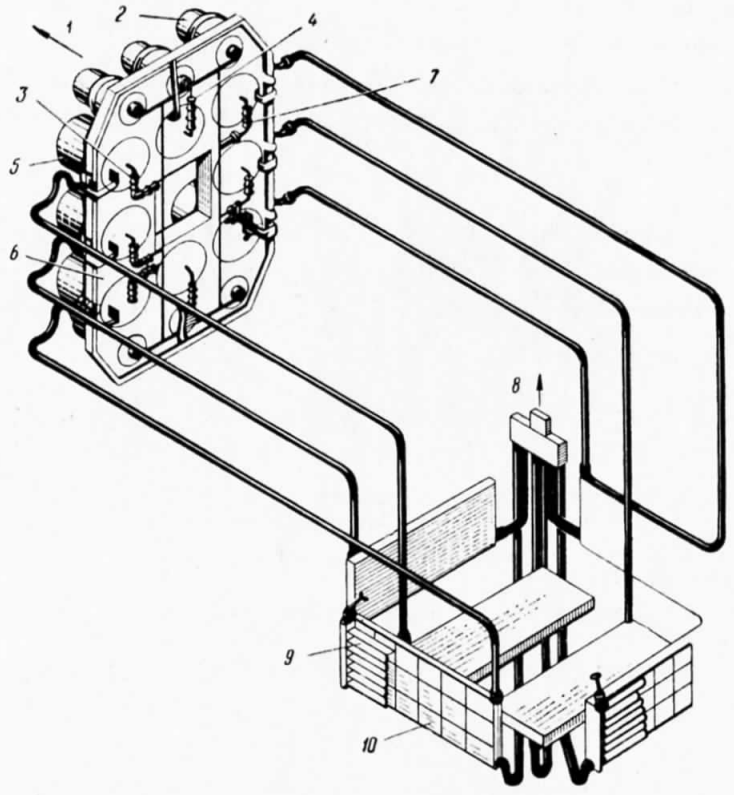


Схема электрической СУ мощностью 17 *квт* ракеты, предназначенной для облета Юпитера.
1—выходящий ионный пучок; *2*—система хранения и подачи рабочего вещества; *3*—высоковольтный изолятор; *4*—соленоидный клапан; *5*—ИРкД; *6*—рама силовой установки; *7*—испаритель; *8*—к панелям солнечного источника электроэнергии; *9*—жалюзи; *10*—панель электрического преобразователя

Солнечно-электрическая силовая установка мощностью 48 *квт*

Состоит из 10 ИРкД мощностью по 6 *квт* (два двигателя запасные) и диаметром 350 *мм*; $R_{уд}=4500$ *кгс/сек·кг*; $\eta_{р.в}=80\%$; $u_{уск}=2500$ *в*; $j=2{,}5$ *ма/см²*. Ускоряющий электрод имеет: толщину 1,5 *мм*, диаметр отверстий 6 *мм*, ускоряющий промежуток 3 *мм*. В силовую установку входят также 8 панелей электрических преобразователей размером 10×950 *мм* с охлаждением излучением. Размеры СУ: 1520×2590×460 *мм*. Расчетный ресурс 10 000 *ч*.

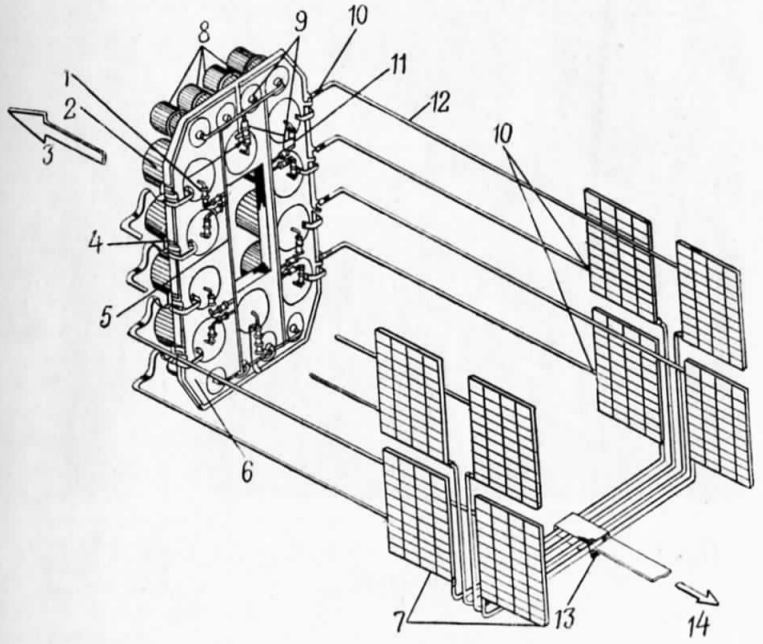
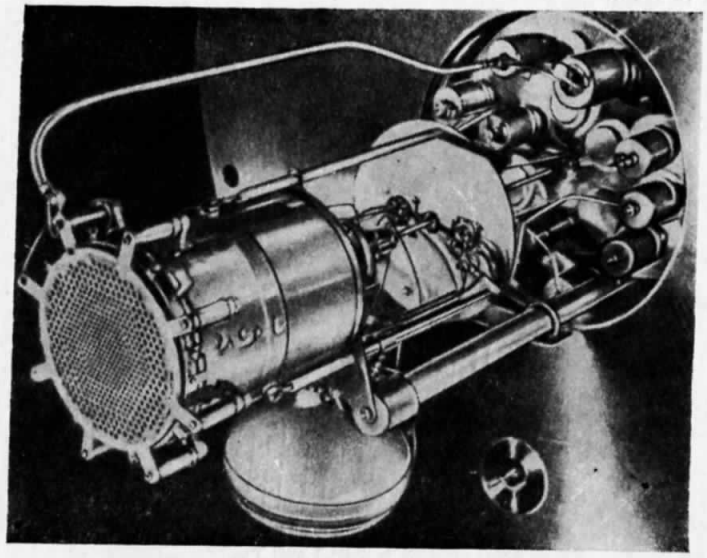


Схема ионной силовой установки мощностью 48 *квт*.
1—изолятор; *2*—ИРкД; *3*—ионный пучок; *4*—соединения; *5*—разводящий провод; *6*—рама силовой установки; *7*—панели электрических преобразователей; *8*—баки с рабочим веществом; *9*—клапаны; *10*—разрывные разъемы; *11*—испаритель; *12*—кабель; *13*—шина; *14*—к солнечным батареям

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный двигатель DF с объемной ионизацией



ИРкД DF с объемной ионизацией, прошедший длительные испытания

$R = 4{,}5$ *гс*
$R_{уд} = 7000$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 1{,}82$ *квт*
$\eta_{общ} = 81\%$
$\eta_{р.в} = 90\%$

$G_{р.в} = 0{,}00065$ *г/сек*
$G_{р.в} = 2{,}3$ *кгс*
$G_{с.у} = 4{,}5$ *кгс* (с полным запасом рабочего вещества)

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный двигатель DF с объемной ионизацией

Рабочее вещество — цезий. Запас рабочего вещества равен 2,25 *кг*. Емкость с запасом цезия имеет ряд ребер, вдоль которых под действием сил поверхностного натяжения поднимается цезий. Цезий поступает на никелевый фитиль, расположенный в центре емкости, один конец фитиля подогревается для испарения цезия. Обеспечивается устойчивая управляемая подача цезия при $g = 0 \div 1$. Потребляемая энергия равна от 10 до 15 *вт*.

Источник ионов. Разрядная камера с цилиндрическим анодом. Танталовый эмиттер с внутренним соосным подогревателем обладает высокой эффективностью при рабочей температуре ~ 1000° С с расходом энергии от 350 до 400 *эв/ион*.

Система ускорения. Магнитный контур вокруг камеры создает вдоль оси магнитное поле с индукцией в 10 *гс*. Электростатическое ускоряющее поле создается между экранирующим и ускоряющим электродами. Потенциал ускоряющего электрода 400 *в*.

Состояние в производстве. ИРкД DF наработал в условиях, воспроизводящих космические, 2610 *ч*. Испытания проводились тремя циклами: 892, 880 и 832 *ч* с полной выработкой начального количества цезия. Расчетный ресурс 10 000 *ч*.

Модификации и варианты:

В ИРкД DF введено улучшение в фокусировку пучка путем изменения геометрической формы экранирующего и ускоряющего электродов. Цезий проходит через катод в разрядную камеру, покрывает поверхность эмиттера из тантала, где при температуре ~ 900° К образуется мономолекулярная пленка цезия, в результате чего уменьшается интенсивность эрозии и повышается эмиссия электронов.

Вариант ИРкД DF с электромагнитом имеет одинаковые характеристики.

№№ источников: 208, 334, 356, 358.

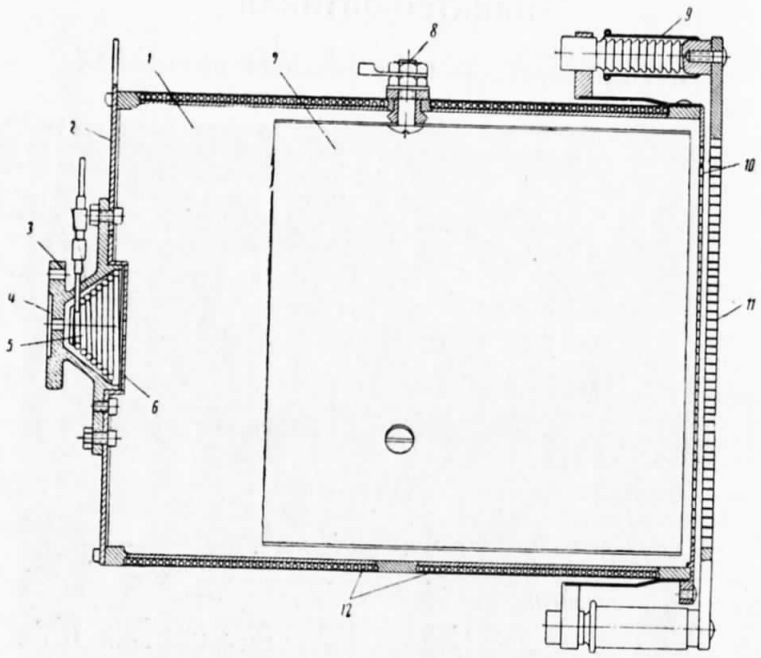
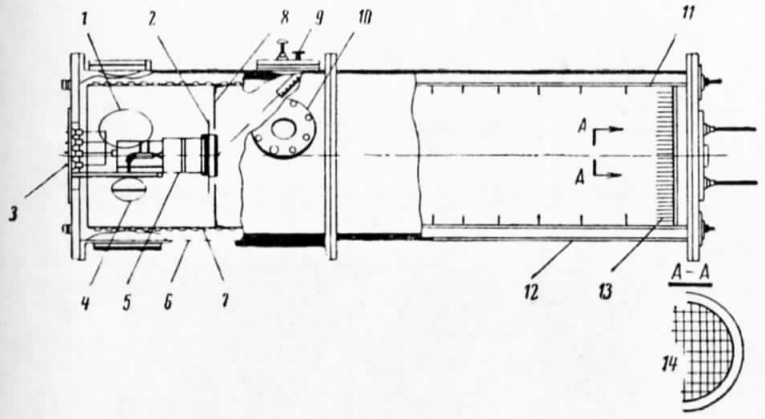


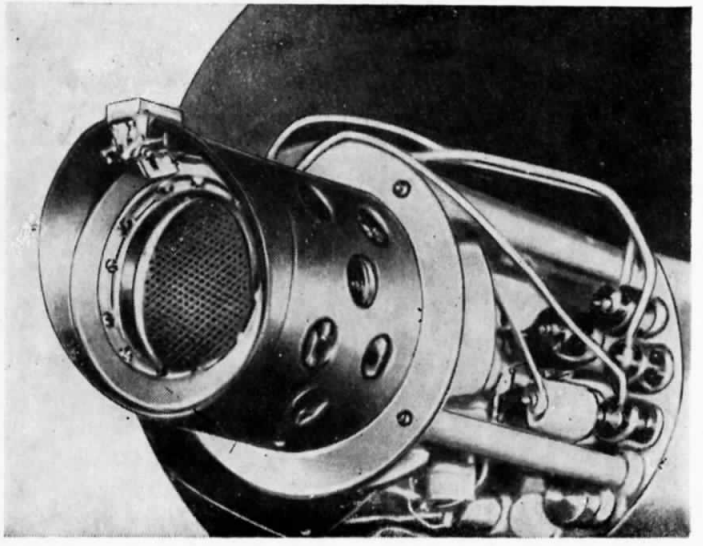
Схема ИРкД DF.

1—разрядная камера; *2*—пластина, на которой монтируется катод; *3*—катод; *4*—подача паров цезия; *5*—трубчатый танталовый эмиттер с соосным подогревателем; *6*—пластина с калиброванным отверстием; *7*—анод; *8*—держатель анода и ввод; *9*—изолированный держатель ускоряющего электрода; *10*—экранирующий электрод; *11*—ускоряющий электрод; *12*—магнитный контур



Вакуумная камера для испытания двигателя.

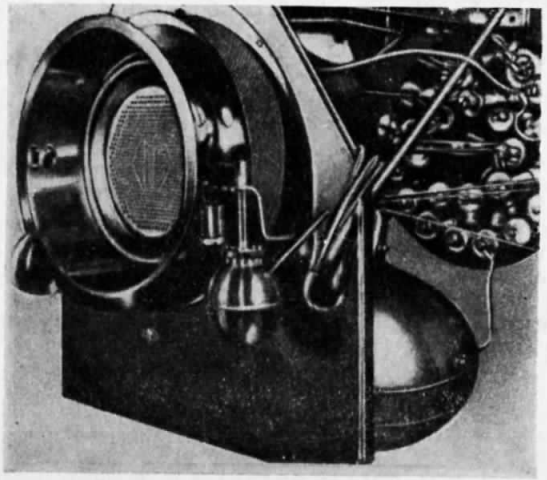
1—диффузионный насос; *2*—экран; *3*—подвод электроэнергии в камеру; *4*—система подачи рабочего вещества, рассчитанная на 750 *ч*; *5*—ИРкД DF; *6*—емкость с рабочим веществом; *7*—полость с жидким азотом; *8*—оптическая перегородка камеры; *9*—детектор нейтральных атомов цезия; *10*—диффузионный насос, смотровые окна; *11*—полость с проставками для жидкого азота; *12*—сборный бак; *13*—медные соты, охлаждаемые жидким азотом; *14*—вид *А—А*



ИРкД второго поколения (улучшенный вариант)

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный двигатель DG с объемной ионизацией



ИРкД DG фирмы Электро-Оптикал с двумя нейтрализаторами

$R = 3{,}2$ *гс*
$R_{уд} = 5000$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 1{,}05$ *квт*
$\eta_{общ} = 72\%$
$\eta_{р.в} = 92\%$

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный двигатель DG с объемной ионизацией

Рабочее вещество — цезий. Система подачи рабочего вещества основана на использовании сил поверхностного натяжения, рассчитана на работу двигателя в космических условиях.

Источник ионов — подобен источнику ионов ИРкД DF со следующими изменениями: уменьшены расстояние между электродами, диаметр отверстий и расстояние между отверстиями; увеличено общее число отверстий. Модифицирован катод; внутренний соосный подогреватель эмиттера заменен на обмотку из танталовой проволоки.

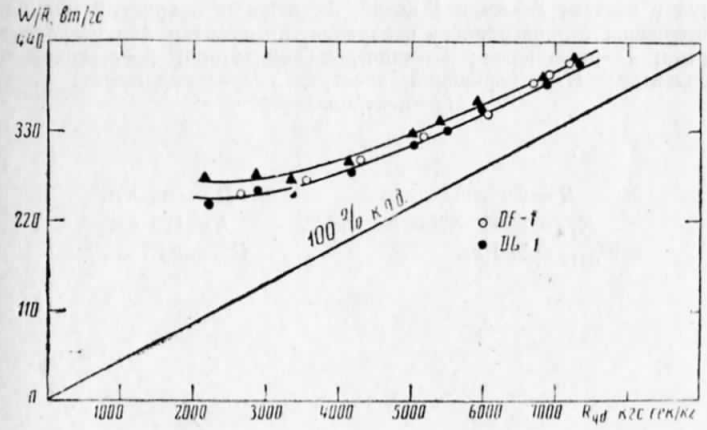
Система ускорения. Потенциал ускоряющего электрода повышен с 400 (модификация DF) до 600 *в*.

Нейтрализатор — типа плазменного мостика; рассчитан на срок службы 10 000 *ч* при потреблении 225 *гс* цезия; весит при полной загрузке 450 *гс*, расход энергии 4 *вт* для катода и 6 *вт* для испарителя.

При длительных испытаниях использовалось два нейтрализатора. Расстояние между нейтрализаторами и границей ионного пучка равнялось ~ 40 *мм*.

Состояние в производстве. Испытывался в течение 341 дня в вакуумной камере ($D = 0{,}6$ *м*, $L = 2{,}4$ *м*), охлаждаемой жидким азотом при давлении в ней 10^{-7} *торр*. Проработал 8159 *ч*.

№№ источников: 142, 340, 395.



Отношение $W_{потр}/R$ в зависимости от удельной тяги.
△ — ИРкД DG-1 в силовой установке

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный двигатель с контактной ионизацией (для «СНЭПШОТ»)

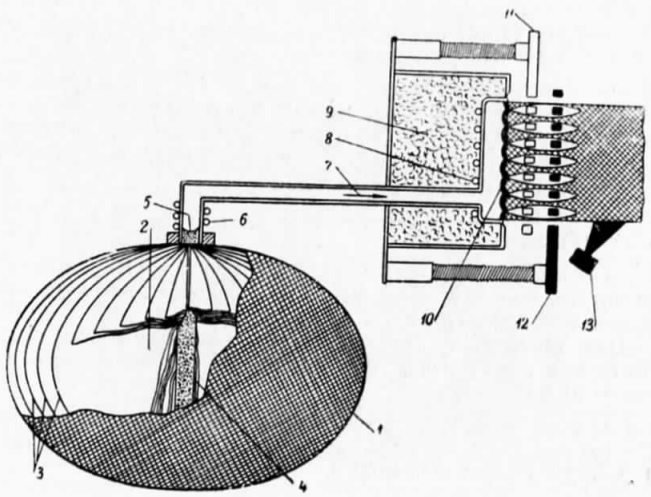


Схема ИРкД фирмы Электро-Оптикал для аппарата «СНЭПШОТ». *1*—сосуд с цезием; *2*—жидкий цезий; *3*—ребра; *4*—пористый цилиндрический стержень; *5*—поверхность испарения; *6*—обмотка для регулируемого подогрева; *7*—пары цезия; *8*—подогрев ионизатора; *9*—тепловой экран; *10*—ионизатор; *11*—ускоряющий электрод; *12*—замедляющий электрод; *13*—нейтрализатор

$R = 0{,}9$ *гс*
$R_{уд} = 6000—8000$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 280$ *вт*
$D = 635$ *мм*
$L = 175$ *мм*
$G_{дв} = 2{,}25$ *кгс*

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный двигатель с контактной ионизацией (для «СНЭПШОТ»)

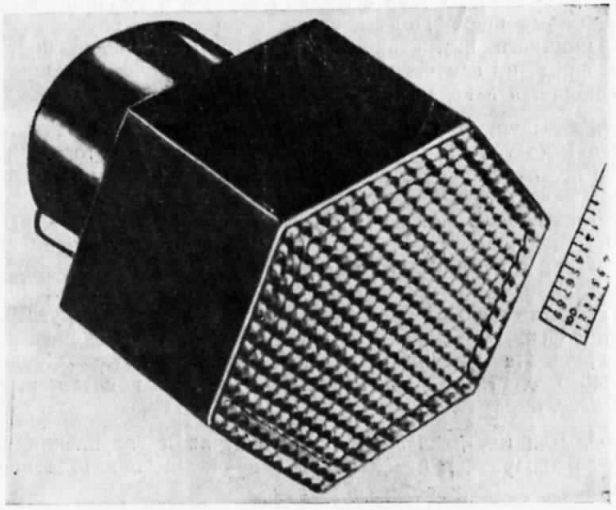
Рабочее вещество — цезий. Сосуд с жидким цезием, находящийся под вакуумом, имеет форму шара. Подача цезия в ионизатор осуществляется силами поверхностного натяжения. Жидкий цезий вначале поступает в расположенный на оси сосуда пористый цилиндрический стержень, из которого подается в испаритель.

Источник ионов — ионизатор из пористого вольфрама, с электроподогревом (100 *вт*) до температуры 1200° С. Диаметр ионизатора 50,8 *мм*, напряжение положительное в 4000 *в*. Отдельные ячейки на поверхности ионизатора с «застругами» получены в результате механической обработки пористого вольфрамового блока. Геометрические параметры рабочей поверхности ионизатора выбраны по результатам расчетов ионно-оптической системы на цифровых вычислительных машинах и моделирования ионного пучка с помощью аналоговой электронной пушки. Фокусирующие свойства рабочей поверхности ионизатора с «застругами» делают излишним фокусирующий электрод и позволяют уменьшить размеры и вес двигателя. На ускоряющий электрод подается отрицательное напряжение 4000 *в*. Выходящие из двигателя ионы цезия имеют скорость 80 *км/сек*.

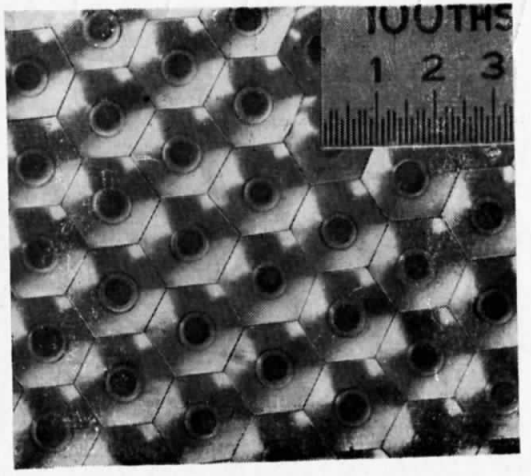
Нейтрализатор. Для нейтрализации ионного пучка и сохранения нейтральности корпуса аппарата в пучок ионов с накаленного катода вводятся электроны.

Состояние в производстве. Построен летный образец двигателя, который в 1965 г. ракетой «Атлас-Агена» выведен на круговую полярную орбиту в космическом аппарате «СНЭПШОТ». Источником энергии для него служил ядерный реактор SNAP 10 с термоэлектрическим преобразователем энергии. Двигатель запускался около 100 раз.

№№ источников: 95, 207, 346, 355.

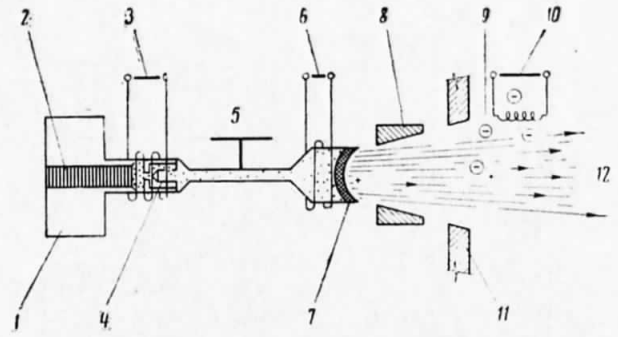


Шестигранный ионизатор, используемый в ИРкД фирмы Электро-Оптикал



Внешний вид поверхности ионизатора с «застругами»

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ
ИРкД с контактной ионизацией (микродвигатель)



Принципиальная схема ионного микродвигателя на цезии. *1*—бачок и система подачи цезия в условиях невесомости; *2*—фитиль из пористого никеля для подачи жидкого цезия; *3*—подогреватель испарителя (350° С); *4*—биметаллический термоклапан; *5*—трубка подачи паров цезия; *6*—подогреватель ионизатора (1100° С); *7*—ионизатор из пористого вольфрама (потенциал ионизации +3000 *в*); *8*—разрезной ускоряющий электрод (напряжение 2000 *в*); *9*—нейтрализующие электроны, подаваемые в ионный пучок; *10*—подогреватель нейтрализатора (1750° С); *11*—замедляющий электрод (земное напряжение); *12*—нейтрализованная плазма цезия, движущаяся с высокой скоростью

$R_{макс} = 0{,}009$ *гс*
$R_{уд} = 6700$ *кгс·сек/кг*
$W_{дв} = 25$ *вт*
$W_{потр} = 35$ *вт*
$G_{дв} = 1{,}15$ *кгс*
$G_{с.у} = 3{,}5$ *кгс*
Размеры: 300×150×100 *мм*

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

ИРкД с контактной ионизацией (микродвигатель)

Рабочее вещество — цезий. Запас цезия, равный 45 *г*, обеспечивает работу двигателя, необходимую для удержания синхронного спутника на орбите в течение трех лет.

Ионно-оптическая система. Жидкий цезий подается из бачка по пористому никелевому фитилю к ионизатору, выполненному из пористого вольфрама. Температура ионизатора поддерживается в пределах 1150—1350° К. Атомы цезия ионизируются на выходе с поверхности ионизатора, после чего ионы ускоряются электростатическим полем. Ускоряющий электрод разрезной; при приложении электростатического поля к его секциям ионный пучок может отклоняться в двух направлениях.

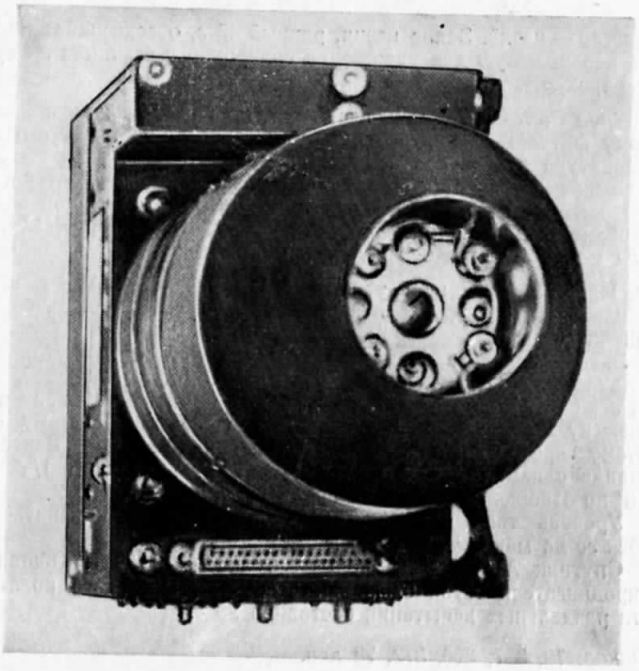
Применение. Использовался на спутниках NASA ATS-D и ATS-E в системе их стабилизации, реагирующей на изменение гравитационного поля на синхронной орбите.

Экспериментальная силовая установка на этих спутниках состояла из двух одинаковых микродвигателей — один тягой 0,009, а другой — 0,06 *гс*; каждый из двигателей имел самостоятельный ионизатор, ионно-оптическую систему, бачок с рабочим веществом, систему его подачи, систему преобразования и регулирования энергии. Вектор тяги по команде с земли мог изменять направление с шагом 1/2° в пределах ±10° по отношению к каждой перпендикулярной оси.

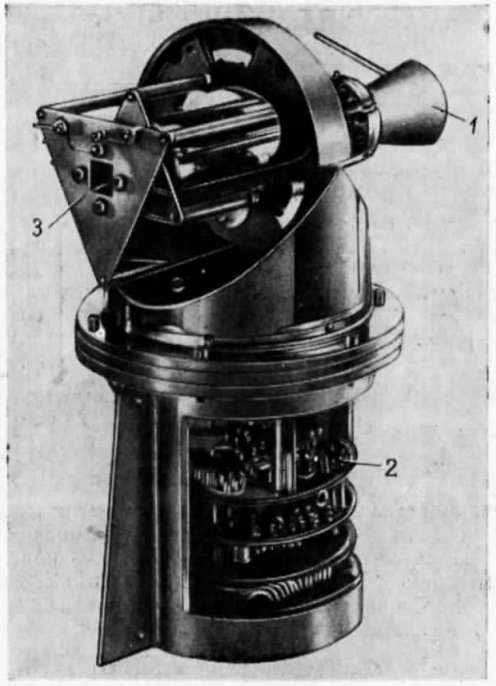
Уровень тяги по команде с земли может изменяться с шагом 0,0022 *гс* до максимальной тяги 0,009 *гс*.

Спутник ATS-D был запущен в августе 1969 г. Общая наработка микродвигателя тягой 0,009 *гс* в течение 2-месячного полета за время пяти раздельных испытаний составила 23 *ч*.

№№ источников: 72, 337, 366, 372, 78 доп.



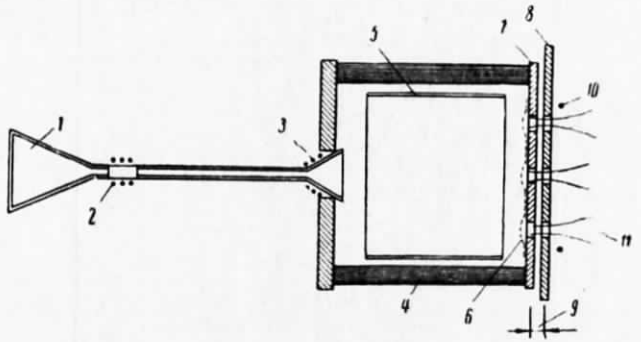
Микродвигатель с контактной ионизацией цезия, установленный на спутнике ATS-D



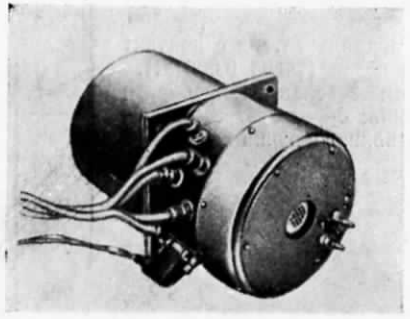
Летный образец микродвигателя с контактной ионизацией цезия (тягой 0,006 *гс*).
1—бачок с цезием; *2*—системы преобразования и управления; *3*—отверстие для выхода ионного пучка

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный РкД с объемной ионизацией (микродвигатель)



Принципиальная схема ИРкД с объемной ионизацией. *1*—бак для цезия; *2*—испаритель и регулятор подачи рабочего вещества; *3*—катод; *4*—постоянный магнит; *5*—анод; *6*—граница плазмы; *7*—экранирующий электрод; *8*—ускоряющий электрод; *9*—ускоряющий промежуток; *10*—нейтрализатор; *11*—выходящий поток ионов



Ионный микродвигатель с объемной ионизацией, созданный фирмой Электро-Оптикал для демонстрационных испытаний

$R = 0{,}168$ *гс*
$R_{уд} = 4680$ *кгс·сек/кг*
$W_{дв} = 85$ *вт*
$W_{потр} = 128$ *вт*
$G_{дв} = 0{,}9$ *кгс*
$G_{с.у} = 5$ *кгс*
$D = 115$ *мм*
$L = 205$ *мм*

ЭЛЕКТРО-ОПТИКАЛ

Ионный РкД с объемной ионизацией (микродвигатель)

Рабочее вещество — цезий. Запас цезия равен 1,35 *кг*. Система подачи основана на использовании сил поверхностного натяжения и благодаря отсутствию подвижных частей может работать длительное время.

Источник ионов и система ускорения — подобны аналогичным элементам двигателя фирмы Электро-Оптикал тягой ~ 3,2 *гс*, прошедшего испытания длительностью более 8000 *ч* (модификация DG). Парообразный цезий из испарителя поступает к катоду, который имеет подогреватель, используемый только при запуске двигателя. Потенциал анода на 8 *в* выше потенциала катода. Нейтрализатор типа плазменного мостика. Предусмотрено изменение направления вектора тяги.

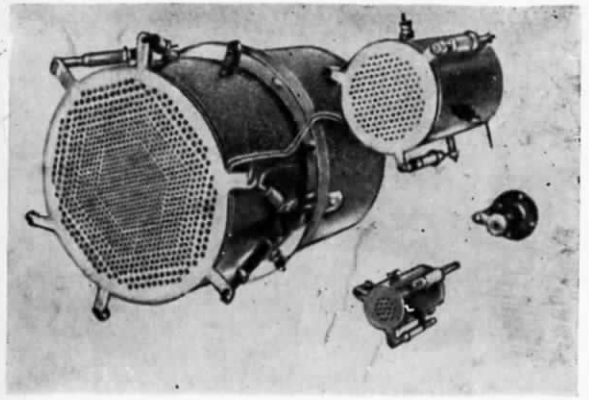
Состояние в производстве. Построена опытная силовая установка, в которую входят: двигатель, электропреобразователь мощности и солнечные батареи. Системы электропреобразователя и управления устанавливаются отдельно на космическом аппарате. На опытной силовой установке получено изменение направления вектора тяги в пределах $\pm 5°$.

Применение. Предназначен для управления положением на орбите синхронных спутников с целью компенсации отклонения в направлении север — юг.

Модификация:

Разрабатываются двигатели тягой от 0,02225 до 4,5 *гс* с удельной тягой 3000—5000 *кгс·сек/кг*.

№№ источников: 72, 377.



Летные образцы ионных микродвигателей с объемной ионизацией

ЭЛЛИОТ

ИРкД с объемной ионизацией

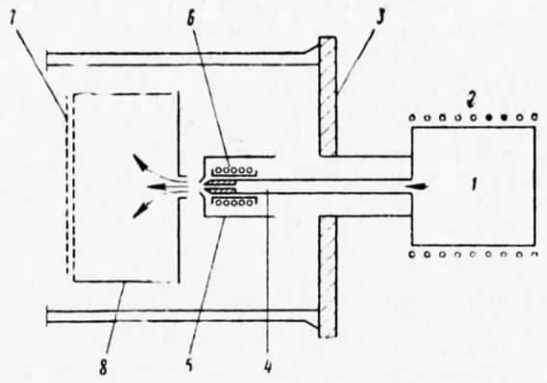


Схема ИРкД с полым катодом.
1—емкость для подогреваемой ртути; *2*—подогреватель; *3*—фланец разрядной камеры; *4*—полый катод в собранном виде; *5*—держатель; *6*—подогреватель катода; *7*—ускоряющий электрод; *8*—анод

$R = 1{,}0$—$2{,}0$ *гс* $D = 100$ *мм*
$W = 300$ *вт* при $u_{уск} = 3$ *кв* $L = 100$ *мм*
$\eta_{дв} = 82\%$ (расчетный)

ЭЛЛИОТ

ИРкД с объемной ионизацией

Рабочее вещество — ртуть.

Ионно-оптическая система. В экспериментальном образце ИРкД применен полый катод, который нагревается до температуры $\approx 1000°$ С. Катод имеет форму полого цилиндра длиной 30 *мм*, диаметром 10 *мм* с толщиной стенки 0,1 *мм*. Ускоряющий и экранирующий электроды имеют по 600 отверстий диаметром 1,6 и 2,0 *мм*, соответственно, с промежутком между ними, равным 1,0 *мм*. В экспериментальном образце максимальный ток ионного пучка $I = 38$ *ма* при напряжении 1,6 *кв*; $\eta_{дв} = 58\%$ при затрате энергии на ионизацию 1185 *эв/ион*.

Состояние в производстве. Разработан экспериментальный образец ИРкД, исследуемый с целью получения двигателя небольших размеров с длительным сроком службы.

Применение — ИРкД мощностью около 0,5 *квт* и тягой от 1,0 до 2,0 *гс* предназначаются в качестве вспомогательной силовой установки для изменения положения спутников. Двигатели того же типа меньшей тяги (микродвигатели) с питанием от солнечных батарей предназначаются для удержания на орбите и стабилизации искусственных спутников Земли, запускаемых ракетами «Блэк Эрроу», «Европа» и «Скайларк».

№№ источников: 244, 60 доп.

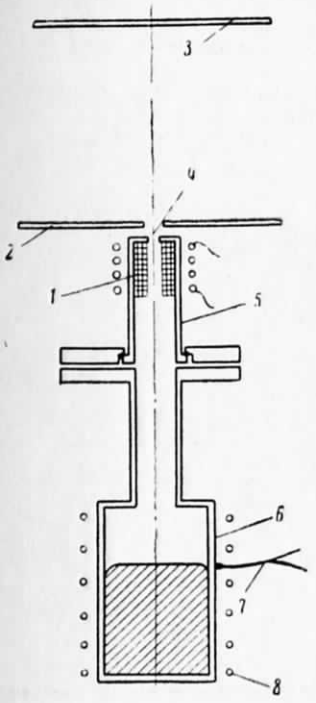
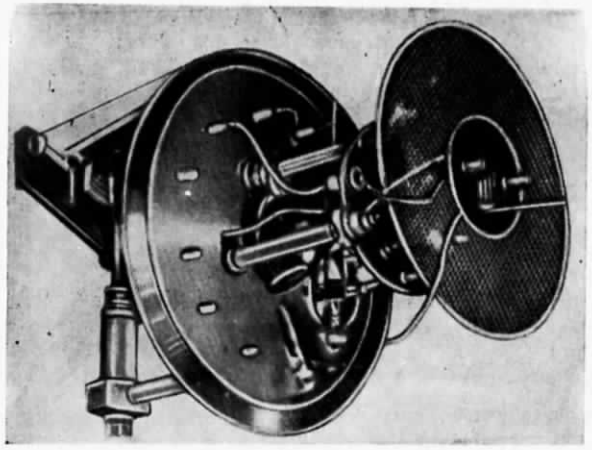


Схема полого катода в экспериментальном образце ИРкД.
1—вольфрамо-никелевая набивка с оксидным покрытием; *2*—держатель электрода; *3*—пластина; *4*—калиброванное отверстие; *5*—полый катод; *6*—емкость для подогреваемой ртути; *7*—термопара; *8*—подогреватель

ONERA

ИРкД с объемной ионизацией



Микродвигатель ONERA, подготовленный к исследованиям в вакуумной камере

$R = 0{,}2$ *гс*
$R_{уд} = 3800—4000$ *кгс·сек/кг*
$W_{ион} = 80$ *вт*
$W_{дв} = 136$ *вт*
$W_{потр} = 250$ *вт*
$\eta_{р.в} = 50\%$
$\eta_{дв} = 60\%$
$\eta_{общ} = 36\%$
$G_{дв} = 1{,}3$ *кгс*
$G_{р.в} = 70$ *мкг/сек*

ONERA

ИРкД с объемной ионизацией

Рабочее вещество — ртуть. Запас рабочего вещества составляет 1,5 *кг*.

Подача рабочего вещества из емкости—управляемая, под давлением; жидкая ртуть испаряется внутри нагреваемого пористого тела.

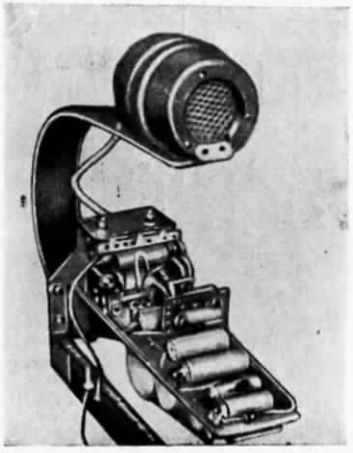
Источник ионов и система ускорения — выполнены по типу системы двигателя Кауфмана. Диаметр ионизатора равен 46 *мм*; применяются оксидные катоды и постоянный магнит.

Электропреобразователь, входящий в силовую установку, получает от солнечных батарей электроэнергию напряжением 24 *в*, преобразует ее в высокое напряжение (2 *кв*) для ускорителя и низкое напряжение для эмиттера ионов нейтрализатора и испарителя. К. п. д. преобразователя 80%.

Состояние в производстве. Построен опытный образец и проведены успешно 100-часовые испытания в вакуумной камере ($l = 4000$ *мм*, $d = 1000$ *мм*) при давлении 10^{-6} *торр*. Износ решетки катода и ускоряющего электрода в результате испытаний оказался незначительным. Расчетный ресурс 5000 *ч*.

Применение. Предназначается для ориентации на заданной орбите синхронных спутников Земли. Силовая установка будет состоять из двух микродвигателей для устранения отклонения спутника в направлении север — юг. Общий вес силовой установки 15 *кгс*.

№№ источников: 96, 337, 342, 348, 357, 400.



Микродвигатель ONERA вместе с электропреобразователем

ИНСТИТУТ ФИЗИКИ ГИСЕНСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

ИРкД с объемной ионизацией (с высокочастотным источником ионов)

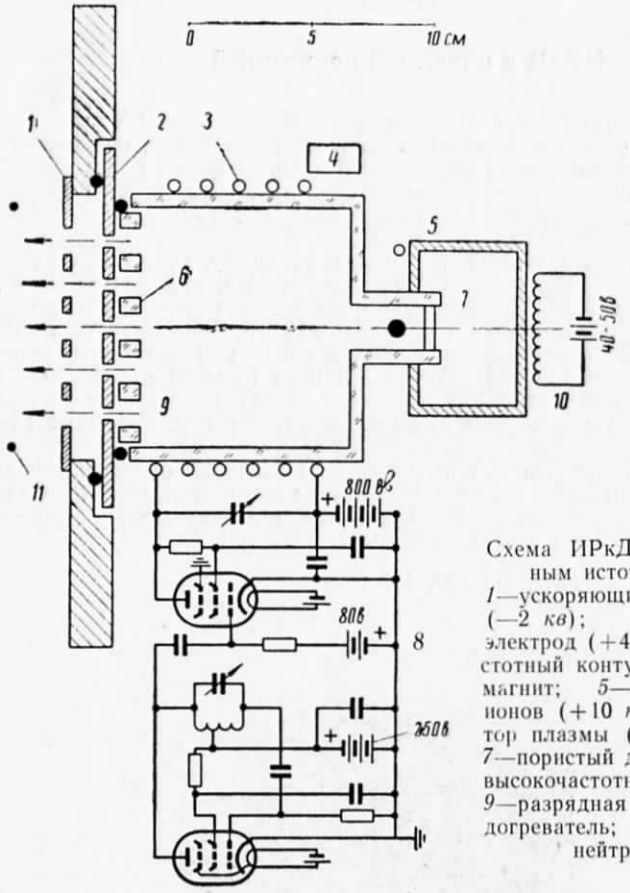


Схема ИРкД с высокочастотным источником ионов.
1—ускоряющий электрод (—2 *кв*); *2*—экранирующий электрод (+4 *кв*); *3*—высокочастотный контур; *4*—постоянный магнит; *5*—анод источника ионов (+10 *кв*); *6*—стабилизатор плазмы (кварцевый диск); *7*—пористый диск; *8*—генератор высокочастотного напряжения; *9*—разрядная камера; *10*—подогреватель; *11*—нить накала нейтрализатора

$R = 2{,}5$ *гс*	$D = 100$ *мм* [1]
$R_{уд} = 12\,000$ *кгс·сек/кг*	$L = 100$ *мм* [1]
$W_{потр} = 670$ *вт*	$G_{дв} = 1{,}5$ *кгс*
$W_{дв} = 585$ *вт*	$G_{р.в} = 0{,}3$ *мг/сек*
$\eta_{р.в} = 90\%$	$I = 39$ *ма*
$\eta_{дв} = 85\%$	

[1] Размеры разрядной камеры.

ИНСТИТУТ ФИЗИКИ ГИСЕНСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

ИРкД с объемной ионизацией (с высокочастотным источником ионов)

Рабочее вещество — ртуть. Ртутный испаритель расположен в разрядной камере. Подогрев регулируется термистором.

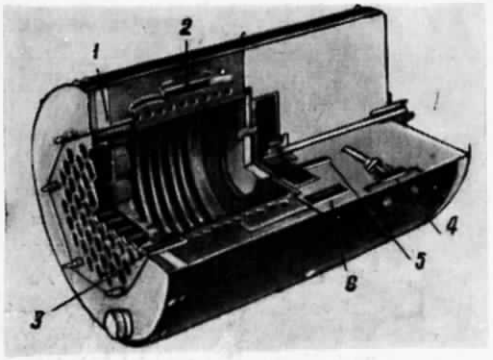
Источник ионов. Ионизация рабочего вещества производится в высокочастотном разряде. Разрядная камера цилиндрическая; на нее навит высокочастотный контур, соединенный с генератором электрических колебаний, частотой 10 *мгц*. Электроны возникают в самоподдерживающемся безэлектродном газовом разряде, создаваемом высокочастотным источником. Все части разрядной камеры выполнены из тефлона, что позволило рекомбинацию на ее стенках свести к минимуму. Давление в камере $\approx 10^{-4}$ *торр*. Постоянный магнит (10 *эрстед*), расположенный на стенках камеры, создает магнитное поле, силовые линии которого нормальны к оси камеры.

Система ускорения. На входе в разрядную камеру установлен вольфрамовый анод в виде стержня; катодом является алюминиевый экранирующий электрод, который имеет 55 отверстий диаметром 2 *мм* каждое. Вверх по потоку от него расположен кварцевый диск с отверстиями диаметром 9 *мм*, соосными с отверстиями в экранирующем электроде.

Нейтрализатор — выполнен в виде нити, эмиттирующей электроны.

Состояние в производстве. Лабораторный образец подвергается исследованию с целью увеличения его ресурса до 1000 *ч*.

№№ источников: 210, 337, 348, 360.



Частичный разрез ИРкД с высокочастотным источником ионов.
1—ускоряющий электрод; *2*—контур осциллятора; *3*—нейтрализатор; *4*—передатчик высокого напряжения; *5*—испаритель; *6*—подогреватель

ИНСТИТУТ ФИЗИКИ ГИСЕНСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

ИРкД RIT-10 (с высокочастотным источником ионов, летный образец)

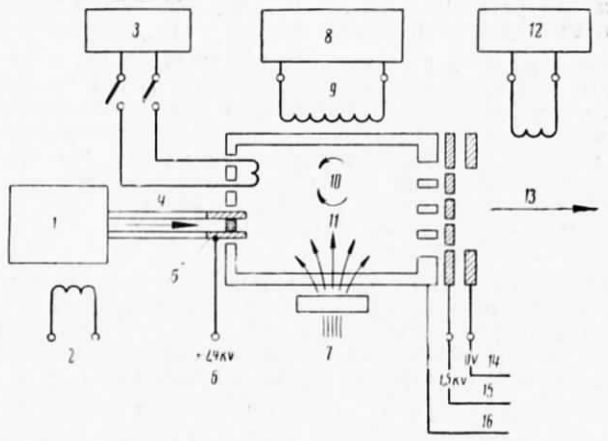


Схема высокочастотного ИРкД RIT-10.
1—испаритель ртути; *2*—подогреватель испарителя; *3*—зажигающее устройство; *4*—изолятор; *5*—анод; *6*—напряжение на аноде (+24 *кв*); *7*—постоянный магнит; *8*—высокочастотный генератор; *9*—высокочастотный контур; *10*—электрическое поле; *11*—разрядная камера; *12*—нейтрализатор; *13*—ионный пучок; *14*—замедляющий электрод; *15*—ускоряющий электрод; *16*—экранирующий электрод

$R=1{,}35$ *гс*	$D=150$ *мм*
$R_{уд}=6000$ *кгс·сек/кг*	$L=170$ *мм*
$u=4{,}5$ *кв*	$G_{с.у}=4{,}3$ *кгс*
$W_{дв}=510$ *вт*	$I=100$ *ма*
$W_{ион}=450$ *вт*	
$\eta_{дв}=88\%$	
$\eta_{р.в}=92\%$	

ИНСТИТУТ ФИЗИКИ ГИСЕНСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

ИРкД RIT-10 (с высокочастотным источником ионов, летный образец)

Рабочее вещество — ртуть. Под давлением по трубке ртуть поступает в испаритель и далее в виде пара направляется в цилиндрическую разрядную камеру диаметром 150 *мм*, выполненную из кварцевого стекла.

Источник ионов. Под влиянием высокочастотного поля электроны газового разряда ускоряются и ионизуют нейтральные атомы ртути. Разряд зажигается при помощи нагреваемого электрическим током источника электронов. В разрядной камере образуется интенсивный, безэлектродный, высокочастотный (частота несколько мегагерц) кольцевой разряд.

Система ускорения. В двигателе применяется специальная система извлечения ионов из плазмы. Ускоряющее напряжение прикладывается между анодом и ускоряющим электродом, который по существу является катодом. Экранирующий электрод имеет 121 отверстие. Затрата энергии 810 *эв/ион.*

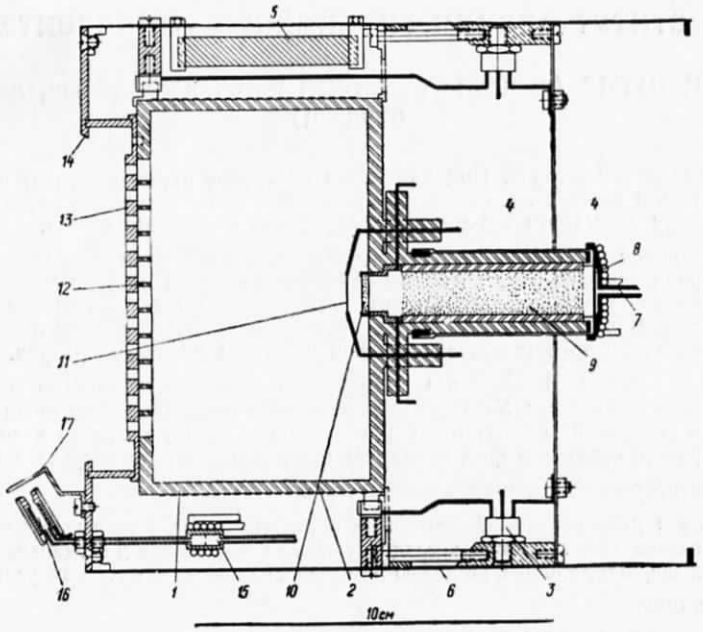
Нейтрализатор — общепринятой конструкции.

Состояние в производстве. Испытанные в лабораториях опытные образцы двигателя передаются в исследовательские институты для дальнейшей инженерной доработки с целью их исследования в космических условиях.

Модификация:

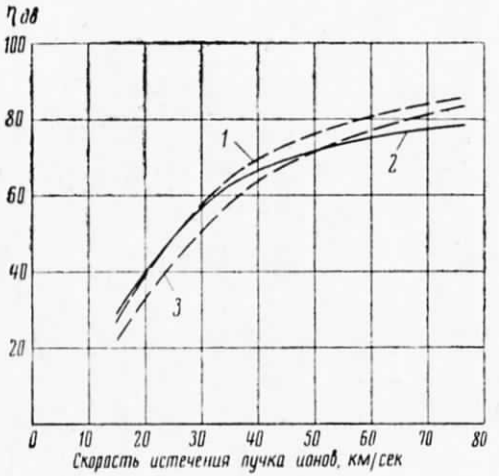
Создан летный образец ИРкД RIT-10, рассчитанный на величину подводимого напряжения $u=2{,}4$ *кв* и предназначенный для работы в условиях глубокого космоса (высота орбиты 36 000 *км*). Основные данные двигателя этой модификации следующие: $R=1{,}02$ *гс*, $R_{уд}=4500$ *кгс·сек/кг*, $W_{дв}=300$ *вт*, $W_{ион}=240$ *вт*, $\eta_{дв}=79\%$.

№№ источников: 360, 84 доп.



Высокочастотный ИРкД RIT-10 (разрез).

1—разрядная камера; *2*—высокочастотный контур; *3*—изолятор; *4*—место расположения высокочастотного генератора; *5*—постоянный магнит; *6*—корпус двигателя; *7*—подвод жидкой ртути; *8*—испаритель; *9*—пористый элемент; *10*—анод ускоряющей системы из пористого вольфрама; *11*—зажигающее устройство; *12*—экранирующий электрод; *13*—ускоряющий электрод; *14*—замедляющий электрод; *15*—испаритель нейтрализатора; *16*—плазменный нейтрализатор; *17*—анод нейтрализатора



Сравнение характеристик некоторых ИРкД.

1—летный образец ИРкД RIT-10; *2*—летный образец ИРкД SERT-II (NASA); *3*—лабораторный образец ИРкД RIT-10

ГЕРМАНСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ (DFVLR) (Брауншвейг)

ИРкД с объемной ионизацией

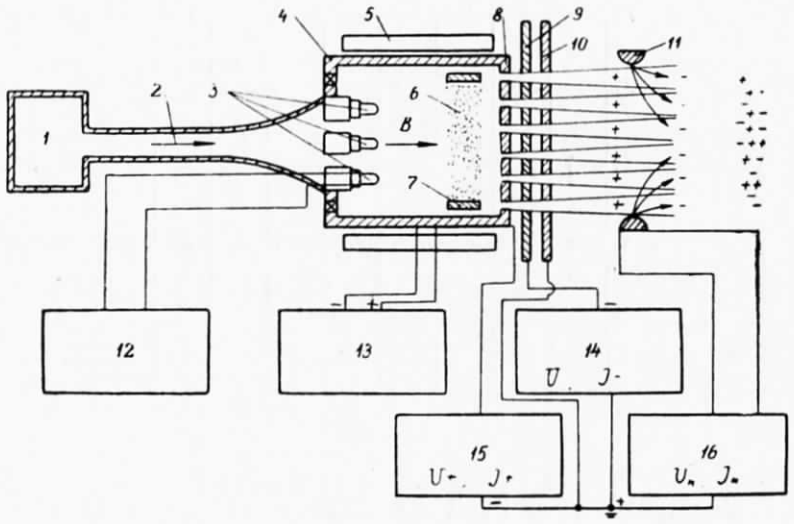


Схема ИРкД DFVLR.
1—сосуд с цезием; *2*—пары цезия; *3*—катоды; *4*—разрядная камера; *5*—электромагнит; *6*—плазма; *7*—анод; *8*—экранирующий электрод; *9*—ускоряющий электрод; *10*—замедляющий электрод; *11*—нейтрализатор; *12*—источник напряжения катода; *13*—источник постоянного напряжения для разряда; *14*—источник напряжения для ускоряющего электрода; *15*—источник высокого положительного напряжения; *16*—источник переменного напряжения для нейтрализатора

$R = 25$ *гс* $D = 300$ *мм*
$R_{уд} = 3500—10\,000$ *кгс·сек/кг* $L = 200$ *мм*
$W_{потр} = 15$ *квт*

ГЕРМАНСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ (DFVLR) (Брауншвейг)

ИРкД с объемной ионизацией

Рабочее вещество — цезий.

Источник ионов — состоит из цилиндрической газоразрядной камеры, семи оксидных катодов и анода. Подогреваемые катоды излучают электроны, которые ионизуют атомы рабочего вещества, поступающие в камеру. Возникающая плазма распространяется до анода и образует плазменный слой.

Система ускорения — с экранирующим, ускоряющим и замедляющим электродами. Вокруг камеры размещается электромагнит для создания магнитного поля.

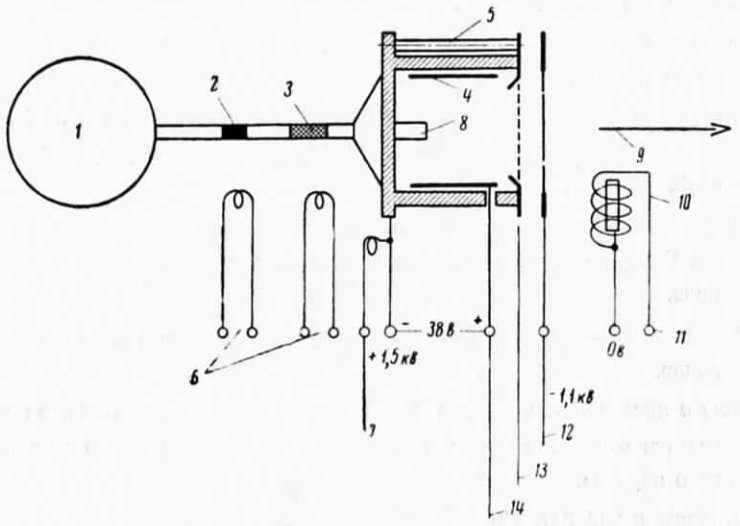
Нейтрализатор. Выходящая струя ионов нейтрализуется с помощью потока электронов.

Состояние в производстве. Создан лабораторный образец двигателя, на котором ведется отработка схемы и отдельных элементов с целью создания летного образца.

№№ источников: 287, 347, 348.

ГЕРМАНСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ (DFVLR) (Брауншвейг)

ИРкД ESKA-18



Принципиальная схема ИРкД ESKA-18.
1—сосуд с ртутью; *2*—испаритель; *3*—изолятор; *4*—анод; *5*—постоянный магнит; *6*—подогрев системы подачи рабочего вещества; *7*—подогреватель катода; *8*—полый катод; *9*—ионный пучок; *10*—плазменный нейтрализатор; *11*—подогреватель катода нейтрализатора; *12*—ускоряющий электрод; *13*—экранирующий электрод; *14*—анод

$R = 2{,}5$ *гс*	$I = 320$ *ма*
$R_{уд} = 3800$ *кгс·сек/кг*	$u = 1{,}5$ *кв*
$W_{ион} = 480$ *вт*	$D = 320$ *мм*
$W_{дв} = 655$ *вт*	$L = 280$ *мм*
$\eta_{дв} = 73\%$	

ГЕРМАНСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ (DFVLR) (Брауншвейг)

ИРкД ESKA-18

Рабочее вещество — ртуть.

Источник ионов — с объемной ионизацией. Пары ртути, поступающие в цилиндрическую разрядную камеру, ионизуются под воздействием электрического разряда между центральным полым катодом и цилиндрическим анодом.

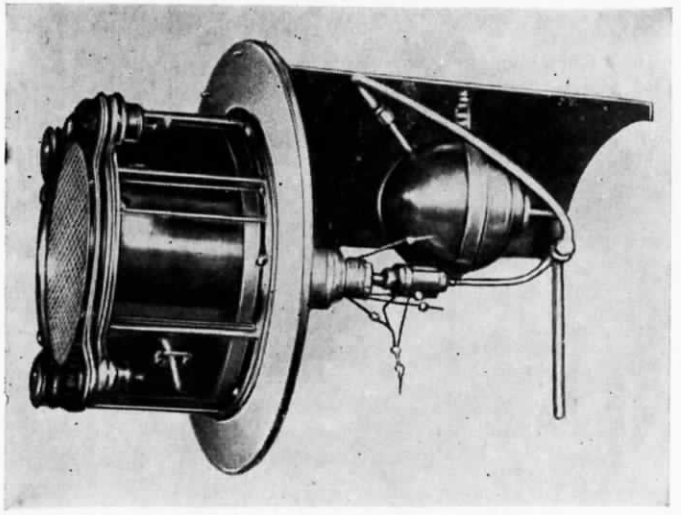
Система ускорения. Ионы ртути извлекаются из разрядной камеры и ускоряются при помощи системы электродов. Расстояние между электродами равно 1,5 *мм*. Разрядная камера изготовлена из высококачественной стали, детали ускоряющей системы — из молибдена. Затрата энергии — 550 *эв/ион*. Диаметр ионного пучка равен 180 *мм*.

Состояние в производстве. Создан опытный летный образец ИРкД ESKA-18.

Модификация:

Разработан экспериментальный ИРкД ESKA-28, в котором диаметр ионного пучка равен 280 *мм*, $W_{ион} = 1{,}6$ *квт*, скорость истечения 44,8 *км/сек* ($R_{уд} \approx \approx 4500$ *кгс·сек/кг*).

№№ источников: 360, 361, 84 доп.



Опытный летный образец ИРкД ESKA-18

ИНСТИТУТ АСТРОНАВТИКИ ТОКИЙСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

ИРкД с контактной ионизацией

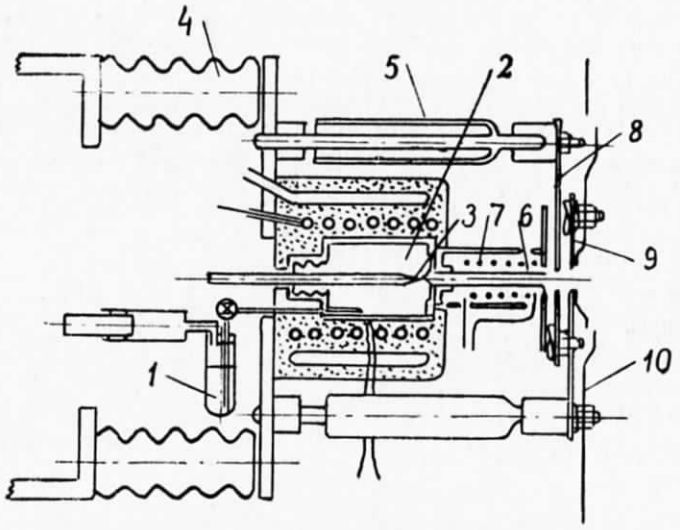


Схема ионного двигателя с полым ионизатором.
1—емкость для цезия; *2*—испаритель цезия; *3*—игольчатый клапан дозировки подачи цезия; *4*, *5*—изоляция; *6*—трубчатый вольфрамовый ионизатор; *7*—подогреватель ионизатора; *8*—ускоряющий электрод; *9*—замедляющий электрод; *10*—экран

R=0,012 *гс*

ИНСТИТУТ АСТРОНАВТИКИ ТОКИЙСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

ИРкД с контактной ионизацией

Рабочее вещество — цезий. Подача паров цезия из испарителя в подогреваемый вольфрамовый полый ионизатор (d=2,55 *мм*; l=55 *мм*) дозируется игольчатым клапаном.

Источник ионов и система ускорения. Радиальное электростатическое поле, создаваемое внутри трубчатого ионизатора, генерирует электроны с нагреваемой поверхности вольфрама так, что на выходе из полости ионизатора образуется плазма. Обычная ускоряюще-замедляющая система извлекает ионы из плазмы и создает ионный пучок.

Состояние в производстве. Построен опытный образец, который испытывался в вакуумной камере при давлении 10^{-6} *торр*.

№№ источников: 337.

АВКО

РкД с омическим нагревом (система ATS-B)

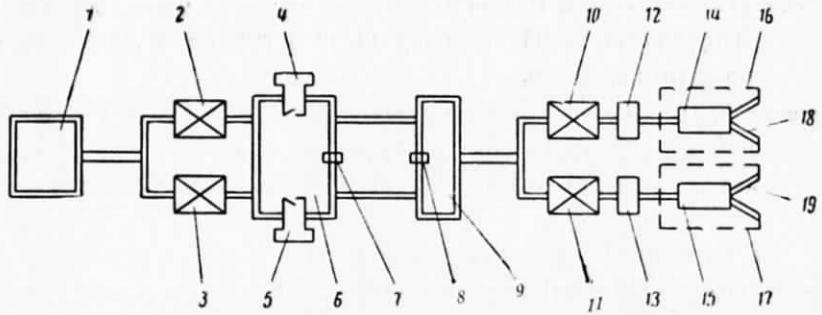


Схема силовой установки Авко с омическим нагревом, примененной на спутнике ATS-B.
1—бак с жидким аммиаком; *2*—первый регулятор давления соленоидного типа; *3*—второй регулятор давления; *4*—первичное реле давления; *5*—вторичное реле давления; *6*—предкамера; *7*—термистор; *8*—датчик давления; *9*—камера повышенного давления; *10*—регулятор расхода (соленоидного типа) РкД № 1; *11*—регулятор расхода РкД № 2; *12*—пористая вставка (регулятор массового расхода) РкД № 1; *13*—пористая вставка РкД № 2; *14*—трубчатый подогреватель первого двигателя; *15*—трубчатый подогреватель второго двигателя; *16*—двигатель № 1; *17*—двигатель № 2; *18*—сопло двигателя № 1; *19*—сопло двигателя № 2

$R = 0{,}225$ *гс* $\quad G_{дв} = 12{,}8$ *кгс*
$R_{уд} = 175$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 10{,}4$ *вт*

АВКО

РкД с омическим нагревом (система ATS-B)

Рабочее вещество — аммиак (NH_3); хранится в баке в жидком состоянии; при нагреве испаряется и диссоциируется на N_2 и H_2. Запас рабочего вещества равен 47,5 *кг*.

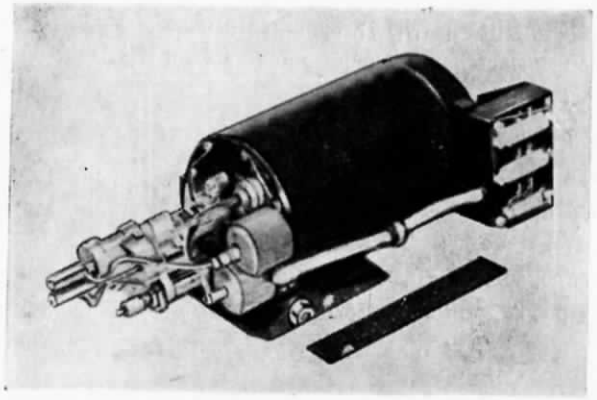
Особенности конструкции. Из бака аммиак сначала поступает в предкамеру, потом в камеру повышенного давления, а затем подается раздельно в двигатели № 1 и 2, где рабочее вещество нагревается в трубчатом подогревателе и термодинамически расширяясь истекает наружу через обычное сопло. Двигатель рассчитан на быстрый выход на рабочий режим. Расход рабочего вещества регулируется соленоидным клапаном.

Применение. В 1967 г. был установлен на спутнике ATS-B, где применялся для стабилизации (устранение вращения).

№№ источников: 72, 337.

АВКО

РкД с омическим нагревом (система ATS-C)



Летный вариант системы с двумя микродвигателями Авко (ATS-C)

№ 1) $R = 0{,}0045$ *кг*
$R_{уд} = 110$ и 75 *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 9$ *вт*

№ 2) $R = 0{,}045$ *кгс*
$R_{уд} = 140$ и 92 *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 10$ *вт*

$D = 100$ *мм*; $L = 280$ *мм*; $G_{дв} = 3{,}2$ *кгс*

АВКО

РкД с омическим нагревом (система ATS-C)

Рабочее вещество — аммиак. Вытеснительная система подачи при регулируемом давлении.

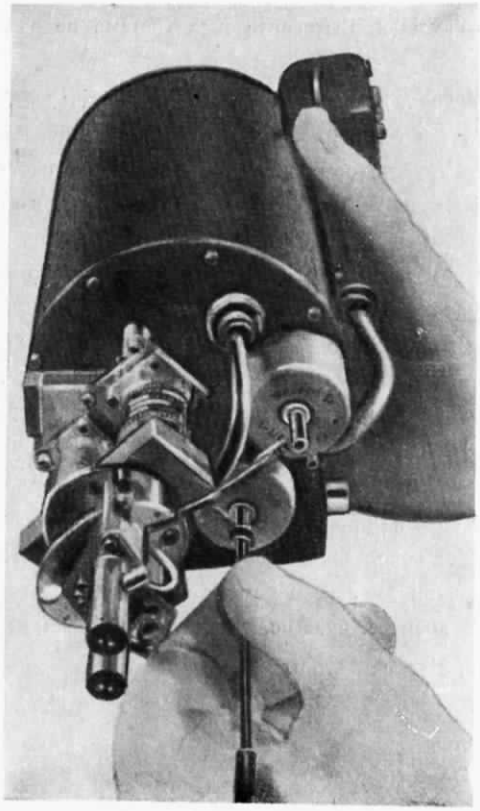
Особенности конструкции. Конструктивная схема двигателей № 1 и 2 аналогична схеме двигателя тягой 0,225 *гс* (стр. 618). Оба двигателя составляют состоящую из двух тяговых камер объединенную систему, которая создавалась для оценки возможности применения жидкого аммиака в качестве рабочего вещества при орбитальном полете. Каждая из двух тяговых камер диаметром 32 *мм* может работать независимо от другой. Большая величина удельной тяги соответствует режиму с расчетным нагревом, меньшая — «холодному» режиму. Клапаны, регулирующие расход рабочего вещества, установленные непосредственно перед тяговыми камерами, соединены кабелем с электронным блоком внутри корпуса. Справа от кабеля размещены два силовых трансформатора тяговых камер.

Применение. Микродвигатель № 1 тягой 0,0045 *гс* применялся для стабилизации спутника ATS-C на орбите в направлении восток — запад; двигатель № 2 тягой 0,045 *гс* использовался для оценки характеристики системы в космосе в широком диапазоне изменения тяги; при этом уровень тяги, полученный в космосе, превышал измеренный в земных условиях.

№№ источников: 72, 31 доп., 32 доп.

АВКО

РкД с омическим нагревом (система ATS-D)



РкД с омическим подогревом для спутника ATS-D

$R = 0{,}0225$ *кг* $G_{дв} = 3{,}6$ *кгс*
$R_{уд} = 150$ *кгс·сек/кг* $G_{с.у} = 7{,}2$ *кгс*
$W_{дв} = 12$ *вт*

АВКО

РкД с омическим нагревом (система ATS-D)

Рабочее вещество — жидкий аммиак. Система подачи — вытеснительная при регулируемом давлении. Запас рабочего вещества равен 1,36 *кг*.

Особенности конструкции. Силовая установка, используемая на спутнике ATS-D, состоит из ряда быстронагреваемых РкД с тяговыми камерами размером 19 *мм*, смонтированными отдельно от цилиндрического блока (длиной 400 *мм*). В блок входят система подачи рабочего вещества, регулятор его расхода с телеуправляемыми клапанами и бак с запасом жидкого аммиака на 3 *ч* работы. Каждый микродвигатель работает независимо от других. Двигатели включаются по сигналу, подаваемому с Земли.

Применение. Предназначен для удержания на орбите спутника ATS-D весом 390 *кгс*. Запуск спутника ATS-D был осуществлен в августе 1968 г. Двигатель наработал в целом 750 *ч* без каких-либо неполадок.

№№ источников: 72, 43 доп., 51 доп.

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

РкД с омическим нагревом (система NRL)

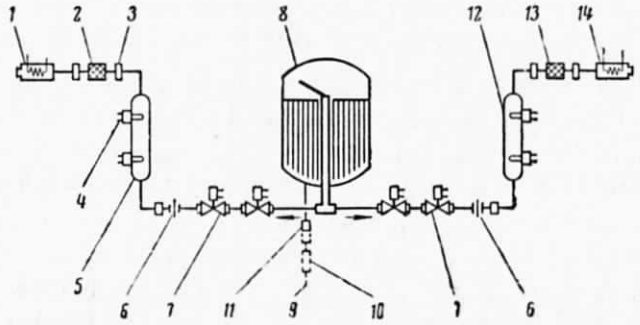


Схема силовой установки NRL.
1 и *14*—двигатель; *2* и *13*—фильтр; *3*—трубка подвода аммиака; *4*—реле давления; *5* и *12*—накопитель; *6*—дозирующее отверстие; *7*—соленоидный клапан регулятора расхода; *8*—бак для аммиака с капиллярной системой подачи; *9*—линии подачи; *10*—тонкий фильтр (2—5 μ); *11*—отсечное устройство

$R = 0{,}0045$ *гс*
$R_{уд} = 65$ *кгс·сек/кг* (на «холодном» режиме)
$R_{уд} = 100$ *кгс·сек/кг* (на «горячем» режиме)
$W_{дв} = 5$ *вт*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

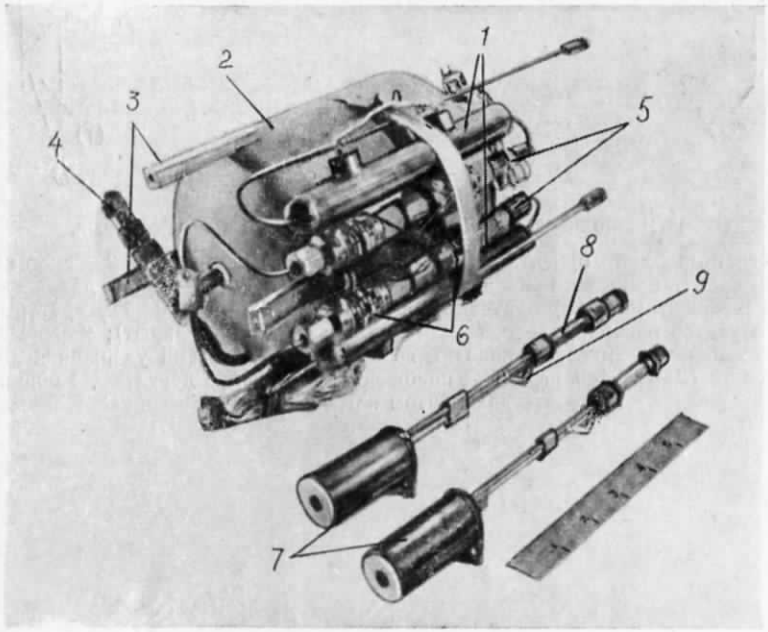
РкД с омическим нагревом (система NRL)

Рабочее вещество — аммиак; поступает в систему из бака под действием капиллярности, а затем вытесняется под давлением через регулятор расхода и накопитель и подается в двигатель.

Особенности конструкции. Силовая установка NRL состоит из двух независимых РкД, каждый двигатель имеет отдельный нагреватель мощностью 2 *вт* и защитный тепловой экран. К соленоидным клапанам подводится мощность 3 *вт*. Для достижения рабочих условий, вследствие большой массы корпуса двигателя и теплового экрана, требуется разогревать двигатель не менее 2 *ч*.

Применение. Система микродвигателей создана по заказу NASA и NRL (Исследовательская лаборатория ВМФ США). Предназначена для удержания спутника на орбите с учетом влияния сил земного притяжения.

№№ источников: 72.



Летный образец РкД NRL.
1—накопители; *2*—бак с аммиаком; *3*—монтажные стойки; *4*—линия подачи аммиака; *5*—дозирующее отверстие 7 *мм*; *6*—соленоидные клапаны; *7*—двигатели; *8*—фильтр; *9*—провод к нагревателю

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

РкД с омическим нагревом (система AFMS)

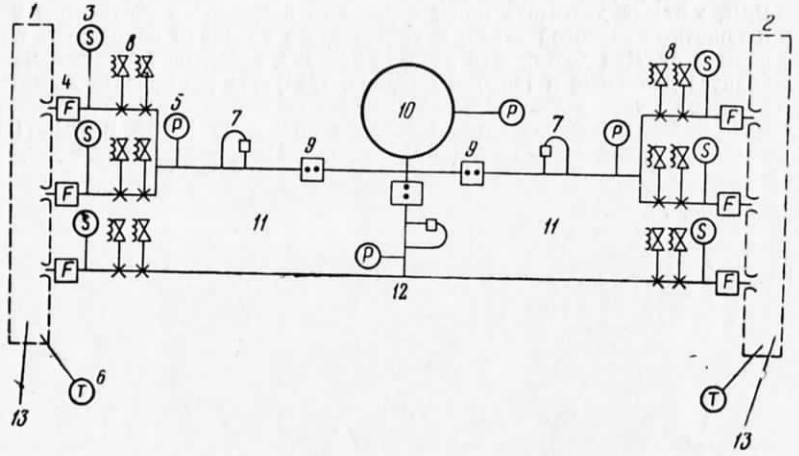


Схема микродвигателя Дженерал Электрик с тремя соплами.

1 — система для ориентации в направлении «запад»; *2* — система для ориентации в направлении «восток»; *3* (*S*)—реле давления; *4* (*F*)—фильтр; *5* (*P*)—датчик давления; *6* (*T*)—датчик температуры; *7*—регулятор расхода; *8*—соленоидный клапан (обычно закрыт); *9*—взрывной клапан; *10*—емкость с рабочим веществом; *11*—система удержания положения; *12*—система перемены положения; *13*—корпус двигателя с общим элементом нагрева

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

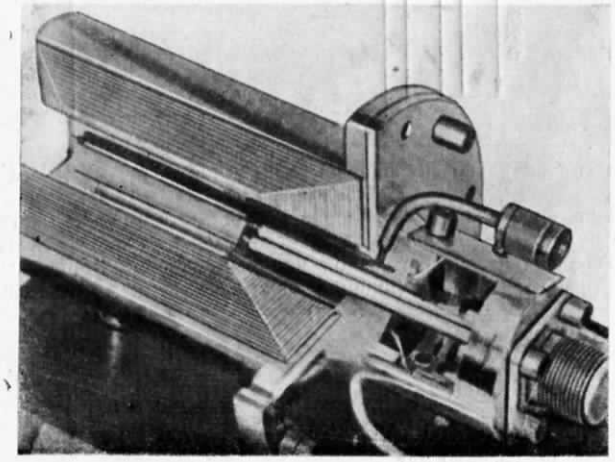
РкД с омическим нагревом (система AFMS)

Рабочее вещество — аммиак; в каждом канале подачи имеется каталитическая ванна, способствующая эффективной диссоциации аммиака в процессе работы двигателя.

Конструктивные особенности. Микродвигатель медленного нагрева, имеет три независимо действующих, раздельно управляемых реактивных сопла с общим элементом нагрева и единым узлом теплового экрана. Два таких микродвигателя используются для удержания искусственного спутника в направлении восток — запад. Многосопельная конструкция обеспечивает надежность системы, а наличие нескольких клапанов и регуляторов позволяет более тонко управлять уровнем тяги.

Применение. Создан по заказу ВВС США для демонстрационных испытаний на синхронном многоцелевом спутнике. Прошел экспериментальную проверку на борту аппарата в полете по баллистической траектории.

№№ источников: 72.



Микродвигатель (с разрезом) Дженерал Электрик в системе AFMS

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

Электромагнитный РкД «REPPAC» (пульсирующий плазменный ускоритель)

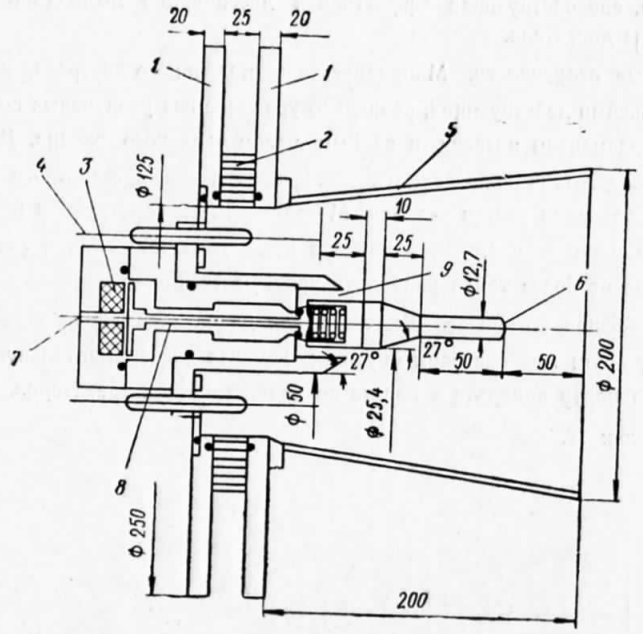


Схема плазменного пульсирующего ускорителя «REPPAC» (модель A7D)

1—фланец крепления; *2*—изолятор; *3*—обмотка; *4*—поджигающие электроды; *5*—внешний электрод; *6*—внутренний электрод; *7*—впуск газа; *8*—отсечной ударный клапан; *9*—щелевые отверстия выпуска газа (ширина щели 6,5 *мм*, диаметр кольца 5 *см*)

$R = 31{,}5$ *гс*
$R_{уд} = 5000$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 30$ *квт*
$\eta_{дв} = 47\%$
$D = 700$ *мм*
$L = 750$ *мм*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

Электромагнитный РкД «REPPAC» (пульсирующий плазменный ускоритель)

Рабочее вещество — аргон, ксенон, гелий или азот. Подача рабочего вещества производится через внутренний электрод. Газ впускается в распределительную камеру пульсообразно через электромагнитный ударный клапан и выпускается вдоль оси через три щелеобразных сопла.

Особенности конструкции. Двигатель работает по принципу повторного процесса зарядки — разрядки конденсатора. Поджигающие электроды, получающие питание от блока конденсаторов емкостью 218 *мкф*, вызывают между двумя соосными электродами электрический разряд при начальном напряжении 900 *в*. Частота разрядов 5—10 *имп/сек*. Газообразное рабочее вещество, частично ионизованное в зоне разряда, взаимодействует с магнитным полем, возникающим в результате разряда, и ускоряется в направлении потока.

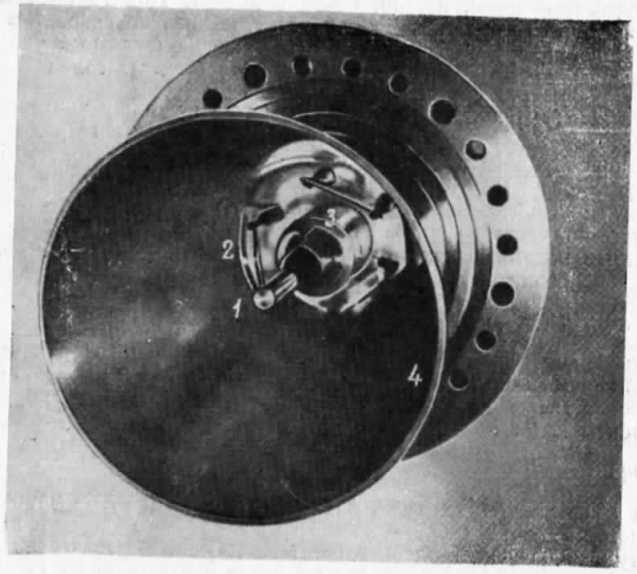
Состояние в производстве. Создан летный вариант ускорителя.

Применение. Ускоритель «REPPAC» предназначается в качестве основного двигателя космического аппарата при выполнении задач глубокой разведки космоса, а также для управления положением спутников и корректировки их орбиты полета.

Модификация:

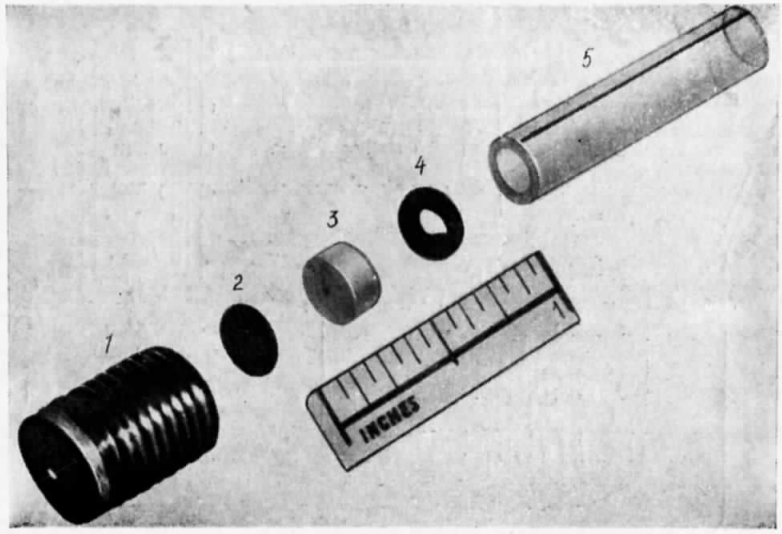
Построена и испытывается модель A7D двигателя «REPPAC» мощностью 2 *квт* с частотой до 20 *имп/сек*. В качестве рабочего вещества используется ртуть или цезий. Модель состоит из двух цилиндрических соосных медных электродов, разделенных на входе изолятором из тирекса. Разработана и применяется новая система подачи рабочего вещества (жидкий металл) с нагреваемым капилляром. Модель наработала в лабораторных условиях более 50 *ч*, из них 10 *ч* непрерывно.

№№ источников: 11 доп., 12 доп., 13 доп.



Модель A7D двигателя «REPPAC».

1—внутренний электрод; *2*—поджигающие электроды; *3*—отверстие, через которое поступает рабочее вещество; *4*—внешний электрод



Детали системы подачи ртути или цезия для ускорителя «REPPAC» (модель A7D).

1—корпус; *2*—прокладка; *3*—изолятор; *4*—уплотнение; *5*—трубка, используемая в качестве емкости для рабочего вещества

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

SPET (импульсный РкД)

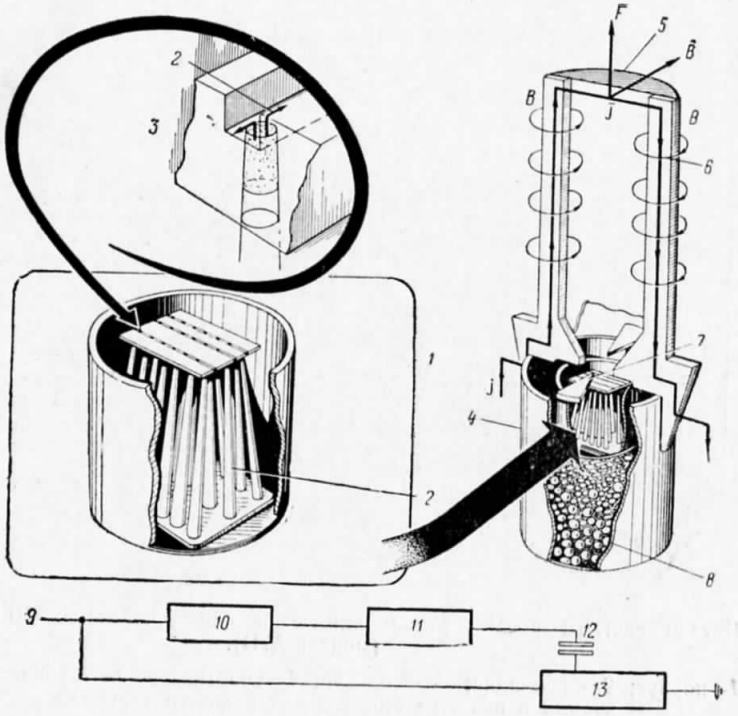


Схема импульсного РкД SPET.

1—система подачи рабочего вещества; *2*—подача рабочего вещества по трубочкам на основе свойств капиллярности; *3*—увеличенный элемент системы подачи; *4*—пластиковый с заданной пористостью бачок для рабочего вещества; *5*—отражающая пластина для удержания плазмы; *6*—ускоряющий электрод; *7*—пусковой электрод; *8*—рабочее вещество с высокой плотностью и низким давлением паров; *9*—подвод энергии; *10*—преобразователь высокого напряжения; *11*—конденсатор; *12*—двигатель; *13*—пусковое устройство

$R = 0{,}00063$ *гс*
$R_{уд} = 3300$ *кгс·сек/кг*
$W_{потр} = 1{,}0$ *вт*
$\eta_{дв} = 10—15\%$
$D = 25$ *мм*
$L = 65$ *мм*
$G_{дв} = 0{,}9$ *кгс*
$G_{с.у} = 4{,}5$ *кгс*

ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК

SPET (импульсный РкД)

Рабочее вещество — тефлон в пастообразном виде.

Система подачи — капиллярная; обеспечивает непрерывный подвод рабочего вещества в просвет между двумя электродами.

Электроды — рельсового типа. Конденсатор энергией в 1 *дж* создает разряд между электродами, в результате которого рабочее вещество испаряется и превращается в плазму. Частота импульсов разряда равна 0,5 *имп/сек*. Полученная плазма разгоняется электромагнитным полем. Регулирование тяги достигается уменьшением частоты и мощности электрических разрядов.

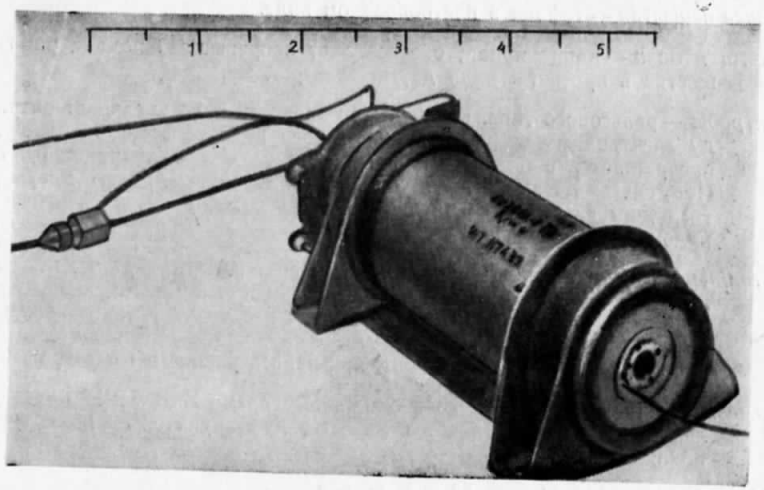
Состояние в производстве. Построен и испытан опытный образец, который продемонстрировал хорошие характеристики при очень малой величине потребляемой энергии. Образец наработал несколько тысяч часов, в течение которых совершено $3{,}65 \times 10^6$ импульсов, что равнозначно длительности работы, равной двум месяцам, при запасе рабочего вещества 28 *гс*.

Применение. Предполагается, что в ближайшее время РкД SPET будет установлен на один из спутников в качестве дублирующей системы управления положением.

№№ источников: 337, 21 доп., 53 доп., 56 доп.

ТОМПСОН-РАМО-ВУЛДРИДЖ (TRW)

РкД с омическим нагревом (односопельный)



Односопельный РкД TRW с омическим нагревом

$R = 19$ *гс*
$R_{уд} = 70$ *кгс·сек/кг* (на «горячем» режиме)
$R_{уд} = 123$ *кгс·сек/кг* (на «холодном» режиме)
$W_{потр} = 92$ *вт*

ТОМПСОН-РАМО-ВУЛДРИДЖ (TRW)

РкД с омическим нагревом (односопельный)

Рабочее вещество — газообразный азот; система подачи — вытеснительная под давлением.

Особенности конструкции. Двигатель с одним тяговым соплом. Газообразный азот нагревается до ~ 800° К и затем расширяется в сопле, обеспечивая при этом удельную тягу 123 *кгс·сек/кг*. При наружной температуре азота удельная тяга 70 *кгс·сек/кг*.

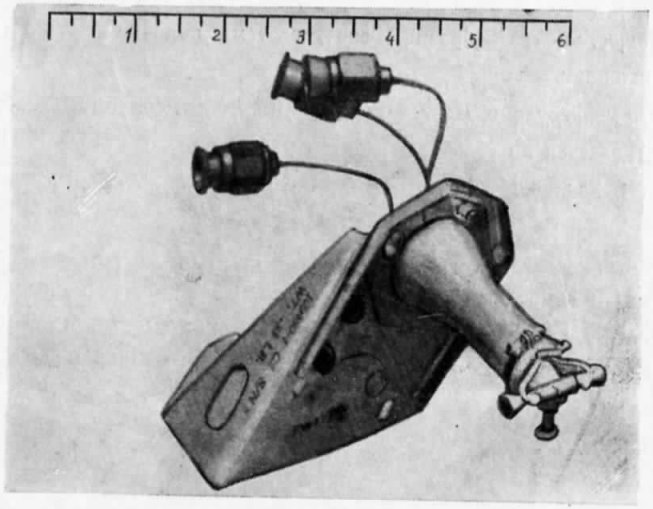
Состояние в производстве. Создан опытный ИРкД летного типа.

Применение. В сентябре 1965 г. был установлен на космическом аппарате Vela-III, где использовался для управления положением аппарата и работал до ноября 1967 г. Общая наработка двигателя в полете составила 4795 *сек*, из них непрерывная работа — 1840 *сек*.

№№ источников: 72.

ТОМПСОН-РАМО-ВУЛДРИДЖ (TRW)

РкД с омическим нагревом (трехсопельный)



Трехсопельный РкД TRW с омическим нагревом

$R = 9 \times 3 = 27$ *гс* $\qquad W_{\text{потр}} = 17—30$ *вт*

$R_{\text{уд}} = 100—200$ *кгс·сек/кг*

ТОМПСОН-РАМО-ВУЛДРИДЖ (TRW)

РкД с омическим нагревом (трехсопельный)

Рабочее вещество — газообразный азот; подача осуществляется под давлением из встроенной емкости.

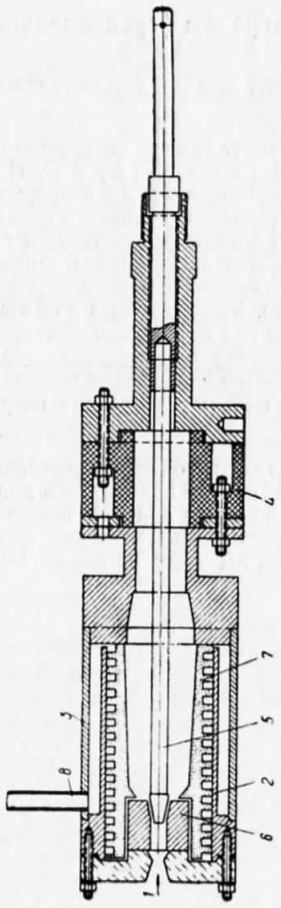
Особенности конструкции. Двигатель имеет три сопла, каждое из которых независимо от рабочей температуры развивает тягу 9 *гс*. Подача рабочего вещества может осуществляться импульсами и непрерывно, в зависимости от режима работы двигателя (изменение скорости полета, устранение вращения аппарата и управление его положением). Для изменения скорости полета аппарата азот нагревается от наружной температуры до 975° К; рабочее вещество подается импульсами, а используемое сопло направляется параллельно линии полета. Удельная тяга двигателя при этом получается равной ~ 200 *кгс·сек/кг* при потребляемой мощности 17 *вт*. На режиме устранения вращения аппарата азот нагревается до 590° К; подача рабочего вещества осуществляется непрерывно примерно в течение одного часа. Удельная тяга равна 98 *кгс·сек/кг* при потребляемой мощности 30 *вт*.

Применение. Двигатели успешно работали в полете на усовершенствованных космических аппаратах Vela (VASP), где применялись для управления положением, изменения скорости полета и для устранения вращения аппарата. На каждом из двух запущенных космических аппаратов устанавливалось по два трехсопельных РкД TRW. В общей сложности двигатели наработали в космосе 18 *ч*.

№№ источников: 72.

SNECMA

РкД с электродуговым нагревом



Электродуговой РкД SNECMA.
1—сопло; *2* и *3*—внутренний и наружный теплозащитные экраны; *4*—изолятор; *5*—катод; *6*—анод; *7*—контур регенеративного охлаждения; *8*—подвод рабочего вещества

$R_{уд} = 1200$ *кгс·сек/кг* $G_{дв} = 35$ *кгс* (без источника энергии)
$W_{потр} = 15$ *квт* $\tau = 5$ *ч*
$\eta_{дв} = 90\%$

SNECMA

РкД с электродуговым нагревом

Рабочее вещество — водород; $G_{р.в} = 0{,}2$ *г/сек.*

Система охлаждения — регенеративное охлаждение рабочим веществом. Тепловые потери значительно снижены циркуляцией газа вокруг длинной камеры, где горит дуга.

Особенности конструкции. Стабилизация контрагированной электрической дуги достигается в результате удлинения канала анода, располагаемого вблизи горловины сопла.

Модификации:

Миниатюрный двигатель такого типа мощностью 1 *квт* с водородом в качестве рабочего вещества и с питанием от солнечного источника энергии может применяться при полетах по орбите Земли или вокруг Луны.

Уменьшенный вариант мощностью 4 *квт* используется в испытательном центре ONERA как источник высокотемпературной плазмы аргона или азота для испытания разрушающегося экрана поверхности снаряда, возвращающегося с высоты 50 *км*. При охлаждении водой электродуговой камеры можно достичь температуры плазмы аргона 4000—6000° К при $\eta_{дв} = 75\%$.

№№ источников: 342.

ГЕРМАНСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ DVL (Штутгарт)

РкД с электродуговым нагревом

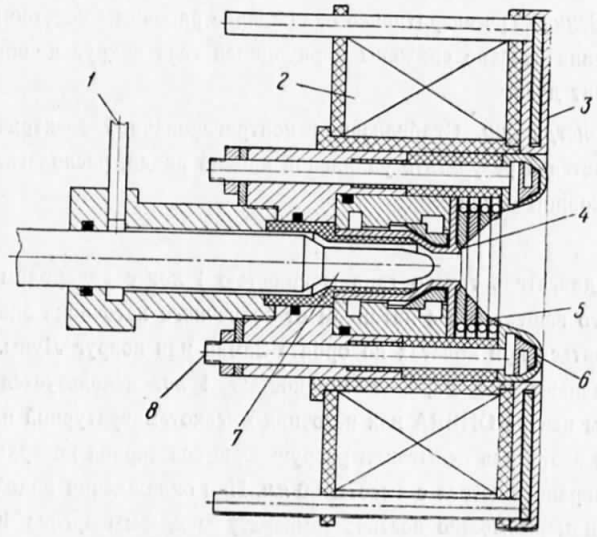


Схема двигателя DVL с использованием для ускорения собственного и внешнего магнитных полей.

1—подвод рабочего вещества; *2*—магнитная катушка; *3*—охлаждаемая пластинка; *4*—сопло; *5*—нейтральный сегмент сопла; *6*—анод; *7*—катод; *8*—подвод охлаждающей воды

ГЕРМАНСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ DVL (Штутгарт)

РкД с электродуговым нагревом

Основные данные электродугового РкД при использовании различных рабочих веществ.

Рабочее вещество	Параметры					
	R, *гс*	$R_{уд}$, *кгс·сек/кг*	$W_{потр}$, *квт*	η, %	I, *а*	расход массы, *г/сек*
Гелий	205	1600	84	19	2000	0,125
Аргон	125	4700	85	33	1000	0,026
Водород . . .	120	5170	105	30	1000	0,023

Особенности конструкции. Ускорение плазмы, получаемой в результате электрической дуги, происходит под действием токов Холла при пересечении магнитного поля с током электрической дуги. Разряд происходит между медным анодом с водяным охлаждением и расположенным в сопле катодом из тарированного вольфрама. При давлении окружающей среды в пределах 20—100 *мм рт. ст.* обеспечивается устойчивая работа катода. Расширяющаяся часть сопла выполнена из сегментов и электрически нейтральна. Напряженность магнитного поля порядка 1500 *гс*.

Состояние в производстве. Опытные двигатели DVL работали в вакуумной камере при противодавлении 0,5 *мм рт. ст.* и силе тока до 2000 *а* (при работе с аргоном) и 1000 *а* (при работе с гелием и водородом).

№№ источников: 337, 33 доп., 49 доп.

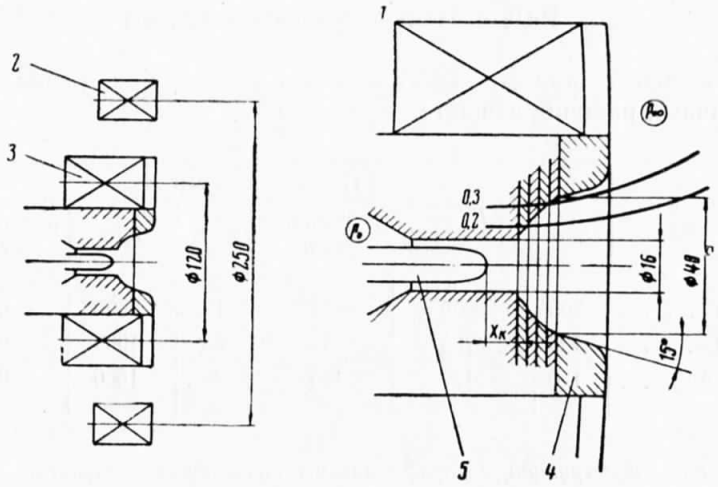


Схема опытного двигателя.

1—магнитная катушка; *2*—60 витков; *3*—120 витков; *4*—анод; *5*—катод

КОМБИНИРОВАННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

МАРКВАРДТ SERJ [1]

ТПД SERJ состоит из ПВРД и вентилятора, приводимого от ГТД. Сжатый в вентиляторе воздух направляется непосредственно в камеру сгорания ПВРД. Рассчитан на полеты при $M_п = 4{,}5$.

Вентилятор. При скоростях полета, обеспечивающих работу ПВРД, вентилятор будет переводиться на режим авторотации или устанавливаться во флюгерное положение или же выводиться из воздушного тракта.

Состояние в производстве. Разрабатывается по заказу ВМФ США.

Применение. Перспективные боевые высокоскоростные самолеты, рассчитанные на скорость полета до соответствующей $M = 4{,}5$.

№№ источников: 125, 377, 85 доп., 147 доп.

[1] Supercharged ejection ramjet.

НОРД АВИАСЬОН

Комбинированная силовая установка Норд Авиасьон, состоящая из ТРДД, установленного внутри ПВРД. ТПД рассчитан на скорость полета, соответствующую числу $M = 4$.

Воздухозаборник — общий, регулируемый.

Система регулирования. Расход воздуха через внешний контур регулируется системой створок, расположенной за вентилятором.

Реактивное сопло — общее, регулируемое.

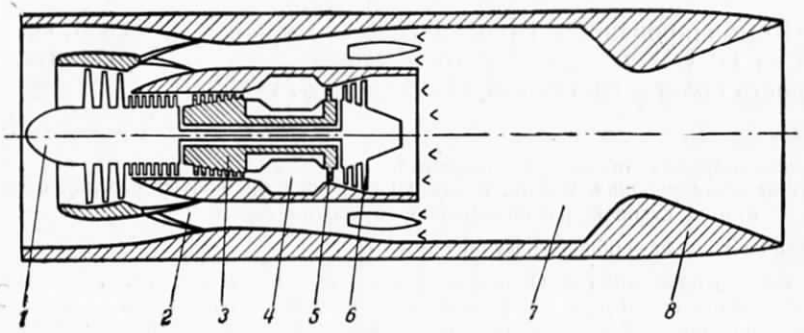
Состояние в производстве. Определены основные характеристики воздушных каналов и профиль диффузора, обеспечивающие течение воздуха без срывов при работе двигателя на основных режимах. Разработана система регулируемых створок и проведена значительная экспериментальная работа с полноразмерной камерой сгорания на стендах до $M = 4$ и $H = 30$ *км* во всех условиях полета.

Применение. Предназначается для 1-й ступени космических транспортных аппаратов.

Модификации:

Фирмой Норд Авиасьон исследован вариант турбопрямоточного двигателя, рассчитанный на скорость полета $M > 4$. Топливом является керосин и жидкий кислород, который используется как охладитель и вводится в камеру сгорания на особых режимах работы двигателя.

№№ источников: 1, 28.



1—вентилятор; *2*—регулируемые створки; *3*—компрессор в. д.; *4*—камера сгорания ТРДД; *5*—турбина в. д.; *6*—турбина н. д.; *7*—камера сгорания ПВРД; *8*—регулируемое сопло

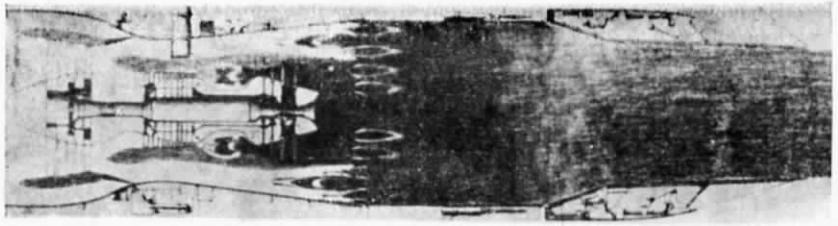


Схема работы ТПД на режиме дозвукового разгона и перехода через скорость звука. Регулируемые створки открыты и двигатель работает как ТРДД с форсированием в обоих контурах



Схема работы ТПД в диапазоне скоростей от трансзвуковой до $M_п = 2{,}5—3$

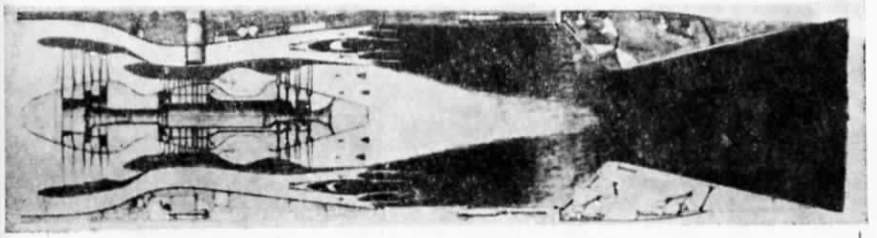


Схема работы ТПД при скорости полета **M>3. Регулируемые створки** закрыты и силовая установка работает как ПВРД. В этом случае ТРДД работает в зависимости от числа $M_п$ либо на малом газе, либо находится на режиме авторотации, либо полностью выключен

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

Страна, фирма и марка	Электр. мощность, *квт*	Продолжит. работы, *ч* / Пл. холод.-излучателя, *м²*	Первичный источник энергии: теплов. мощн., *квт*	деляш. вещество / замедлитель	теплоноситель	диаметр / длина, *м*	вес реактора / защиты, *кгс*	Преобразователь: тип	уровень температур, °С t_{max} / t_{min}	Общий вес, *кгс*	Назначение	Состояние в производстве
Реакторные (РЭУ)												
США												
Атомикс SNAP 10A	0,58	1 год / 5,8	40,5—43	U-235 (4,8 *кг*) / гидрид циркония	Na—K	—	125 / 100	ТЭГ GeSi	490 / 330	434	Для непилотируемых космических аппаратов	Испытывалась на орбите в 1965 г. в течение 1000 *ч*
Эроджет SNAP 8	35—75	>10 000 / —	400—600	U-235 / гидрид циркония	Na—K	—	800 (реакт. с защит. экр.)	ПТУ на парах ртути	700 / 300	~4000—5000 (без защитного экрана)	—	В доводке. Техническая готовность к середине 70-х годов
Гэрритт-Эрисерч ЯГТУ	2—10	До 5 л. / —	—	— / —	—	—	—	ГТУ	871 / 70	—	Для космических аппаратов	Опытный
Дженерал Электрик STAR	10—70	— / ~1	—	—	Нет	0,35 / 0,91	—	ТЭП	До 2230 / До 1550	—	—	Проект
Мартин	60	—	—	—	Li	—	—	ТЭП	— / 760	—	—	Проект
	300	—	—	—	Li	0,3 / 0,55	—	ТЭП	— / 760	—	—	Проект

Страна, фирма и марка	Электр. мощность, *квт*	Продолжит. работы, *ч* / Пл. холод.-излучателя, *м²*	Первичный источник энергии: теплов. мощн., *квт*	делящ. вещество / замедлитель	теплоноситель	диаметр / длина, *мм*	вес реактора / защиты, *кгс*	Преобразователь: тип	уровень температур, °C: t_{max} / t_{min}	напряжение, *в* / сила тока, *а*	уд. вес, *кгс/квт* / к. п. д., %	Конструктивные особенности	Общий вес, *кгс*	Назначение	Состояние в производстве
Реакторные (РЭУ)															
Норт Америкэн ЯТЭГ	25	2 г / 119	580	U-235 / Zr H	Na — K	560 / 650	830 / 5550	ТЭГ	594 / 285	— / —	20 / 4,6	—	9000	Для орбитальной станции MORL (реактор от SNAP 8)	В разработке. Запуск предусматривается в 1975 г.
ЯТЭГ	2—5	1 год / 9,3—23	60—150	U-235 / Zr H	Na — K	—	145—170 / 135—150	ТЭГ	661 / —	—	— / 4	—	513—480 (без защиты)	—	Проект
Эроджет, Нуклеоник и Эрисерч ЯГТУ	100	10 000 *ч* / —	760	—	—	—	—	ГТУ	820 / —	—	— / 13	—	—	—	Турбогенераторный узел проходит испытания
ЯТЭП на тепловых трубах	36	10 000 *ч* / —	—	—	—	—	—	ТЭП	2500 / 1560	—	—	120 труб	264	—	Проект
КАЭ ЯПТУ, работающая по циклу Ренкина	1—100	1—5 лет / —	—	— / гидрид циркония	Ртуть	—	—	—	— / 1100—1650	—	—	С использованием ртути в качестве рабочего вещества	—	Для пилотируемых и непилотируемых полетов	Вспомогательные узлы в разработке
—	100—1000	1 / —	—	—	Калий	—	—	—	—	—	—	Цикл Ренкина с использованием калия	—	—	Проект
ФРГ **Браун-Бовери Интератом и Сименс** ЯТЭГ	20—30	—	—	U-235 (15 *кгс*) / —	Na — K	350 / 450	—	ТЭП	1500—1700 / 550—650	—	— / 10	Каждый ТВЭЛ содержит семь цезиевых преобразоват. длиной 54 *мм* и диаметром на выходе 20 *мм*. Активная зона будет заключена в бериллиевый отражатель	550	Для больших искусственных спутников	В разработке

№№ источников: 19, 48, 90, 256, 269, 299, 354, 359, 367, 369, 373, 377, 401, 426, 427, 437, 445.

Страна, фирма и марка	Электр. мощн., *квт*	Продолжительность работы	Первичный источник энергии: теплов. мощн., *квт* / изотоп	Первичный источник энергии: диаметр / длина, *мм*	Преобразователь: тип	Преобразователь: уровень темпер., °C t_{max} / t_{min}	Преобразователь: напряжение, *в* / сила тока, *а*	Удельн. вес, *кг/квт* / к.п.д., %	Конструктивные особенности	Общий вес, *кг*	Назначение	Состояние в производстве
Радиоизотопные (РиЭУ)												
США **Дженерал Электрик** SNAP 27	0,06—0,065	1 г.	1,5 / Pu-238	406 / 457	Термоэлектрический	593 / 274	16 / —	515 / 4	Цилиндр. корпус из бериллия. Берил. лопасти радиат. с покрыт. с высокой излучат. способностью. Термоэлементы из теллурида свинца. Надежность 0,995	30,8 (уст.); 12,7 (ген. без капсулы)	Установка ALSEP для исследования лунной поверхности	Установлена на Луне в ноябре 1969 г.
Мартин SNAP 9A	0,025	5 л.	— / Pu-238	510 / 240	Термоэлектрический	— / —	6,4 / 4,6	480 / 4—5	—	12	Навигационные спутники Министерства обороны США	Спутники, запущенные в сентябре и декабре 1963 г., все еще работают, но при пониженной мощности
SNAP 13	0,012	4 мес.	— / Cm-242	100 / 60	Термоэмиссионный	—	—	150	—	1,8	Термоэмиссионная демонстрационная модель	Новая термоионная программа на высоких мощностях начала осуществляться летом 1966 г.
SNAP 19	0,03	3—5 л.	— / Pu-238	559 / 279	Термоэлектрический	—	—	450 / 4—5	—	13,6	Метеорологический спутник „Нимб" В	Спутник „Нимб" В был запущен неудачно. Капсулы с радиоизотопным веществом Pu-238 были извлечены со дна океана. Новая установка поставлена на спутник „Нимб" В-2

Страна, фирма и марка	Электр. мощн., *квт*	Продолжительность работы	Первичный источник энергии: теплов. мощн., *квт* / изотоп	Первичный источник энергии: диаметр, *мм* / длина	Преобразователь: тип	Преобразователь: уровень темпер., °C $\frac{t_{max}}{t_{min}}$	Преобразователь: напряжение, *в* / сила тока, *а*	Удельн. вес, *кгс/квт* / к.п.д., %	Конструктивные особенности	Общий вес, *кгс*	Назначение	Состояние в производстве
Радиоизотопные (РиЭУ)												
SNAP 29	0,5	90—120 дн.	— / Po-210	—	Термоэлектрический	920 (?) / —	—	— / 4—5	Термоэлементы из теллурида свинца	—	Для пилотируемых и непилотируемых космических аппаратов (Министерства обороны и NASA)	Начались детальное проектирование и разработка вспомогательных узлов. Наземные испытания заправленных ЭУ предполагалось провести в 1970 г.
Центр Льюиса NASA	5,5	5 лет с заменой узлов	— / Pu-238	—	ГТУ	871 / —	120 / —	— / 20	Радиоизотопная установка, работающая по циклу Брайтона	—	Пилотируемые станции, лунная база (Министерство обороны и NASA)	В начале 1970-х гг. планируются наземные испытания
TRW-КАЭ	0,20	5 лет	—	—	Термоэлектрический	—	—	223 / —	Усовершенствованная термоэлектрическая установка с изотопным источником тепла	>12	Навигационные спутники	В разработке
ФРГ												
YFW и HFB, ERNO	0,1	—	— / Sr-90	254 / —	Термоэмиссионный	1000 / —	—	—	Выполнен в виде шара. ТВЭЛы используются в виде 150 стержней с графитовым покрытием	—	Для спутников с длительным сроком существования	Создана полноразмерная модель

№№ источников: 103, 152, 258, 377, 396.

Таблица 3

Страна, фирма и марка	Электр. мощность, *квт*	Продолжительность работы	Первичный источник энергии: тип	тепловая мощность, *квт*	диаметр / длина, *м*	вес, *кгс*	дополнительные сведения	Преобразователь: тип	уровень температ., °С $\frac{t_{max}}{t_{min}}$	напряжение, *в* / сила тока, *а*	Уд. вес, *кгс/квт* / к.п.д., %	Конструктивные особенности	Общий вес, *кгс*	Назначение	Состояние в производстве
ЭУ с разными источниками энергии и преобразователем															
С Ш А															
Гэрритт-Эрисерч															
ЭУ, работающая по циклу Брайтона	2—10	до 5 л.	—	—	—	—	Солнечный источник тепла	Турбогенераторный	$\frac{871}{70}$	$\frac{120}{—}$	$\frac{—}{12—16\ (модели)}$	—	100 (модель на 3 *квт*)	Для космических аппаратов	Опытный вариант ЭУ проходил оценочные испытания в 1969 г.
АВКО															
МГД-генератор	1000	от 30 мин. до неск. часов	—	—	—	—	Высокоэнергетическое топливо с использованием соединений бора	—	—	—	$\frac{—}{20\ и\ выше}$	Состоит из камеры сгорания, магнита, канала для потока ионизированного газа и электродов для снятия электрического тока. Регенеративное охлаждение рабочим веществом (жидким гелием). Материал для магнита—сплавы ниобия с оловом, либо ниобия с цирконием. Температура в камере сгорания 3073 — 3573° К	900	На самолетах типа Мак Доннелл Дуглас F-4, в качестве источника энергии для тактических и стратегических систем создания помех и глушения радиопередач, а также освещения наземных объектов	В разработке. Рабочий вариант будет создан в середине 70-х гг.
Крайслер															
МГД-генератор	—	0,5—15 *мин*	—	—	—	—	Топливо JP-4 и жидкий кислород	—	—	—	—	Система дуговых ламп	—	На истребителях-бомбардировщиках	В разработке

№№ источников: **49, 124, 301.**

Таблица 4

Страна, фирма и марка	Электрическая мощность, *квт*	Продолжит. работы / Общая площадь, $м^2$	Тип	Уд. вес, *кгс/квт* / К. п. д., %	Конструктивные особенности	Общий вес, *кгс*	Назначение	Состояние в производстве
Солнечные батареи (СЭБ)								
США								
—	0,025	— / 1,6	—	1164 / 1,1	Неориентир. Сост. из 9100 солн. элементов. На корпусе	29,1	Косм. аппарат «Тирос» (солн. склонение 90°)	—
—	0,051	— / 1,6	—	572 / 2,2	Неориентир. Сост. из 9120 солн. элементов. На корпусе	29,1	Косм. аппарат «Тирос» (солн. склонение 45°)	—
—	0,47[1]	— / 4,34	Панели	185 / 7,5	Ориентир. Сост. из 11 000 солн. элементов	86,5	Косм. аппарат «Нимб» В	—
—	0,54[2]	— / 7,0	Панели	145 / 5,3	Ориентир. Сост. из 32 256 солн. элементов	78,5	Косм. аппарат EGO	—
—	0,98[3]	— / 21,2	Лопасти	205 / 3,2	Неориентир. Сост. из 80 000 солн. элементов	201	Косм. аппарат OAO	—

[1] При 60° С.
[2] При 80° С.
[3] При 27° С.

Страна, фирма и марка	Электрическая мощность, *квт*	Продолжит. работы / Общая площадь, $м^2$	Тип	Уд. вес, *кгс/квт* / К. п. д., %	Конструктивные особенности	Общий вес, *кгс*	Назначение	Состояние в производстве
Солнечные батареи (СЭБ)								
Локхид —	—	— / 5,7 *м* (длина)	—	—	—	—	Для SERT 2	Запуск аппарата был произведен в конце 1969 г.
Мак Доннелл Дуглас —	5 *квт*	1 год / 180	—	430 / 9	Развертывающаяся солнечная батарея	2161	Для лаборатории MORL	В разработке
Райан —	—	— / 4,6	Панели	34,5 / —	—	17,4	—	Построена
—	—	— / 23,2	Панели	15,1 / —	«Свертывающаяся» солнечная батарея	25,4	По заказу NASA	В разработке
RCA —	—	—	—	13,7 / —	«Свертывающаяся» солнечная батарея. Обладает демпфирующей способностью и устойчивостью к повреждениям во время запуска	—	Для больших космических аппаратов	Испытания экспериментальной модели

Продолжение табл. 4

№№ источников: 15, 17, 427, 438.

ТОПЛИВА ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ США

№ п/п.	Наименование показателей	Спецификации				
		D1655/65T A (керосин)	D1655/65T A-1 (керосин)	D1655/65T B	MIL-T-5624G JP-4	MIL-T-5624G JP-5
1	Плотность при 15,56° С, *г/см³*	0,775—0,825	0,775—0,825	0,751—0,802	0,751—0,802	0,788—0,845
2	Фракционный состав:					
	10% перегоняется, °С, не более	—	—	—	—	—
	20% перегоняется, °С, не более	200	200	143,3	143,3	—
	50% перегоняется, °С, не более	232,2	232,2	187,8	187,8	—
	90% перегоняется, °С, не более	260	260	243,3	243,3	—
	конец перегонки, °С, не выше	—	—	300	300	—
3	Давление насыщенных паров при 37,78° С, *мм рт. ст.*	—	—	103,4—155,1	103,4—155,1	—
4	Кинематическая вязкость при —34,4° С, *сст*, не более	15	15	—	—	16,0
5	Температура замерзания, °С	—38	—48	—58	—58	—46
6	Температура вспышки в закрытом тигле, °С	43,3—65,6	43,3—65,6	—	—	60
7	Теплота сгорания, *ккал/кг*, не более	10 223	10 223	10 223	10 223	10 167
8	Фактические смолы, *мг* на 100 *мл*, не более	3	7	7	7	7
9	Потенциальные смолы, *мг* на 100 *мл*, не более	6	14	14	14	14

Продолжение

№ п/п.	Наименование показателей	Спецификации				
		D1655/65T A (керосин)	D1655/65T A-1 (керосин)	D1655/65T B	MIL-T-5624G JP-4	MIL-T-5624G JP-5
10	Кислотность, *мг* КОН на 1 *г*, не более	0,1	0,1	—	—	—
11	Содержание серы, %, не более . . .	0,2	0,2	0,2	0,4	0,4
12	Содержание меркаптановой серы, %, не более	0,003	0,001	0,001	0,001	0,001
13	Содержание ароматических углеводородов, %, не более	20	20	20	25	25
14	Содержание олефиновых углеводородов, %, не более	5	5	5	5	5
15	Люминометрическое число, не менее	45	50	60	60	50
16	Высота некоптящего пламени, *мм*, не менее	24	25	—	—	19
17	Термическая стабильность в динамических условиях:					
	а) перепад давления на фильтре за 5 *ч* испытания при 204° С, *мм рт. ст.*, не более	305	305	305	330	330
	б) отложения в подогревателе, баллы, не более	2	2	2	3	3

ТОПЛИВА ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ АНГЛИИ И ФРАНЦИИ

№ п/п.	Наименование показателей	Спецификации					
		Англия D.Eng.R.D.2486 (JP-4)	Англия D.Eng.R.D.2498 (JP-5)	Англия D.Eng.R.D.2494 (керосин)	Франция AIR-3405/B (JP-1)	Франция AIR-3407/A (JP-4)	Франция AIR-3404/A (JP-5)
1	Плотность при 15,56° С, *г/см*³	0,751—0,802	0,788—0,845	0,775—0,825	0,770—0,825	0,746—0,797	0,783—0,841
2	Фракционный состав:						
	10% перегоняется, °С, не более	—	—	—	204	—	204
	20% перегоняется, °С, не более	143	—	200	232	143	—
	50% перегоняется, °С, не более	178,8	—	—	—	180	—
	90% перегоняется, °С, не более	243,3	—	—	—	243	—
	конец перегонки, °С, не выше . .	—	—	300	288	—	288
3	Давление насыщенных паров при 37,78° С, *мм рт. ст.*	103,4—155,1	—	—	—	—	—
4	Кинематическая вязкость при −34,4° С, *сст*, не более	6 (—17,78°)	16,0	6 (—17,78°)	15	—	16,5
5	Температура замерзания, °С	—58	—46	—50	—50	—60	—40
6	Температура вспышки в закрытом тигле, °С	38	60	37,8	38—66	—	60
7	Теплота сгорания, *ккал/кг*, не менее	10 223	10 167	10 223	10 200	10 200	10 100
8	Фактические смолы, *мг* на 100 *мл*, не более	7	7	7	7	7	7
9	Потенциальные смолы, *мг* на 100 *мл*, не более	14	14	14	14	14	14

Продолжение

№ п/п.	Наименование показателей	Спецификации					
		Англия D.Eng.R.D.2486 (JP-4)	Англия D.Eng.R.D.2498 (JP-5)	Англия D.Eng.R.D.2494 (керосин)	Франция AIR-3405/B (JP-1)	Франция AIR-3407/A (JP-4)	Франция AIR-3404/A (JP-5)
10	Кислотность, *мг* КОН на 1 *г*, не более	—	—	—	0,1	—	—
11	Содержание серы, %, не более . . .	0,4	0,4	0,2	0,2	0,4	0,4
12	Содержание меркаптановой серы, %, не более	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001
13	Содержание ароматических углеводородов, %, не более	25	25	20	20	25	25
14	Содержание олефиновых углеводородов, %, не более	5	5	5	—	5	—
15	Люминометрическое число, не менее	54	50	—	—	—	—
16	Высота некоптящего пламени, *мм*, не менее	—	19	20	25	—	19
17	Термическая стабильность в динамических условиях:						
	а) перепад давления на фильтре за 5 *ч* испытаний при 204° С, *мм рт. ст.*, не более	76,2	330	—	—	76,2	—
	б) отложения в подогревателе, баллы, не более	3	3	—	—	3	—

Горючее	Формула и условное сокращение	Плотность, $г/см^3$	Температура, °С: плавления	Температура, °С: кипения	Теплоемкость, $ккал/кг$ °С
Водород	H_2	0,07 при $t°$ кип.	−259,21	−252,76	2,25 при $t°$ кип.; 1,65 при $t°$ плав.
Гидразин	N_2H_4	1,01 при 20° С	+1,53	+113,5	0,735 при t=20° С
Несимметричный диметилгидразин (димазин)	$(CH_3)_2$ NNH_2 НДМГ	0,784 при 25° С	−57,2	63,1	0,65 при t=20° С
Монометил-гидразин	CH_3N H-NH_2 ММГ	0,874 при t=25° С	−52,4	87,5	0,7 при t=25° С
Аэрозин	50% НДМГ +50% N_2H_4	0,899 при t=25° С	−7,3	70,1	0,695 при 25° С; 0,716 при 70° С
Тонка-250	50% триэтил-амина, 50% ксилидина	0,844 при t=20° С	От −80 до −105	83÷85	0,518 при 20° С; 0,550 при 70° С
Керосин США (MIL-25576B)	RP-1	0,80 при 15,5° С	−40	185	—
Керосин Англии DERD-2495	—	0,78	−40	~170	—
Аммиак безводный	NH_3	0,603 при 25° С	−77,76	−33,42	1,130 при 20° С
Скипидар	$C_{10}H_{16}$	0,849 при 20° С	Ниже −50	153÷160	0,43 при 20° С

Теплотворная способность, $ккал/кг$	Вязкость, $спз$ ($сст$)	Давление насыщ. паров, $мм\ рт.\ ст.$	Температура самовоспламенения, °С	Токсичность	Рекомендуемые материалы
28 900	$240 \cdot 10^{-4}$ при $t°$ плавл.; $131 \cdot 10^{-4}$ при $t°$ кип.	537 при t = −253,9 °С; 728 при t=252,9° С	350—590 пределы с воздухом 4,1÷75%	Нетоксичен	Нержавеющие стали, цветные сплавы
	0,391 при t=100° С; 0,964 при t=20° С	477 при t=100° С; 10,53 при t=20° С	160 (по Иентчу)	Токсичен	Хромоникелевые нержавеющие стали, алюминиевые сплавы
	5,7 при −57,2° С; 0,31 при 60° С	0,7 при −50° С; 670 при 60° С	260 (по Иентчу)	Токсичен	Нержавеющие стали, алюминиевые сплавы
	(14,2) при −50° С; (0,65) при +50° С	167 при +50° С	270 (по Иентчу)	Токсичен	Нержавеющие стали, алюминиевые сплавы
	(0,89) при 25° С; 0,53 при 70° С	46 при 0° С; 131 при 25° С	—	Токсичен	Нержавеющие стали, алюминиевые сплавы
	(1,18) при 20° С и сод. триэтиламина 51,8%	34,0 при 20° С; 456 при 80° С	380 (по Иентчу) с O_2	Токсичен	Хромистые и хромоникелевые стали, алюминий, сплавы алюминия
10 280	(16,5) при −34,4° С	—	43 (т-ра вспышки)	Нетоксичен	—
10 300	(6) при −18° С	—	43 (т-ра вспышки)	Нетоксичен	—
—	0,270 при −40° С	200 при −57,0° С; 400 при −45,4° С	—	Токсичен	Все сплавы на железной основе
10 220	—	—	—	Токсичен	—

Окислитель	Формула и условные сокращения	Плотность, *г/см³*	Температура, °С	
			плавлен.	кипения
Фтор	F_2	1,507 при *t°* кип.	−219,62	−188,13
Кислород	O_2 (LOX)	1,144 при *t°* кип.	−218,84	−182,97
Четырехокись азота	N_2O_4	1,442 при *t°* кип., 1,488 при 0° С	−11,20	21,15
Красная дымящая азотная кислота (КДАК) с ингибитором	HNO_3 (содержащая до 15% окислов азота)	1,56 при *t*=20° С	−54	60
Перекись водорода (100%)	H_2O_2	1,448 при *t*=20° С	−0,89	150,2

Теплоемкость, *ккал/кг* °С	Вязкость, *спз*	Давление насыщенных паров, *мм рт. ст.*	Токсичность	Рекомендуемые материалы
0,36 при *t°* кип.	0,257 при *t°* кип.	7,0 при *t*=−215° С; 320,9 при *t*=−195° С	Очень токсичен	Нерж. сталь, монель, алюминий, медь
0,4059 при *t°* кип.	0,190 при *t°* кип.	3,0 при *t*=−215° С; 171 при *t*=−195° С	Нетоксичен	
0,368 при *t°* кип.	0,410 при *t°* кип.; 0,528 при 0° С	263 при 0° С; 442 при 10° С	Токсичен	Алюминий, его сплавы, нержавеющие стали
0,423 при *t*=25° С	1,367 при *t*=20° С	133 при 20° С	Токсичен	Алюминий, нержавеющая сталь
0,268 при *t*=6—27° С	1,25 при *t*=20° С	0,3 при 0° С; 1,4 при 20° С; 122 при 100° С	Нетоксичен (вызывает ожоги)	Алюминий, его сплавы, нержавеющая сталь

№ п/п.	Показатели	США			Англия	
		MIL-L-7808F	MIL-L-23699A	MIL-L-9236B	DERD-2487	DERD-2497
1	Вязкость кинематическая, *сст*					
	при 204,4° С, не менее	—	—	1,0	—	2,0
	98,9° С	Не менее 3	5,55	—	Не менее 7,5	Не более 8,5
	37,8° С	Не менее 11	Не менее 24	—	Не более 39	—
	−40° С, не более	—	13 000	—	13 000	13 000
2	Стабильность вязкости при −53,9° С:					
	а) изменение вязкости за 3 *ч*, %, не более	—	6 (при −40° С)	6	—	—
	б) вязкость после 3 *ч*, *сст*, не более	13 000	—	21 000	—	—
	в) вязкость после 72 *ч*, *сст*, не более	17 000	—	24 000	—	—
3	Температура застывания, °С, не выше	−59,4	−53,9	−59,4	—	—
4	Температура вспышки, °С, не ниже	204,4	232,2	218,3	215	260
5	Кислотное число, *мг* КОН/*г*, не более	0,30	0,50	—	—	—
6	Испаряемость за 6,5 *ч* при 204,4° С, %, не более	35	10	15	—	—
7	Вспениваемость в трех (1−2−3) последовательных испытаниях, *мл*	25—25—25	25—25—25	100—25—100	—	100—25—100

Продолжение

№ п/п.	Показатели	США			Англия	
		MIL-L-7808F	MIL-L-23699A	MIL-L-9236B	DERD-2487	DERD-2497
8	Набухание резины за 168 *ч* при 70° С, %	12—35	10—25	12—25 за 72 *ч* при 204,4° С	—	15—25
9	Окислительная стабильность и коррозионность:	72 *ч* при 175° С	72 *ч* при 175° С; 204,4° С; 218,3° С	—	22 *ч* при 140° С	24 *ч* при 260° С
	а) изменение вязкости при 37,8° С, %	от −5 до +15	Нормы не приводятся	—	Не более +5	От −5 до +10
	б) увеличение кислотного числа, *мг* КОН/*г*, не более	2,0	Нормы не приводятся	—	0,5	2,0
	в) коррозия:					
	стали, серебра, магниевого и алюминиевого сплавов, *мг*/*см*², не более	±0,2	—	—	±0,2 (кадмиров. стали)	—
	меди, *мг*/*см*², не более	±0,4	—	—	±0,2	—

№№ *источников*: 48 доп., 52 доп., 57 доп.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ФИРМАМ

Стр.

Авко, США
- МГД-генератор . . . 658
- ATS-B, электродинамический РкД . . . 618
- ATS-C, электродинамический РкД . . . 620
- ATS-D, электродинамический РкД . . . 622

Аллисон, США
- T56-A-16, ТВД . . . 285
- T56-A-18, ТВД . . . 284
- T63-A-5A (250-C18), турбовальный ГТД . . . 214 (1967)
- T63-A700, ТВД . . . 290
- 250-B14, ТВД . . . 288
- 250-B15, ТВД . . . 290
- 250-B15G, ТВД . . . 290
- 250-B17, ТВД . . . 290
- 250-C14, турбовальный ГТД . . . 290
- 250-C18, турбовальный ГТД . . . 290
- 250-C19, турбовальный ГТД . . . 290
- 250-C19A, турбовальный ГТД . . . 290
- 250-C20, турбовальный ГТД . . . 290
- 250-E3, турбовальный ГТД . . . 290
- 501-D22, ТВД . . . 286
- 501-D22A, ТВД . . . 287

Атлантик Рисерч, США
- РДТТ . . . 501

Атомикс, США
- SNAP 10A, РЭУ . . . 650

Бёлков, ФРГ
- OPHOS 1E, ЖРД . . . 435 (1967)
- OPHOS 2P, ЖРД . . . 434 (1967)
- Рулевой ЖРД . . . 436 (1967)

Белл, США
- LR81-BA-7, ЖРД . . . 344 (1967)
- LR81-BA-9, ЖРД . . . 344 (1967)
- LR81-BA-11, ЖРД . . . 344 (1967)
- LR81-BA-13 (8247), ЖРД . . . 414
- 8250, ЖРД . . . 346 (1967)
- 8414, ЖРД . . . 423
- ЖРД тягой 9,5 *тс* . . . 344 (1967)
- ЖРД тягой 18 *тс* . . . 340 (1967)

Белл-Рокитдайн, США
- 8258, ЖРД . . . 418

Боинг, США
- 550-1 (T50-BO-12), турбовальный ГТД . . . 294

Стр.

Браун-Бовери, Интератом и Сименс, ФРГ
- ЯТЭГ . . . 652

Бристоль-Сиддли, Англия
- «Гамма» Мк.304, ЖРД . . . 418 (1967)
- «Гамма» 2 (BS.625), ЖРД . . . 414 (1967)
- «Гамма» 8 (BS.606), ЖРД . . . 420 (1967)
- «Стентор», ЖРД . . . 413 (1967)
- «Тор» BT.1, ПВРД . . . 334 (1967)
- BS.605, ЖРД . . . 425 (1967)
- R.2, ПВРД . . . 337 (1967)

Бристоль-Эроджет, Англия
- РДТТ 3-й ступени ракеты «Блэк Эрроу» . . . 523
- «Рейвин», РДТТ . . . 469 (1967)
- «Рейвин» 2, РДТТ . . . 469 (1967)
- «Рейвин» 2B, РДТТ . . . 469 (1967)
- «Рейвин» 5A, РДТТ . . . 469 (1967)
- «Рейвин» 7A, РДТТ . . . 469 (1967)

Будворт, Англия
- «Паффин», ГТД . . . 328

Гамильтон Стэндард, США
- ЖРД тягой 2,25 *кгс* . . . 348 (1967)
- ЖРД тягой 11,4 *кгс* . . . 348 (1967)

Геркулес Паудер, США
- РДТТ X-260 . . . 501
- РДТТ 3-й ступени снаряда «Минитмен» 1 . . . 502

Геркулес/Тиокол, США
- РДТТ 1-й ступени снаряда «Посейдон» . . . 504

Гэрритт-Эрисерч, США
- ATF-3, ТРДД . . . 10
- ATF-3A, ТРДД . . . 11
- ATF-3A-3, ТРДД . . . 11
- GTCP 660-4, ГСВ+ГТД . . . 392
- TFE 731-1, ТРДД . . . 14
- TFE 731-2, ТРДД . . . 17
- TPE 331-25, ТВД . . . 300
- TPE 331-201A, ТВД . . . 304
- TSE 36-1, турбовальный ГТД . . . 296
- TSE 231-P2400, турбовальный ГТД . . . 298
- СГПВРД, экспериментальный наземный вариант . . . 331 (1967)
- СГПВРД, летный вариант . . . 408
- ЭУ мощностью 2—10 *квт* . . . 650, 658,

Даймлер-Бенц, ФРГ
- DB730F (ZTL-6), ТРДД . . . 202
- DB730H, ГТД/ТРДД . . . 205

Дженерал Электрик, США
- CF-6, ТРДД . . . 28
- CF6-6, ТРДД . . . 33
- CF6-6A, ТРДД . . . 33
- CF6-6B, ТРДД . . . 33
- CF6-50A, ТРДД . . . 33
- CF6-50B, ТРДД . . . 33

Стр.

CF6-50C, ТРДД . . . 33
CF700-2C, ТРДД . . . 76 (1967)
CJ610-6, ТРД . . . 222
CJ610-8, ТРД . . . 223
CJ610-9, ТРД . . . 223
CJ805-23B, ТРДД . . . 81 (1967)
GE1, ТРД . . . 224
GE1/10, ТРДДФ . . . 38, 226
GE1/J1A1, ТРДФ . . . 227
GE4, ТРДФ . . . 219
GE4/J5, ТРДФ . . . 219
GE4/J5P-A/B, ТРДФ . . . 217
GE9, ТРДД . . . 226
GE12, турбовальный ГТД . . . 306
J79-GE-10, ТРДФ . . . 213
J79-GE-11A, ТРДФ . . . 213
J79-GE-17, ТРДФ . . . 212
J79-GE-19, ТРДФ . . . 213
J85-13A, ТРДФ . . . 215
J85-15, ТРД . . . 215
J85-17, ТРДФ . . . 214
J85-19, ТРДФ . . . 215
J85-21, ТРДФ . . . 215
J97, ТРДФ . . . 227
SNAP 27, РиЭУ . . . 654
STAR, РЭУ . . . 650
TF34, ТРДД . . . 40
TF39, ТРДД . . . 20
T58-GE-16, турбовальный ГТД . . . 308
T64-GE-16, турбовальный ГТД . . . 310
NRL, электродинамический РкД . . . 624
AFMS, электродинамический РкД . . . 626
REPPAC, электромагнитный РкД . . . 627
SPET, импульсный РкД . . . 632

Дрехер, США
TJD-76A «Бейби Мамба», ТРД . . . 235
TJD-76B «Бейби Мамба», ТРД . . . 234

Дуглас, США
Модель экспериментального СГПВРД . . . 332 (1967)

DFVLR (Брауншвейг), ФРГ
ИРкД ESKA-18 . . . 614
ИРкД с объемной ионизацией . . . 612

DFL, ФРГ
ПВРД тягой 15 *кгс* . . . 412

DVL (Штутгарт), ФРГ
РкД, электродуговой . . . 640

EGAO, Египет
E-300A, ТРДФ . . . 272
E-300AF, ТРДД . . . 273
E-300C2, ТРД . . . 273

Институт астронавтики Токийского университета, Япония
ИРкД с контактной ионизацией (с полым ионизатором) . . . 616

Стр.

Исикавадзима Харима, Япония
J3-IHI-3, ТРД . . . 277
J3-IHI-7C, ТРД . . . 276
Двухконтурный вариант ТРД J3-IHI-7C . . . 277
J3-IHI-8, ТРД . . . 277
J3-IHI-9, ТРД . . . 277
JR.100, подъемный ТРД . . . 278
JR.100-F, подъемный ТРД . . . 281
JR.100-H, подъемный ТРД . . . 281
JR.120, подъемный ТРД . . . 281
JR.200, подъемный ТРД . . . 281
JR.220, подъемный ТРД . . . 281
JR.300, подъемный ТРД . . . 281

Исикавадзима Харима, Мицубиси, Кавасаки, Япония
ТРДД тягой 9 *тс* . . . 211
ТРДД тягой 4,5 *тс* . . . 211

CARDE, Канада
9KS11000, РДТТ . . . 475 (1967)
15KS25000, РДТТ . . . 479 (1967)
23KS20000, РДТТ . . . 476 (1967)

КАЭ, США (проект)
ЯПТУ мощностью 1—100 *квт* . . . 652
ЯПТУ мощностью 100—1000 *квт* . . . 652

Кертисс-Райт, США
Рулевой ЖРД тягой 45 *кгс* . . . 349 (1967)

Континентл, США
J69-T-39 (356-27B), ТРД . . . 232

Контравес-Дорнье, Италия
«Зенит», РДТТ для высотной ракеты . . . 526

Крайслер, США
МГД-генератор . . . 658

Лаборатория РкД ВВС США
«Скорпион», ЖРД . . . 350 (1967)

Лайкоминг, США
LTC4B-12, ГТД . . . 315
LTC4R-1, ТВД . . . 315
LTC4V-1, турбовальный ГТД . . . 315
LTC4V-2, турбовальный ГТД . . . 315
PLF1A-2, ТРДД . . . 87 (1967)
T53-L-13 (LTC1K-4), турбовальный ГТД . . . 318
T53-L-13A, турбовальный ГТД . . . 321
T53-L-15 (LTC1F-4), ТВД . . . 322
T53-L-17A, турбовальный ГТД . . . 321
T53-L-19A, турбовальный ГТД . . . 321
T55-L-9 (LTC4G-3), ТВД . . . 314
T55-L-11 (LTC4B-11B), турбовальный ГТД . . . 315

Стр.

Локхид, США
LPC-A1, РДТТ . . . 505
LPC-A2, РДТТ . . . 505
«Суорд» 3.81.К-4090, РДТТ . . . 505
РДСТ . . . 527
СЭБ . . . 662

LRBA, Франция
«Валуа», ЖРД . . . 480
«Векзен», ЖРД . . . 428 (1967)
ЖРД тягой 28 *тс* . . . 433 (1967)
ЖРД тягой 40 *тс* . . . 476

Мак Доннелл Дуглас, США
ПВРД снаряда «Тейлос» . . . 409
СЭБ мощностью 5 *квт* . . . 662

MAN, ФРГ
6012-С3, ГТД . . . 390
6012-С1, ГТД . . . 391
6012-С2, ГТД . . . 391
6012-L, ГСВ . . . 402
6012-L2, ГСВ . . . 403
6012-L3, ГСВ . . . 403
Экспериментальный РДТТ . . . 525

Марквардт, США
МА-74, ПВРД . . . 332 (1967)
МА-109, ЖРД . . . 426
R-4D, ЖРД . . . 427
SERJ, ТПД . . . 644
СГПВРД на $M_п=6$ . . . 410
ЖРД тягой 136 *кгс* . . . 427
ЖРД тягой 450 *кгс* . . . 427

Мартин, США
SNAP 9A, РиЭУ . . . 654
SNAP 13, РиЭУ . . . 654
SNAP 19, РиЭУ . . . 654
SNAP 29, РиЭУ . . . 656
РЭУ мощностью 60 *квт* . . . 650
РЭУ мощностью 300 *квт* . . . 650

Мессершмитт-Бёлков-Блом, ФРГ
ЖРД тягой 1 *кгс* . . . 500
ЖРД тягой 3 *кгс* . . . 496
ЖРД тягой 5 *тс* . . . 493
ЖРД на фторе, $R=300$ *кгс* . . . 494
ЖРД на фторе, $R=500$ *кгс* . . . 495

Микротурбо, Франция
ГСВ для ТРДД «Адур» . . . 400

NASA, США
ЖРД на диборане и окиси фтора . . . 429
ЖРД тягой 2270 *кгс* . . . 428
РДТТ многократного запуска . . . 506

NASA/Геркулес
РДТТ . . . 506

Стр.

Норд Авиасьон, Франция
«Сириус» II, ПВРД . . . 338 (1967)
ТПД на М-4 . . . 645

Норт Американ, США
ЯТЭГ мощностью 2—5 *квт* . . . 652
ЯТЭГ мощностью 25 *квт* . . . 652

Олвис-Ровер, Англия
TJ.125, ТРД . . . 264

ONERA, Франция
ИРкД с объемной ионизацией . . . 604

Пратт-Уитни, США
F-100, ТРДДФ . . . 67
F-401, ТРДДФ . . . 66
JFTD12A-1, турбовальный ГТД . . . 326
JFTD12A-3, турбовальный ГТД . . . 327
JFTD12A-4A, турбовальный ГТД . . . 327
JFTD12A-5A, турбовальный ГТД . . . 327
JT3D-3B, ТРДД . . . 88 (1967)
JT8D-5, ТРДД . . . 42
JT8D-7, ТРДД . . . 47
JT8D-9, ТРДД . . . 47
JT8D-11, ТРДД . . . 47
JT8D-15, ТРДД . . . 47
JT9D-3, ТРДД . . . 48
JT9D-7, ТРДД . . . 55
JT9D-9, ТРДД . . . 55
JT9D-15, ТРДД . . . 55
JT11B-2, ТРДФ . . . 231
JT11F-4, ТРДД . . . 231
JT18D, ТРДД . . . 56
JTF16, ТРДДФ . . . 64
JTF17A-21, ТРДДФ . . . 114 (1967)
J52-P-8A (JT8B-3), ТРД . . . 228
J58-P-4 (JT11D-20B) ТРДФ . . . 230
J52-P-408, ТРД . . . 229
XLR, форсир. вариант ЖРД XLR-129 . . . 431
XLR129 (LR20), ЖРД . . . 430
RL10A-1, ЖРД . . . 360 (1967)
RL10A-3, ЖРД . . . 433
RL10A-7, ЖРД . . . 361 (1967)
RL10A-3-1, ЖРД . . . 435
RL10A-3-3, ЖРД . . . 432
RL10A на фторе, ЖРД . . . 435
ST9, турбовальный ГТД . . . 324
TF30-P-3, ТРДДФ . . . 60
TF30-P-6, ТРДД . . . 63
TF30-P-8, ТРДД . . . 63
TF30-P-12, ТРДДФ . . . 63
TF30-P-18, ТРДД . . . 63
TF30-P-100, ТРДДФ . . . 63
TF30-P-401, ТРДДФ . . . 63
TF30-P-412, ТРДДФ . . . 63
TF30-P-420, ТРДДФ . . . 63
TF33-P-7, ТРДД . . . 95 (1967)
ЖРД с поглощающей гильзой . . . 362 (1967)

Стр.

Райан, США
СЭБ 662
СЭБ, свертывающаяся 662

Ровер, Англия
«Мартон», турбовальный вспомогательный ГТД . 334
«Мартон» Мк.10501, ГСВ 396
1S/60, турбовальный ГТД 330
1S/90 Мк.II, ТВД 330
2S-150A, турбовальный ГТД 332

Рокитдайн, США
«Эроспайк», ЖРД 441
AR2-3 (LR121-NA-1), ЖРД 389 (1967)
J-2, ЖРД 448
J-2S, ЖРД 442
F-1, ЖРД 436
H-1, ЖРД 384 (1967)
LR79-NA-9, ЖРД 386 (1967)
LR79-NA-11, ЖРД 386 (1967)
LR89-NA-5, ЖРД 387 (1967)
LR105-NA-5, ЖРД 388 (1967)
М-34 «Зел», РДТТ 507
RS-2201A «Флексэм», ЖРД 452
SE5-3, ЖРД 390 (1967)
ЖРД тягой 136 *кгс* 454
ЖРД на трехкомпонентном топливе 453
КАМП, ЖРД 440

Рокитдайн/Томпсон, США
«Биг Дамб Бустер», ЖРД 456

Рокит Рисерч, США
ЖРД тягой 2,3 *кгс* 392 (1967)
Рулевой ЖРД 391 (1967)
HHHMU, ЖРД 455

Роллс-Ройс, Англия
«Вайпер» 600, ТРД 236
«Вайпер» 632-Y3, ТРД 237
«Гамма» 2 (усовершенствованный вариант), ЖРД 473
«Гамма» 8 (усовершенствованный вариант), ЖРД 468
«Конуэй» RCo.43, ТРДД 126 (1967)
«Конуэй» RCo.43D, ТРДД 129 (1967)
«Спей» RB.168-20, ТРДД 92
«Спей» RB.168-25, ТРДД 93
«Спей» 25 Мк.511, ТРДД 134 (1967)
«Спей» 25 Мк.512-5, ТРДД 83
«Спей» 25 Мк.512-14DW, ТРДД 83
«Спей» 25 Мк.512-14, ТРДД 80
«Спей» 25R, ТРДДФ 86
«Спей Джуниор» RB.183-1 Мк.550-15, ТРДД . . . 97
«Спей Джуниор» RB.183-2 Мк.555, ТРДД 94
«Трент» RB.203, ТРДД 100
«Трент» RB.203-08, ТРДД 103
RB.162-?, $R=3175$ *кгс*, ТРД 255
RB.162-81, подъемный ТРД 254
RB.162-86, ТРД 256
RB.202, подъемный ТРДД 144
RB.202-25, подъемный ТРДД 147

Стр.

RB.207, ТРДД 112
RB.207-03, ТРДД 106
RB.207-10, ТРДД 112
RB.207-11, ТРДД 112
RB.211-06, ТРДД 121
RB.211-10, ТРДД 121
RB.211-11, ТРДД 121
RB.211-15, ТРДД 121
RB.211-17, ТРДД 121
RB.211-18, ТРДД 121
RB.211-22, ТРДД 116
RB.211-23, ТРДД 122
RB.211-24, ТРДД 122
RB.211-28, ТРДД 122
RB.211-28A, ТРДД 122
RB.211-40, ТРДД 122
RB.211-41, ТРДД 122
RB.211-51, ТРДД 137
RB.211-52, ТРДД 137
RB.211-55, ТРДД 134
RB.211-56, ТРДД 137
RB.211-57, ТРДД 137
RB.360, турбовальный ГТД 342
RZ.2, ЖРД 426 (1967)
RZ.23 (экспериментальный), ЖРД 474

Роллс-Ройс Бристоль, Англия
«Гном» H.1200, турбовальный ГТД 339
«Гном» H.1200, сдвоенный турбовальный ГТД . . 336
«Гном» H.1400, турбовальный ГТД 338
«Гном» H.1800 турбовальный ГТД 339
«Один», ПВРД 411
«Пегас» 6, подъемно-маршевый ТРДД 72
«Пегас» 10, подъемно-маршевый ТРДД 75
«Пегас» 11, подъемно-маршевый ТРДД 75
«Тор» BT.3, ПВРД 411

Роллс-Ройс/Аллисон, Англия/США
XJ.99, подъемный ТРД 260
TF41-A-1 (912-B3 или «Спей» 62), ТРДД 148
TF41-A-2 («Спей» 66 или 912-B14), ТРДД 151

Роллс-Ройс/Клёкнер-Гумбольдт-Дейтц, Англия/ФРГ
T112, турбовальный ГТД+ГСВ 404

Роллс-Ройс/MAN, Англия/ФРГ
RB.153-61, ТРДДФ 160
RB.193-12, подъемно-маршевый ТРДД 168

Роллс-Ройс/SNECMA, Англия/Франция
«Олимп» 593, ТРДФ 238
«Олимп» 593 Мк.602 и Мк.621, ТРДФ 238

Роллс-Ройс/Турбомека, Англия/Франция
«Адур», ТРДДФ 154

Роллс-Ройс/Турбо Унион
RB.199-34, ТРДДФ 172

RCA
СЭБ 662

Свенска Флюгмотор, Швеция
RM.8 ТРДДФ 206
РДСТ тягой 1470 *кгс* 538

SEPR, Франция
НМ-4, ЖРД 486
НМ-7, ЖРД 492

SEPR-Сюд Авиасьон, Франция
РДТТ 3-й ступени ракеты «Дьяман» В 524

SNECMA, Франция
«Атар» 9К-6, ТРДФ 266
«Атар» 9К-50, ТРДФ 269
«Супер Атар» М.53, ТРДФ 269
TF306, ТРДДФ 175
TF306-C, ТРДДФ 174
TF306-E, ТРДДФ 177
РкД, электродуговой 638

SNECMA/Роллс-Ройс
M45-H, M45-D, M45-C, ТРДД 178
M45-H-06, M45-H-10, M45-S (RB.410), ТРДД . . 181

SNECMA/Турбомека, Франция
М.49 «Ларзак», ТРДД 184
М.49-02, М.49-03, ТРДД 185
М61, М61-Н, ГТД 185
М61-НА, ТВД 185

Спейс Текнолоджи, США
MIRA 10500, ЖРД 458

США
СЭБ мощностью 0,025 *квт* 660
СЭБ мощностью 0,051 *квт* 660
СЭБ мощностью 0,47 *квт* 660
СЭБ мощностью 0,54 *квт* 660
СЭБ мощностью 0,98 *квт* 660

Тиокол, США
С-1 (TD-345), ЖРД 396 (1967)
LR99-RM-1, ЖРД 394 (1967)
TD-339, ЖРД 399 (1967)
TE-M-29-1 «Рекрут», РДТТ 509
TE-M-29-2, РДТТ 509
TE-M-29-3, РДТТ 509
TE-M-29-4, РДТТ 509
TE-M-29-5, РДТТ 509
TE-131-15 (XM-51), РДТТ 510
TE-M-364-2, РДТТ 511
TE-M-442-1, РДТТ 512
TE-M-424, РДТТ 513
TX-135, РДТТ 1-й ступени противоснаряда «Ника-Зевс» 509
TX-174 (XM-105), РДТТ снаряда «Першинг» . . 510
TX-175 (XM-106), РДТТ 511
TX-238-6, РДТТ 512
TX-239, РДТТ 513
М-55, РДТТ 1-й ступени МБС «Минитмен» . . . 508

Томпсон Рамо Вулдридж, США
ЖРД тягой 450 *гс* 400 (1967)
ЖРД тягой 113 *тс* 457
ЖРД для аппарата «Маринер» 460

РкД, электродинамический (односопельный) . . . 634
РкД, электродинамический (трехсопельный) . . . 636
TRW-КАЭ, РиЭУ 656

Турбомека, Франция
«Астазу» IIIN, турбовальный ГТД 344
«Астазу» VI, турбовальный ГТД 345
«Астазу» XIV, ТВД 348
«Астазу» XIV-A, турбовальный ГТД 352
«Астазу» XIV-C, ТВД 352
«Астазу» XVI, ТВД 352
«Астазу» XVIII, ТВД 352
«Астазу» XX, ТВД 352
«Астафан», ТРДД 190
«Астафан» 2, ТРДД 193
«Бастан» VIC, ТВД 356
«Бастан» VIC1, ТВД 359
«Бастан» VIC3, ТВД 359
«Бастан» VID, ТВД 359
«Бастан» VII, ТВД 361
«Бастан» 7A и 7B, ТВД 360
«Бастан» XVI, ТВД 363
«Бастан» XVIII, ТВД 363
«Обиск» 1A, ТРДД 188
«Обиск» 6, ТРДД 189
«Турмастазу» XIV, турбовальный ГТД 368
«Турмастазу» XIV, сдвоенная силовая установка 369
«Турмастазу» XVI, сдвоенный ГТД 369
«Турмо» III-C4, турбовальный ГТД 370
«Турмо» III-C5, турбовальный ГТД 372
«Турмо» III-D3, ТВД 372
«Турмо» VI, турбовальный ГТД 372
«Турмо» X, турбовальный ГТД 372
«Турмо» XVI, турбовальный ГТД 372

Уильямс Рисерч, США
WR-19, ТРДД 68

Физический институт Гисенского университета, ФРГ
ИРкД, высокочастотный тягой 2,5 *гс* 606
ИРкД, RIT-10 608

ФРГ
РДТТ тягой 13—60 *кгс* 525
РДТТ тягой 12—85 *кгс* 525
РДТТ тягой 170—300 *кгс* 525
РДТТ тягой 1800 *кгс* апогейный 525
РДТТ тягой 1800 *кгс* 525
РДТТ тягой 3990 *кгс* 525
VFW, HFB, ERNO РиЭУ 656

Хьюз, США
ИРкД тягой 4,5 *мгс* 564
ИРкД тягой 136 *мгс* 566
ИРкД тягой 0,225 *гс* 568
ИРкД удельной тягой 4700 *кгс·сек/кг* 572
ИРкД тягой 9,0 *гс* 576
ИРкД, микродвигатели тягой 0,136—0,227 и 0,0045—0,009 *гс* 581
ИРкД мощностью 2,5 *квт* 582

Стр.

Центр им. Льюиса, NASA, США
РиЭУ мощностью 5,5 *квт* 656
ИРкД Кауфмана для SERT-II 548
ИРкД Кауфмана диаметром 500 *мм* 552
ИРкД Кауфмана диаметром 1,5 *м* 554
ИРкД с постоянным магнитом 558
ИРкД тягой 0,09—0,16 *гс* 560

Электро-Оптикал, США
DF, ИРкД 586
DG, ИРкД 590
ИРкД тягой 0,9 *гс* для «СНЭПШОТ» 592
ИРкД тягой 0,009 *гс* 596
ИРкД тягой 0,168 *гс* 600

Эллиот, Англия
ИРкД (с полым катодом) 602

Энтвиклюнгсринг, ФРГ
ЖРД тягой 50 *кгс* 439 (1967)
ЖРД тягой 2,3 *тс* 438 (1967)

Эроджет, США
A3PF, РДТТ 515
«Алгол» IIA, РДТТ 517
«Алгол» III, РДТТ 517
«Алгол» I, РДТТ 1-й ступени ракеты «Скаут» . . 517
«Арес», ЖРД 401 (1967)
AJ10-104, ЖРД 410 (1967)
AJ10-110, ЖРД 410 (1967)
AJ10-118, ЖРД 410 (1967)
AJ10-137, ЖРД 464
AJ10-138, ЖРД 409 (1967)
LR87-AJ-5, ЖРД 403 (1967)
LR87-AJ-7, ЖРД 403 (1967)
LR87-AJ-9, ЖРД 402 (1967)
LR91-AJ-5, ЖРД 405 (1967)
LR91-AJ-7, ЖРД 405 (1967)
LR91-AJ-9, ЖРД 404 (1967)
ЖРД тягой 182 *тс* 461
NERVA, ЯРкД 540
NERVA II, ЯРкД 543
NERVA XE, ЯРкД 542
SL-2, РДТТ 518
SL-3, РДТТ 519
РДТТ 2-й ступени снаряда «Поларис» A3 516
РДТТ для 3-й ступени МБС «Минитмен» 3 . . . 514
РДТТ для снаряда «Хоук» 516
SNAP 8, ЯПТУ 650

Эроджет, Дженерал Нуклионикс и Эрисерч, США
ЯГТУ мощностью 100 *квт* 652
ЯТЭП на тепловых трубах 652

Юнайтед Эркрафт оф Канада, Канада
JT15D, ТРДД 198
JT15D-1, ТРДД 198
JT15D-3, ТРДД 199
PT6A-27, ТВД 378
PT6A-28, ТВД 381
PT6A-30, ТВД 381
PT6A-40, ТВД 381
PT6A-50, ТВД 381
PT6T-3, сдвоенная силовая установка 382
T400-CP-400, сдвоенная силовая установка (военный вариант) 383
ST6L-73, ГСВ+ГТД 398

Юнайтед Текнолоджи, США
FW-4S, РДТТ 520
Пятисекционный РДТТ ракеты «Титан» 3D . . . 521
Семисекционный РДТТ ракеты «Титан» 3M . . . 522
РДСТ HPS-10 528
РДСТ тягой 7,22 *тс* 532
РДСТ тягой 18,4 *тс* 536
РДСТ тягой 1400 *тс* 537
ЖРД тягой 4000 *кгс* 411 (1967)
ЖРД на фторе 412 (1967)

ЛИТЕРАТУРНЫЕ ИСТОЧНИКИ

1. Aéronautique et Astronautique, 1968, № 1
2. » 1968, № 6
3. Aeroplane, 1966, № 2850
4. » 1966, № 2864
5. » 1967, № 2919
6. » 1967, № 2928
7. » 1968, № 2945
8. » 1968, № 2950
9. » 1968, № 2958
10. » 1968, № 2966
11. » 1968, № 2970
12. » 1968, № 2971
13. » 1968, № 2974
14. Aerospace Safety, 1968, vol. 24, № 6
15. Aerospace Systems, 1969, vol. 5, № 2
16. Aerospace Technology, 1967, vol. 21, № 4
17. » 1967, vol. 21, № 8
18. » 1968, vol. 21, № 21
19. AIAA Paper, 1965, № 65—467
20. » 1966, № 66—204
21. » 1967, № 67—476
22. » 1967, № 67—478
23. » 1967, № 67—486
24. » 1967, № 67—487
25. » 1968, № 68—628
26. » 1968, № 68—656
27. » 1968, № 68—1121
28. Aircraft, 1967, vol. 46, № 4
29. » 1968, vol. 47, № 12
30. » 1968, vol. 47, № 13
31. » 1968, vol. 48, № 3
32. » 1969, vol. 48, № 6
33. » 1969, vol. 48, № 11
34. Aircraft Engineering, 1965, vol. 37, № 10
35. » 1967, vol. 39, № 4
36. » 1967, vol. 39, № 5
37. » 1967, vol. 39, № 9
38. » 1968, vol. 40, № 5
39. » 1968, vol. 40, № 7
40. » 1968, vol. 40, № 9
41. » 1968, vol. 40, № 10
42. » 1969, vol. 41, № 2
43. » 1969, vol. 41 № 3
44. » 1969, vol. 41, № 4
45. » 1969, vol. 41, № 6
46. Air et Cosmos, 1969, № 276
47. » 1969, № 278
48. » 1969, № 281
49. » 1969, № 284

50. Air et Cosmos, 1969, № 286
51. » 1969, № 289
52. » 1969, № 292
53. » 1969, № 293
54. » 1969, № 294
55. » 1969, № 296
56. » 1969, № 297
57. » 1969, № 298
58. » 1969, № 306
59. » 1969, № 309
60. » 1969, № 311
61. » 1969, № 313
62. » 1970, № 322
63. » 1970, № 324
64. » 1970, № 326
65. » 1970, № 330
66. Air Pictorial, 1968, vol. 30, № 6
67. American Aviation, 1967, vol. 31, № 9
68. » 1968, vol. 32, № 8
69. » 1969, vol. 32, № 19
70. Army Research and Development, 1967, vol. 9, № 9
71. Astronautics and Aeronautics, 1963, vol. 1, № 9
72. » 1968, vol. 6, № 6
73. Astronautics and Space Engineering, 1963, vol. 1, № 4
74. Aviation Magazine, 1966, № 445
75. » 1967, № 480
76. » 1968, № 483
77. » 1968, № 489
78. » 1968, № 490
79. » 1968, № 494
80. » 1968, № 498
81. » 1968, № 502
82. » 1968, № 503
83. » 1969, № 505
84. » 1969, № 508
85. » 1969, № 509
86. » 1969, № 511
87. » 1969, № 514
88. » 1969, № 515
89. » 1969, № 516
90. Aviation Week, 1961, vol. 75, № 2
91. » 1963, vol. 79, № 20
92. » 1964, vol. 80, № 5
93. » 1964, vol. 80, № 6
94. » 1964, vol. 81, № 4
95. » 1965, vol. 82, № 14
96. » 1965, vol. 83, № 20
97. » 1966, vol. 84, № 10
98. » 1966, vol. 84, № 11
99. » 1966, vol. 84, № 16
100. » 1966, vol. 85, № 8
101. » 1966, vol. 85, № 13
102. » 1966, vol. 85, № 18
103. » 1967, vol. 86, № 10
104. » 1967, vol. 86, № 22
105. » 1967, vol. 87, № 13
106. » 1967, vol. 87, № 14
107. » 1967, vol. 87, № 15

108. Aviation Week, 1967, vol. 87, № 20
109. » 1967, vol. 87, № 21
110. » 1967, vol. 87, № 22
111. » 1968, vol. 88, № 3
112. » 1968, vol. 88, № 5
113. » 1968, vol. 88, № 13
114. » 1968, vol. 88, № 17
115. » 1968, vol. 88, № 21
116. » 1968, vol. 88, № 26
117. » 1968, vol. 89, № 3
118. » 1968, vol. 89, № 4
119. » 1968, vol. 89, № 9
120. » 1968, vol. 89, № 13
121. » 1968, vol. 89, № 15
122. » 1968, vol. 89, № 16
123. » 1968, vol. 89, № 18
124. » 1969, vol. 90, № 3
125. » 1969, vol. 90, № 4
126. » 1969, vol. 90, № 7
127. » 1969, vol. 90, № 8
128. » 1969, vol. 90, № 18
129. » 1969, vol. 90, № 22
130. » 1969, vol. 90, № 24
131. » 1969, vol. 91, № 1
132. » 1969, vol. 91, № 15
133. » 1969, vol. 91, № 17
134. » 1969, vol. 91, № 20
135. » 1970, vol. 92, № 1

136. Design News, 1962, № 7
137. » 1968, № 12

138. Flight, 1963, № 2852
139. » 1964, № 2890
140. » 1964, № 2898
141. » 1967, № 3017
142. » 1967, № 3018
143. » 1967, № 3020
144. » 1967, № 3034
145. » 1967, № 3038
146. » 1967, № 3054
147. » 1967, № 3059
148. » 1967, № 3062
149. » 1968, № 3074
150. » 1968, № 3084
151. » 1968, № 3086
152. » 1968, № 3087
153. » 1968, № 3098
154. » 1968, № 3099
155. » 1968, № 3100
156. » 1968, № 3102
157. » 1968, № 3103
158. » 1968, № 3107
159. » 1968, № 3108
160. » 1968, № 3111
161. » 1968, № 3112
162. » 1969, № 3116
163. » 1969, № 3118
164. » 1969, № 3121
165. » 1969, № 3127
166. » 1969, № 3128
167. Flight, 1969, № 3129
168. » 1969, № 3131
169. » 1969, № 3141
170. » 1969, № 3142
171. » 1969, № 3143
172. » 1969, № 3144
173. » 1969, № 3148
174. » 1969, № 3151
175. » 1969, № 3152
176. » 1969, № 3156
177. » 1969, № 3159
178. » 1969, № 3165
179. » 1969, № 3171
180. » 1970, № 3173

181. Flug Revue, 1969, № 4
182. » 1969, № 12

183. Flying Review, 1965, vol. 21, № 3
184. » 1967, vol. 22, № 7
185. » 1967, vol. 22, № 10
186. » 1967, vol. 22, № 16
187. » 1968, vol. 23, № 5
188. » 1968, vol. 23, № 6
189. » 1968, vol. 23, № 8
190. » 1968, vol. 24, № 1
191. » 1968, vol. 24, № 3
192. » 1969, vol. 24, № 5
193. » 1969, vol. 24, № 7
194. » 1969, vol. 24, № 8
195. » 1969, vol. 25, № 1
196. » 1969, vol. 25, № 2
197. » 1969, vol. 25, № 3
198. » 1969, vol. 25, № 4
199. » 1969, vol. 25, № 7
200. » 1970, vol. 26, № 1
201. » 1970, vol. 26, № 3

202. Gas Turbine, 1969, vol. 10, № 1
203. » 1969, vol. 10, № 5

204. Helicopter World, 1969, vol. 12, № 9
205. Interavia, 1962, № 4915
206. » 1963, № 5375
207. » 1965, № 5763
208. » 1965, № 5811
209. » 1965, № 5906
210. » 1966, № 5937
211. » 1966, № 6004
212. » 1966, № 6082
213. » 1966, № 6129
214. » 1966, № 6140
215. » 1966, № 6143
216. » 1967, № 6199
217. » 1967, № 6225
218. » 1967, № 6230
219. » 1967, № 6262
220. » 1967, № 6265
221. » 1967, № 6266
222. » 1967, № 6268
223. » 1967, № 6274
224. » 1967, № 6283
225. » 1967, № 6302

226. Interavia, 1967, № 6314
227. » 1967, № 6338
228. » 1967, № 6340
229. » 1967, № 6346
230. » 1967, № 6350
231. » 1967, № 6352
232. » 1967, № 6359
233. » 1967, № 6367
234. » 1967, № 6369
235. » 1967, № 6377
236. » 1967, № 6410
237. » 1968, № 6416
238. » 1968, № 6421
239. » 1968, № 6428
240. » 1968, № 6431
241. » 1968, № 6433
242. » 1968, № 6446
243. » 1968, № 6447
244. » 1968, № 6455
245. » 1968, № 6457
246. » 1968, № 6467
247. » 1968, № 6476
248. » 1968, № 6477
249. » 1968, № 6490
250. » 1968, № 6494
251. » 1968, № 6504
252. » 1968, № 6509
253. » 1968, № 6522
254. » 1968, № 6532
255. » 1968, № 6543
256. » 1968, № 6547
257. » 1968, № 6550
258. » 1968, № 6567
259. » 1968, № 6571
260. » 1968, № 6573
261. » 1968, № 6587
262. » 1968, № 6596
263. » 1968, № 6604;
264. » 1968, № 6606
265. » 1968, № 6608
266. » 1968, № 6615
267. » 1968, № 6626
268. » 1968, № 6638
269. » 1968, № 6643
270. » 1969, № 6644
271. » 1969, № 6669
272. » 1969, № 6671
273. » 1969, № 6672
274. » 1969, № 6673
275. » 1969, № 6698
276. » 1969, № 6707
277. » 1969, № 6710
278. » 1969, № 6716
279. » 1969, № 6718
280. » 1969, № 6721
281. » 1969, № 6727
282. » 1969, № 6734
283. » 1969, № 6736
284. » 1969, № 6741

285. Interavia, 1969, № 6744
286. » 1969, № 6748
287. » 1969, № 6751
288. » 1969, № 6753
289. » 1969, № 6768
290. » 1969, № 6770
291. » 1969, № 6766
292. » 1969, № 6779
293. » 1969, № 6783
294. » 1969, № 6790
295. » 1969, № 6791
296. » 1969, № 6797
297. » 1969, № 6817
298. » 1969, № 6820
299. » 1969, № 6823
300. » 1969, № 6838
301. » 1969, № 6839
302. » 1969, № 6852
303. » 1969, № 6855
304. » 1969, № 6856
305. » 1969, № 6859
306. » 1969, № 6865
307. » 1969, № 6866
308. » 1969, № 6870
309—310. » 1969, № 6873
311. » 1969, № 6876
312. » 1969, № 6887
313. » 1969, № 6888
314. » 1969, № 6889
315. » 1969, № 6902
316. » 1970, № 6940
317. Interavia AAE, 1966, № 8
318. » 1966, № 11
319. » 1968, № 6
320. » 1968, № 11
321. » 1969, № 1
322. » 1969, № 3
323. » 1969, № 5
324. » 1969, № 6
325. » 1969, № 9
326. » 1969, № 11
327. International Aerospace Abstracts. 1969, vol. 9, № 13
328. Jane's All the World's Aircraft, 1965/1966
329. » 1966/1967
330. » 1967/1968
331. » 1968/1969
332. » 1969/1970
333. Journal of Aircraft, 1969, vol. 6, № 2
334. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, vol. 3, № 7
335. » 1967, vol. 4, № 2
336. » 1967, vol. 4, № 5
337. » 1967, vol. 4, № 11
338. » 1968, vol. 5, № 1
339. » 1968, vol. 5, № 2

340. Journal of Spacecraft and Rockets, 1968, vol. 5, № 4
341. » 1968, vol. 5, № 5
342. » 1968, vol. 5, № 7
343. » 1968, vol. 5, № 11
344. » 1968, vol. 5, № 12
345. » 1969, vol. 6, № 4
346. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, 1965, Bd. 11, № 7
347. » 1965, Bd. 11, № 8
348. » 1966, Bd. 12, № 3
349. » 1967, Bd. 13, № 4
350. » 1967, Bd. 13, № 12
351. » 1968, Bd. 14, № 4
352. Mechanical Engineering. 1968, vol. 90, № 11
353. Missiles and Rockets, 1962, vol. 10, № 6
354. » 1964, vol. 15, № 15
355. » 1965, vol. 16, № 14
356. » 1965, vol. 17, № 4
357. » 1965, vol. 17, № 21
358. Mitteilungen der DGRR, 1966, № 70
359. Raumfahrtforschung, 1969, Bd. 13, № 3
360. » 1969, Bd. 13, № 4
361. » 1969, Bd. 13, № 6
362. SAE Journal, 1968, vol. 76, № 6
363. » 1969, vol. 77, № 3
364. » 1969, vol. 77, № 5
365. SAE Preprint, 1968, № 680350
366. Space Aeronautics, 1967, vol. 47, № 6
367. » 1967, vol. 48, № 2
368. » 1968, vol. 50, № 2
369. » 1968, vol. 50, № 12
370. » 1969, vol. 52, № 1
371. Spaceflight, 1968, vol. 10, № 11—12
372. » 1969, vol. 11, № 4
373. » 1969, vol. 11, № 10
374. » 1969, vol. 11, № 12
375. Space Propulsion, 1969, vol. 6, № 21
376. » 1969, vol. 6, № 23
377. » 1969, vol. 7, № 1
378. » 1969, vol. 7, № 2
379. » 1969, vol. 7, № 7
380. » 1969, vol. 7, № 10
381. » 1969, vol. 7, № 13
382. » 1969, vol. 7, № 14
383. » 1969, vol. 7, № 24
384. » 1969, vol. 6, № 24
385. Space World, 1967, vol. TD-11-47
386. » 1968, vol. VE-9-57
387. » 1969, vol. F-6-66
388. STAR, 1967, vol. 5, № 14
389. The Aeronautical Journal, 1969, vol. 73, № 704
390. » 1969, vol. 73, № 706
391. Tech Air, 1969, vol. 25, № 1
392. » 1969, vol. 25, № 6
393. » 1970, vol. 26, № 2
394. Technique et Science Aéronautique, 1967, № 1
395. Technology Week, 1966, vol. 19, № 23
396. » 1967, vol. 20, № 18
397. » 1967, vol. 20, № 25
398. Wilkinson P. H. Aircraft Engines of the World, 1964—1965
399. » 1966—1967

400. World Aerospace Systems, 1969, vol. 5, № 6
401. Advances in Energy Conversion Engineering (from the intersociety energy conversion engineering conference held at Miami Beach, Florida, August 13—17, 1967) N-Y, ASME, 1967
402. Hearings before the Committee on Aeronautical and Space Science, United States Senate Ninetieth Congress Second Session (NASA Authorisation for Fiscal Year, 1969), Part 2, U. S. Government Printing Office, Washington, 1969
403. Каталог фирмы Бристоль-Сиддли «Вайпер», август, 1966
404. Каталог фирмы Гэрритт-Эрисерч TPE 331, 1967
405. Каталог фирмы Дженерал Электрик T64, Парижская выставка 1969 г.
406. Каталог фирмы Дженерал Электрик CF6, Парижская выставка 1969 г.
407. Каталог фирмы Дженерал Электрик TF39, Парижская выставка 1969 г.
408. Каталог фирмы Норд-Авиасьон, Парижская выставка 1969 г.
409. Каталог фирмы Пратт-Уитни JT9D, Парижская выставка 1969 г.
410. Каталог фирмы Роллс-Ройс, Парижская выставка 1969 г.
411. Каталог фирмы Роллс-Ройс «Пегас», 1969
412. Каталог фирмы Роллс-Ройс/SNECMA «Марс» M.45-H, 1968
413. Каталог фирмы Роллс-Ройс/SNECMA «Олимп» 593, Парижская выставка 1969 г.
414. Каталог фирмы SNECMA M.45, 1966
415. Каталог фирмы SNECMA «Атар» 9, Парижская выставка 1967 г.
416. Каталог фирмы SNECMA M.45, Парижская выставка 1967 г.
417. Каталог фирмы Турбомека, IX, 1966
418. Каталог фирмы Турбомека «Астазу» XX, Парижская выставка 1967 г.
419. Каталог фирмы Турбомека «Астазу» IIIN, Парижская выставка 1969 г.
420. Каталог фирмы Турбомека «Астафан», Парижская выставка 1969 г.
421. Каталог фирмы Турбомека «Бастан» VII, 1965
422. Каталог фирмы Турбомека «Бастан», февраль, 1967
423. Каталог фирмы Турбомека «Турмо» III-C, Парижская выставка 1967 г.
424. Каталог фирмы Турбомека «Турмо» III-C4, VII, 1968
425. Каталог фирмы Юнайтед Эркрафт оф Канада «Сдвоенная силовая установка двигателя PT6T3», 1968
426. Материалы II международной конференции по термоэмиссионному преобразованию энергии, Стреза, Италия, 1968
427. Материалы IV объединенной американской конференции по методам преобразования энергии, IX, 1969
428. «Новое в зарубежном авиадвигателестроении», 1966, № 6
429. » 1968, № 7
430. » 1968, № 10
431. » 1969, № 3
432. » 1969, № 6
433. » 1969, № 7
434. » 1969, № 10
435. » 1969, № 11
436. » 1970, № 1

437. Доклад на конференции AIAA № 68—122, 1968
438. Сборник докладов XIV международного астронавтического конгресса, 1963
439. Справочник «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1964
440. Справочник «Иностранные авиационные и ракетные двигатели», 1967
441. «Срочная информация», 1968, № 26
442. » 1969, № 1
443. » 1969, № 29
444. Таблица-каталог фирмы Турбомека, Парижская выставка 1969 г.
445. Engineering, 1962, № 4998
446. Экспресс-информация ВИНИТИ, раздел «Воздушный транспорт», 1969, № 28



ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ИСТОЧНИКИ

1. Aeronautical Journal, 1969, vol. 73, № 697
2. Aerospace Systems, 1969, vol. 5, № 9
3. Aerospace Technology, 1967, vol. 21, № 2
4. Aircraft, 1970, vol. 49, № 4
5. Aircraft Engineering, 1968, vol. 40, № 2
6. » 1970, vol. 42, № 1
7. » 1970, vol. 42, № 2
8. Air et Cosmos, 1969, № 283
9. » 1969, № 303
10. » 1970, № 315
11. Aviation Week, 1964, vol. 80, № 4
12. » 1964, vol. 80, № 7
13. » 1966, vol. 85, № 10
14. » 1967, vol. 87, № 12
15. » 1967, vol. 87, № 19
16. » 1968, vol. 88, № 12
17. » 1968, vol. 89, № 17
18. » 1969, vol. 90, № 20
19. » 1969, vol. 91, № 5
20. Canadian Aviation, 1969, vol. 42, № 2
21. Flight, 1966, № 3007
22. » 1967, № 3061
23. » 1968, № 3113
24. » 1969, № 3134
25. » 1969, № 3140
26. » 1969, № 3145
27. » 1969, № 3166
28. Flug Revue, 1967, № 9
29. Flying Review, 1967, vol. 22, № 14
30. » 1969, vol. 25, № 5
31. Interavia, 1967, № 6285
32. » 1967, № 6291
33. » 1967, № 6335
34. » 1967, № 6382
35. » 1967, № 6390
36. » 1968, № 6480
37. » 1968, № 6483
38. » 1968, № 6553
39. » 1969, № 6742
40. » 1969, № 6843
41. » 1970, № 6936
42. Interavia AAE, 1968, № 12
43. International Aerospace Abstracts, 1969, vol. 9, № 2
44. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, 1970, Bd. 16, № 2
45. Missiles and Rockets, 1965, vol. 17, № 22
46. » 1966, vol. 18, № 5
47. » 1966, vol. 18, № 12
48. Mobile Aviation Products Handbook, 1968
49. Raumfahrtforschung, 1967, Bd. 11, № 1
50. Space Aeronautics, 1968, vol. 50, № 3
51. Spaceflight, 1969, vol. 11, № 5
52. Synthetic Lubricants, Edited by R. C. Gunderson, A. W. Hart. 1962
53. Technology Week, 1966, vol. 19, № 17
54. » 1967, vol. 20, № 24
55. » 1967, vol. 20, № 27
56. » 1967, vol. 21, № 1

57. Инструкция МГА по взаимозаменяемости отечественных и зарубежных сортов горюче-смазочных материалов для самолетов, эксплуатируемых на международных воздушных линиях, 1968
58. Каталог фирмы Аллисон «Модель 250», 1968
59. Каталог фирмы Роллс-Ройс RB.211-55, Парижская авиационная выставка 1969
60 Aeroplane, 1967, № 2885
61. » 1967, № 2904
62. Aircraft, 1967. vol. 46, № 7
63. » 1967, vol. 46, № 11
64. Air et Cosmos, 1970, № 323
65. Aviation Magazine, 1970, № 536
66. Flight, 1967, № 3068
67. » 1970, № 3191
68. Flying Review, 1967, vol. 22, № 11
69. » 1969, vol. 25, № 8
70. Interavia, 1967, № 6183
71. » 1967, № 6184
72. » 1967, № 6185
73. » 1967, № 6188
74. » 1967, № 6396
75. » 1968, № 6417
76. » 1968, № 6470
77. » 1968, № 6653
78. » 1968, № 6657
79. Interavia AAE, 1967, № 12
80. » 1969, № 10
81. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, 1968, Bd. 14, № 10
82. La Recherche Spatiale, 1970, vol. 9, № 1
83. Raumfahrtforschung, 1969, Bd. 13, № 5
84. Aeronautical Journal, 1969, vol. 73, № 704
85. Space Propulsion, 1970, vol. 7, № 20
86. » 1970, vol. 8, № 4
87. Air et Cosmos. 1970, № 347
88. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, 1970, Bd. 16, № 4
89. » 1970, Bd. 16, № 5
90. Flight, 1970, № 3187
91. Flug Revue, 1970, № 5
92. Air et Cosmos, 1970, № 331
93. Aviation Magazine, 1970, № 538
94. Flying Review, 1970, vol. 26, № 7
95. Каталог фирмы Дженерал Электрик по ТРДД CF6. Авиационная выставка в Фарнборо, 1970
96. Aviation Week, 1966, vol. 84, № 13
97. Space Aeronautics, 1966, vol. 45, № 6
98. Flying Review, 1970, vol. 26, № 9
99. Aviation Week, 1970, vol. 92, № 12
100. Каталог фирмы Роллс-Ройс по ТРДД «Пегас». Авиационная выставка в Фарнборо, 1970
101. Каталог фирмы Роллс-Ройс по ТРДД «Спей». Выставка в Турине, 1970
102. Jane's All the World's Aircraft, 1970 — 71
103. Air et Cosmos, 1970, № 339
104. Interavia, 1970, № 6988
105. » 1970, № 7015
106. Interavia AAE, 1970, vol. 25, № 1
107. Interavia, 1970, № 7057
108. Flying Review, 1970, vol. 26, № 6
109. Interavia, 1970, № 7070
110—111. Flight, 1970, № 3207
112. Каталог фирмы Роллс-Ройс «Олимп» 593. Авиационная выставка в Фарнборо, 1970
113. Interavia AAE, 1970, vol. 25, № 7
114. Aviation Week, 1970, vol. 93, № 8
115. Air et Cosmos, 1970, № 338
116. Aviation Week, 1970, vol. 92, № 18
117. Aviation Week, 1970, vol. 93, № 16
118. Interavia, 1970, № 7080
119. » 1970, № 7088
120. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, 1970, Bd. 16, № 10
121. Air et Cosmos, 1970, № 357
122. » 1970, № 341
123. » 1970, № 350
124. » 1970, № 351
125. Interavia, 1970, № 7120
126. Каталог фирмы Турбомека «Астазу» XVI, февраль, 1969
127. Vertiflite, 1970, vol. 16, № 1
128. Interavia, 1970, № 6975
129. » 1970, № 7123
130. Astronautics and Aeronautics, 1970, vol. 8, № 6
131. Aviation Magazine, 1970, № 532
132. Space Propulsion, 1969, vol. 7, № 17
133. Air et Cosmos, 1970, № 329
134. Interavia, 1970, № 6935
135. Aviation Week, 1970, vol. 92, № 5
136. Space Propulsion, 1970, vol. 7, № 19
137—138. Aviation Week, 1970, vol. 93, № 9
139. Aviation Magazine, 1970, № 542
140. Interavia, 1970, № 7034
141. Space World, 1968, vol. E-11-59
142. Aviation Week, 1967, vol. 87, № 23
143. Interavia, 1968, № 6419
144. Raumfahrtforschung, 1970, № 2
145. Space Propulsion, 1970, vol. 7, № 11
146. Spaceflight, 1970, vol. 12, № 6
147. Aviation Week, 1968, vol. 89, № 14
148. Space World, 1970, vol. G-7-79
149. AIAA Paper, 1968, № 68-122

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3
Условные обозначения и сокращения 5
Газотурбинные двигатели 9
Двухконтурные турбореактивные двигатели 10
Турбореактивные двигатели 212
Турбовинтовые и турбовальные ГТД 284
Генераторы сжатого воздуха 392
Прямоточные воздушно-реактивные двигатели 407
Ракетные двигатели 413
Жидкостно-ракетные двигатели 414
Ракетные двигатели на твердом топливе 501
Ракетные двигатели на смешанном топливе 527
Ядерные двигатели 540
Электроракетные двигатели 548
Комбинированные двигатели 643
Энергетические установки (таблицы) 650
Топлива для авиационных газотурбинных двигателей (таблицы) 654
Топлива для жидкостно-ракетных двигателей (таблицы) 668
Синтетические масла для авиационных газотурбинных двигателей (таблица) 672
Алфавитный указатель двигателей 674
Литературные источники 686

Редактор *Скворцов Г. В.* Техн. редактор *Соколова Н. А.*
Корректоры: *Мартьянова А. Д., Мизяева В. М.*

Сдано в набор 29/IV — 1970 г. Подписано в печ. 7/I — 1971 г.
Объем 43,625 п. л. Цена 3 руб.

Издание подписное Зак. 391