

**ПРОЕКТ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ МОЩНОСТЬЮ 30000 л. с. (ГТ-30)**

© 2009 В. А. Зрелов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Приводится описание проекта газовой турбины мощностью 30 тыс. л.с., предназначенной для экспериментальной отработки компрессоров авиационных ГТД. Описываются возможные области её применения. Проект разработан в 1948 г. немецкими специалистами, работавшими на государственном союзном опытном заводе №2.

*Газовая турбина, газотурбинный двигатель, компрессор, экспериментальная установка, турбокомпрессор, конструктивная схема, германские специалисты*

На государственном союзном опытном заводе № 2 для экспериментальной отработки вновь создаваемых двигателей и их элементов требовалось специальное оборудование и стенды.

Поэтому в марте 1948 г. в конструкторском бюро в отделе перспективного развития под руководством доктора Фогтса был подготовлен проект газовой турбины, имеющей мощность 30000 л. с.

Этот проект в первую очередь предназначался в качестве двигателя для привода опытных компрессоров с целью проведения их аэродинамических испытаний.

В проекте отмечалось, что в связи с возросшими значениями к.п.д. лопаточных машин, в особенности многоступенчатых осевых компрессоров, газовая турбина имеет преимущества по сравнению с паровой турбиной. Использование проектируемой установки в качестве привода электрогенератора, работающего при пиковой нагрузке, является экономически выгоднее, чем применение в этих целях паровой турбины. Хотя компрессор газотурбинного привода дороже воздухоподувок паротурбинной установки, зато отпадает необходимость иметь котельную и сложную установку химической и механической очистки воды с её многочисленными вспомогательными механизмами и агрегатами.

В качестве применения проектируемой турбины рассматривалась возможность использования её как привода электрогенераторов в нефтяной промышленности, где из-за недостатка воды не могут быть применены паровые силовые установки.

Такая установка могла найти применение также в качестве аварийной электростанции в шахтах и других подземных сооружениях.

Кроме этого, газовая турбина могла быть использована в металлургическом производстве для привода воздухонагревателя для доменных печей с регулировкой температуры при помощи выхлопных газов.

**Выбор конструктивной схемы турбокомпрессора.**

При разработке проекта были проанализированы пути создания турбины в зависимости от условий её эксплуатации. Так как в задании на проектирование была указана годовая наработка в объёме 500 часов, то из рассмотрения была исключена большая группа двигателей, у которых полная годовая наработка составляла 8760 часов. Такие установки необходимо проектировать на максимальное значение к.п.д. не обращая внимания на затраты на их сооружение, поскольку в этом случае решающую роль играют годовые затраты на топливо.

Рассматриваемый проект в наибольшей степени соответствует двигателю, работающему в условиях пиковой нагрузки. Такие машины должны иметь простую схему и удовлетворять следующим требованиям:

1. Иметь низкую стоимость всей установки вследствие малых размеров зданий и фундаментов;
2. Иметь малые затраты на материалы;
3. Иметь малые затраты на изготовление;
4. Иметь малые затраты на эксплуатацию и ремонт;

5. Иметь малое время запуска.

Наиболее полно этим требованиям отвечает конструкция газотурбинного двигателя, выполненного по открытой схеме без применения параллельно включённых ступеней компрессора и турбины. На рис. 1 для принятой температуры газа перед турбиной ( $T_4=1050\text{K}$ ) в соответствии с заданной годовой наработкой 500 часов построены зависимости параметров двигателя (к.п.д. -  $\eta$ ; удельного расхода топлива -  $b$ ; массового расхода воздуха -  $G$ ) от степени повышения давления ( $\epsilon$ ). По этим зависимостям можно

найти наиболее экономичную схему машины.

Из анализа рис. 1. видно, что минимальные значения расхода воздуха и топлива не соответствуют одному значению степени повышения давления, т.е. термодинамически лучшая машина этой схемы не будет одновременно самой лёгкой или самой дешёвой. Однако, поскольку разница в расходе топлива в пределах степени повышения давления от 4 до 12 не слишком значительна, то можно предположить, что двигатель, имеющий наименьший расход воздуха (в данном случае со степенью повышения давления 4,2),

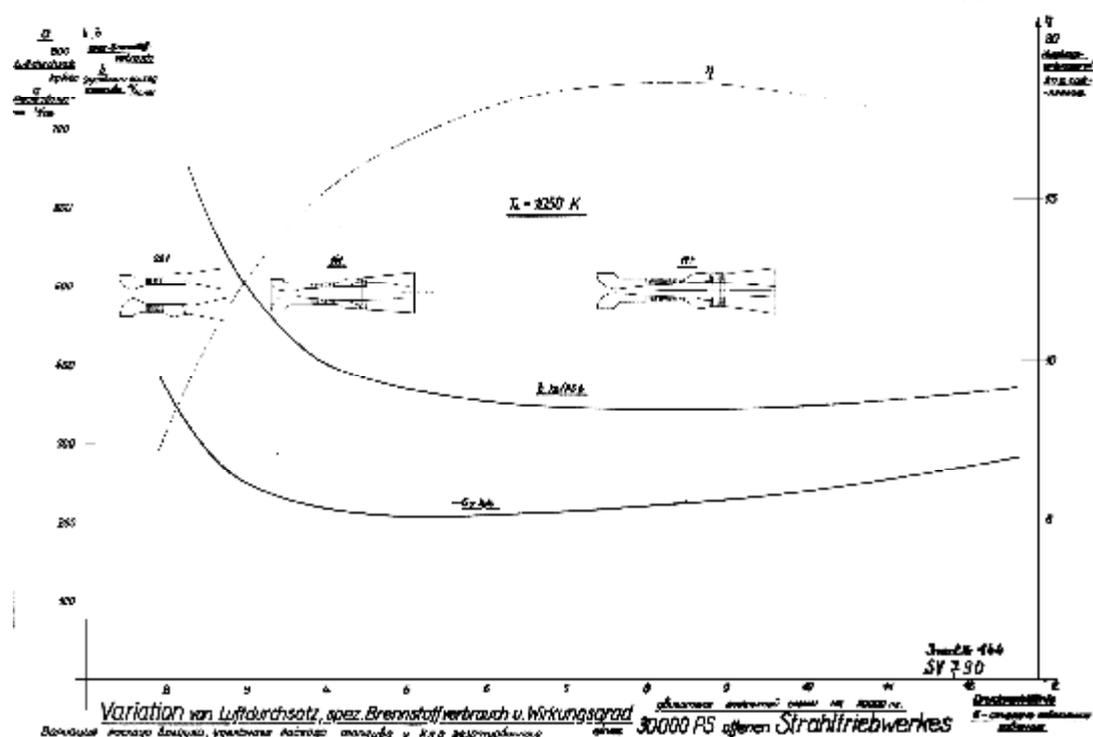


Рис. 1. Зависимость к.п.д. ( $\eta$ ), удельного расхода топлива ( $b$ ) и массового расхода воздуха ( $G$ ) от степени повышения давления в компрессоре для двигателя при  $T_4=1050\text{K}$

является наиболее экономичным. Так как при аэродинамическом подобии расходы воздуха относятся друг к другу как квадраты геометрических размеров, этот двигатель будет иметь наименьшую массу и потребует наименьших затрат на материалы и изготовление.

Двигатель имеет десятиступенчатый компрессор, двухступенчатую турбину и двухпорный ротор турбокомпрессора. При  $\epsilon=8,5$  (т.е. при минимальном удельном расходе топлива) двигатель имел бы пятнадцатиступенчатый компрессор и четырёхступенчатую турбину. При  $\epsilon=2,0$  получилась бы

конструкция с четырёхступенчатым компрессором и одноступенчатой турбиной. В такой схеме реализуется предельная мощность одноступенчатой турбины.

Оценка массы стационарных конструкций, разработанных по таким схемам, показала, что двигатель с  $\epsilon=4,2$  имел бы массу около 14 т., двигатель с  $\epsilon=2,0$  - около 22 т., а с  $\epsilon=8,5$  - 17 т.

#### Описание конструкции турбокомпрессора выбранной схемы.

На основании проведенных исследований была выбрана открытая схема газотурбинного двигателя со степенью сжатия

равной 4,2. В такой схеме реализуется предельная мощность для двухступенчатой турбины. Мощность двигателя на валу составляет 30000 л.с. при частоте вращения  $n = 3000$  1/мин.

На рис. 2. приведены значения некоторых параметров (температуры, давления, ок-

ружной скорости и удельного веса) в основных расчётных сечениях проточной части двигателя. Здесь же приведены значения к.п.д. входного патрубка, компрессора, турбины и диффузора, положенные в основу термодинамического расчёта.

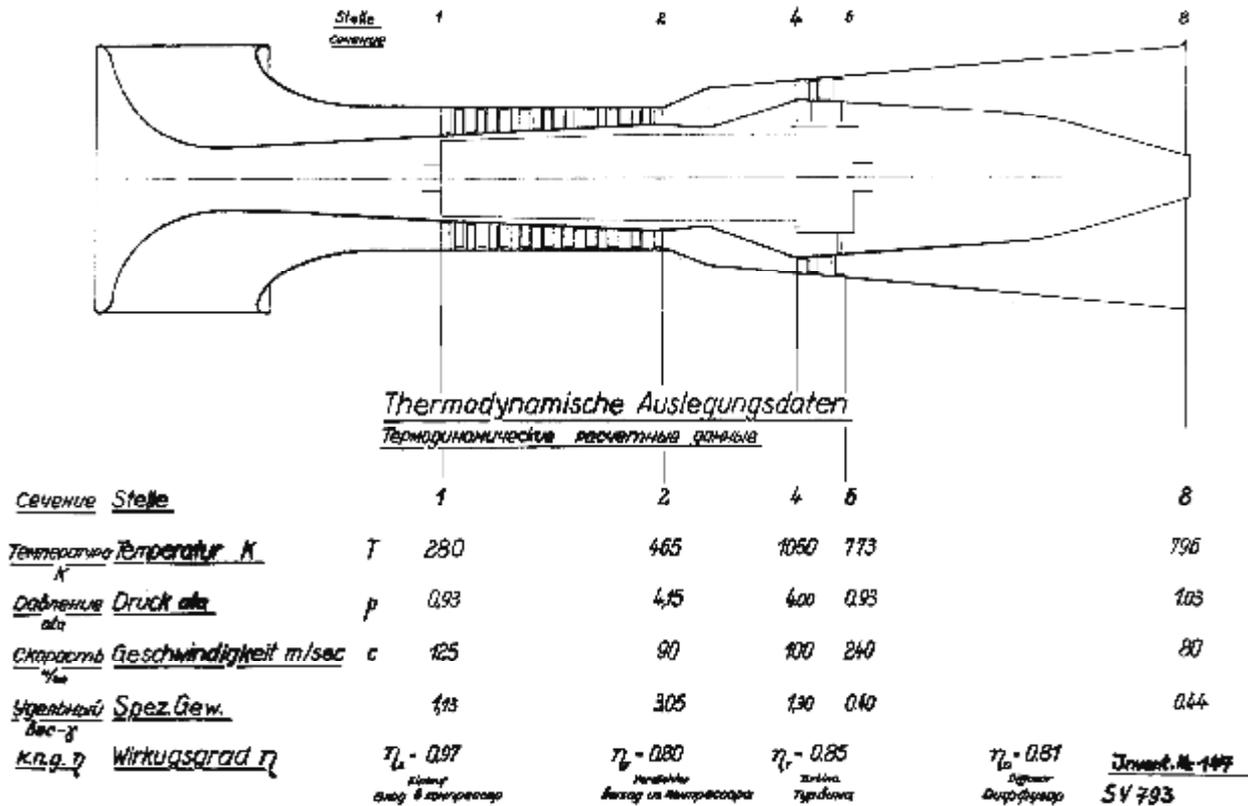


Рис. 2. Значения некоторых параметров двигателя в характерных сечениях проточной части

На рис. 3. приведена таблица с параметрами турбины. Для достижения потребной мощности на валу двухступенчатой турбины значения окружных скоростей были приняты максимально высокими. Вследствие этого были получены весьма выгодные для турбины значения скоростных коэффициентов и выходных углов, а также величина общего к.п.д., равная 85%. Значение к.п.д. без учёта кинетической энергии выхлопных газов составило даже 87%.

Размеры компрессора были взяты такими, чтобы получились величины окружных скоростей как у компрессоров двигателей 012Б-0 и 004.

Конструкция одноступенчатой турбины ещё проще, однако, геометрические размеры такой машины настолько велики, что изготовление её стало бы более дорогим.

Максимальная длина проектируемого двигателя составляла 12,30 м., наибольший диаметр у диффузора – 3,25 м.

Особого внимания заслуживает двухопорный барабанный ротор. Связанная с ним конструкция лабиринта у направляющего аппарата 1-й ступени обеспечивает значительное снижение осевой силы ротора, которая может быть сведена почти до нуля. Благодаря этому обе опоры могли быть выполнены в виде шарикоподшипников, которые, согласно советским каталогам, имеют ресурс примерно 800 часов при внутреннем диаметре, равном 220 мм.

Чтобы ротор мог работать в докритической области, его стенки должны быть толще, чем этого требуется для передачи крутящих и изгибающих моментов. По этой причине масса ротора должна была составлять около 5 – 6 т.

Конструктивная схема двигателя показана на рис. 4. Корпуса между двумя опорами разъёмные в горизонтальной плоскости. Таким образом, путём снятия верхних частей корпусов можно извлечь весь ротор вместе с

шарикоподшипниками из разъёмных вкладышей. Корпус камеры сгорания также разъёмный в горизонтальной плоскости.

### Turbine - Auslegung

Расчётные данные турбины

Ступень Stufe	Адреса Rad	Сечение Schnitt	Радиус Radius mm	adiabatisches Gefälle kcal/kg	Диаметр дюзного сопла mm	Скорость потока m/sec	Реактивный угол %	$u/c$	Выходной угол *°	Температура газа C°	Высота Австритуса mm
I Stufe	Насосная Leitraud	Насосная Fuß	912,5	37	550	—	0,52	22°	655,7	233	
		Дюзовая Kopf	1146	25,76	463	—	0,78	22°	694		
	Дюзовая Leitraud	Насосная Fuß	912,5	8,15	373	18	—	32° 45'	635	233	
		Дюзовая Kopf	1146	19,39	410	42,8	—	28° 50'	635		
II Stufe	Насосная Leitraud	Насосная Fuß	866	30	521	—	0,522	25°	532	347	
		Дюзовая Kopf	1213	16,5	404	—	0,94	25°	579		
	Дюзовая Leitraud	Насосная Fuß	862,5	15,15	430	36,8	—	34° 15'	480	357,5	
		Дюзовая Kopf	1220	28,65	485	63,5	—	30° 5'	480		

Скоростные коэффициенты  
Geschwindigkeits-Beiwerte  $\psi = 0,965$   
 КПД турбины  $\eta_{T=0,85}$   $\psi = 0,93$   
Turbinenwirkungsgrad  $\eta_T = 0,85$

Jensen N. 148

794

Рис. 3. Расчётные параметры турбины

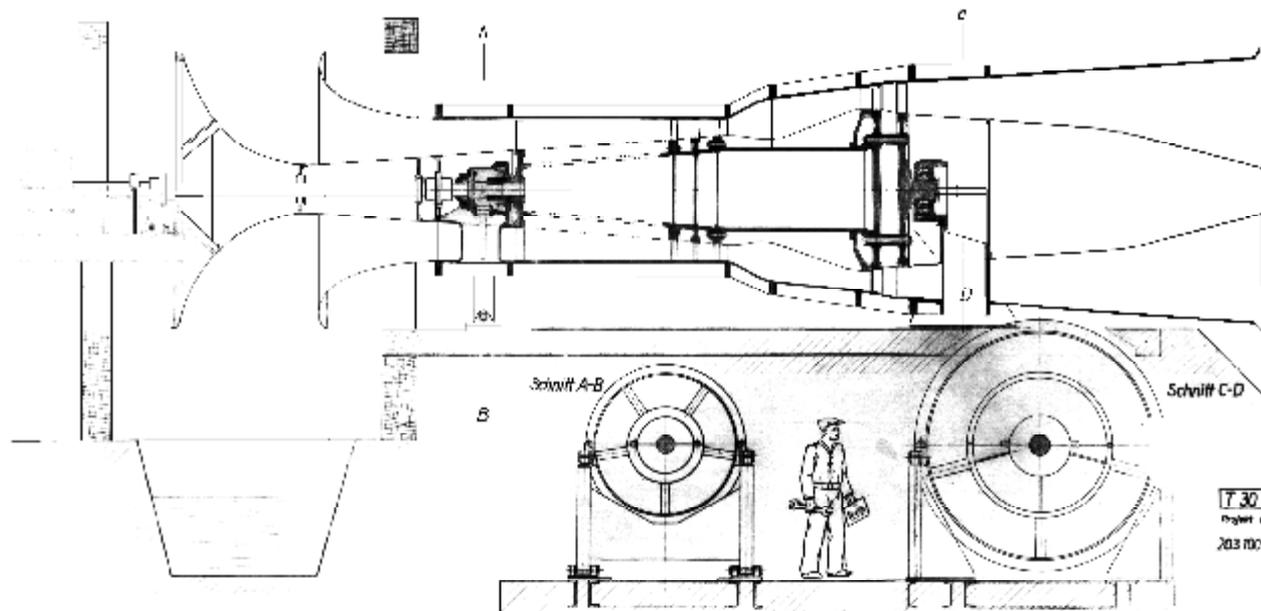


Рис.4. Конструктивная схема двигателя

Входное устройство состоит из двух воронок. Первая с одной стороны крепится к втулочной части передней опоры, а с другой

— к стене здания. Вторая воронка своим фланцем крепится к корпусу передней опоры. Узлы крепления двигателя к раме распо-

лагаются в плоскостях опор. Учитывая температурные деформации, задний подшипник является фиксирующей опорой, а передний - радиальной. Реактивный крутящий момент снимается в наиболее широкой части корпуса задней опоры.

Запуск двигателя предполагалось осуществлять также как у двигателя 012Б-0 через угловой привод в корпусе передней опоры. Потребная пусковая мощность – около 350 л.с.

#### Библиографический список

1. Проект газовой турбины на 30000 л.с. Отчёт № 518. 1948. Архив ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова».

#### References

1. Project of 30 000 h.p. power gas turbine. Report № 518, 1948. Archives of JSC “SNTC name after N.D. Kuznetsov” – [in Russian].

## PROJECT OF 30 000 h.p. POWER GAS TURBINE

© 2009 V. A. Zrelov

Samara State Aerospace University

This article describes the results of German specialists employment in state unit plant №2 in 1948. They developed project of 30 000 h.p. power gas turbine.

*Gas turbine, gas turbine engine, compressor, testing equipment, turbocompressor, design scheme, german specialists*

### Информация об авторе

**Зрелов Владимир Андреевич**, доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 267-46-83. E-mail: Область научных интересов: конструирование аэрокосмических двигателей; история авиационного двигателестроения.

**Zrelov Vladimir Andreevich**, Doctor of technical scientific, Professor of Aerospace Engines Department of Samara State Aerospace University. Phone: (846) 267-46-83. Area of research: Design Aerospace Engines; History of Aviation Engines.