

УДК 621.452

**В.А. ЗРЕЛОВ, А.И. БЕЛОУСОВ, М.Е. ПРОДАНОВ***Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королева «СГАУ», Россия***РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ТРДД  
С ВЫСОКИМИ УДЕЛЬНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ**

На примере отечественных ТРДД проанализированы конструктивные схемы двигателей, имеющие лучшие основные параметры. Эти схемы сравнены с конструктивными схемами лучших зарубежных ТРДД. Выявлены конструктивные особенности таких двигателей. На примере выбора схемных признаков проанализированных ТРДД сделана экспертная оценка применения некоторых конструктивно-схемных решений. Проведенное исследование позволило разработать предполагаемые конструктивные схемы ТРДД, имеющего высокие удельные параметры. Эти схемы созданы с учетом опыта и традиций отечественных авиадвигателестроителей.

**конструктивная схема, параметры, удельный расход топлива, турбореактивный двухконтурный двигатель, ротор, опора**

**Введение**

На примере ТРДД рассмотрим конструктивные схемы двигателей, имеющих лучшие основные параметры, характеризующие уровень их технического совершенства. Эти двигатели определены на основе установленных закономерностей изменения основных параметров отечественных ГТД [1]. Как следует из анализа этих закономерностей, такими двигателями являются:

- серийные Д-18Т, Д-436, ПС-90А;
- опытные НК-110, НК-93, НК-56, НК-64, НК-62, Д-27;
- проектируемые Х27-2005А, Д-100, Д-110, ПС-90А2, ПС-7, ПС-14, ПС-18, НК-44.

Из сравнения конструктивных схем этих двигателей [1] видно, что они выполнены либо двухроторными (ПС-90А, ПС-90А2, Д-100, Д-110, Х27-2005А), либо трехроторными (Д-18Т, Д-436, НК-93, НК-110, НК-56, НК-62, НК-63, НК-64). У части двигателей (опытных и проектируемых) имеется редукторный привод вентилятора (НК-93, НК-110, НК-62, Х27-2005А, Д-27, Д-110, ПС-14Р, ПС-18Р). Изложенное также относится и к лучшим современным

зарубежным ТРДД (GE-90, Trent 800, PW 2000, PW 4000, PW 6000, PW 8000, GP 7000).

**Результаты исследований**

Еще одной характерной особенностью таких ТРДД является наличие двухопорных роторов каскадов высокого давления и минимального общего количества силовых поясов (3 ... 4). При этом во всех рассмотренных отечественных и зарубежных двигателях реализуются схемы с передним расположением опоры ротора компрессора высокого давления (в подавляющем большинстве двигателей – с радиально-упорным подшипником).

Большинство схем имеют одноступенчатую турбину высокого давления с радиальной опорой, расположенной за турбиной (НК-93, НК-110, НК-56, НК-62, НК-64, Д-436, Д-18Т, Д-27, Х27-2005А, Trent 800, GE 90, GP 7000). У последних двух двигателей (GE 90 и GP 7000) турбина высокого давления двухступенчатая.

В каскаде вентилятора во всех схемах радиально-упорный подшипник установлен в задней опоре вентилятора. Турбина вентилятора расположена либо

консольно относительно опоры (Д-27, Х27-2005А, НК-93, НК-56, НК-62, НК-64), либо перед опорой (ПС-90А, Д-100, Д-110, Д-436, Д-18Т, GE 90, PW 2000, PW 4000, PW 6000, PW 8000, GP 7000). Силовое замыкание турбокомпрессора в анализируемых ТРДД либо внешнее (Д-436, Д-18Т, Д-27, Х27-2005А, НК-93, НК-110, НК-56, НК-64, НК-44, GE 90, GP 7000, Trent 800), либо разветвленное (ПС-90А, Д-100, Д-110, PW 2000, PW 4000, PW 6000).

Почти все двигатели имеют кольцевую камеру сгорания, кроме ТРДД ПС-90А, ПС-90А2. Здесь следует заметить, что в проекте двигателей поколения 5+ Пермского ОАО «Авиадвигатель» также предусматривается кольцевая камера сгорания.

Во многих схемах предполагается применение сварных соединений в барабан-но-дисковых роторах компрессоров (Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, НК-93, НК-44, Д-100, Д-110), либо эти соединения фланцевые (НК-93, НК-110, ПС-9, ПС-14, ПС-18). В двигателях ПС-90А, ПС-90А2 роторы компрессоров – дисковые.

На примере выбора схемных признаков [2, 3] проанализированных лучших отечественных и зарубежных ТРДД (табл. 1) сделаем оценку применения некоторых конструктивно-схемных решений. Занесенные в табл. 1 оценки этих решений получены с использованием метода попарного сравнения (15 – наилучшие, 1 – наихудшие).

Таблица 1  
Экспертные оценки  
конструктивно-схемных решений ТРДД

У1	У010	5
	У03	2
	У011	3
	У08	5
...	...	...
У19	У191	9
	У192	6
...	...	...

Здесь использованы обозначения из матрицы признаков конструктивных схем ТРДД (табл. 2) и пример выбора схемных признаков ТРДД из этой матрицы (табл. 3).

Таблица 2

Параметры, определяющие  
конструктивную схему ТРДД  
(матрица признаков конструктивных схем ТРДД)

№ п/п	Классификационный признак	Обозначение	Частичное решение	Обозначение
1.	Конструктивная схема турбокомпрессора газогенератора	У1	По типу А1...А13 (табл. 4)	У01 . . У013
...	...	...	...	...
19.	Количество силовых поясов в турбине	У19	Один Два Три Четыре	У191 У192 У193 У194
...	...	...	...	...

Суммарную оценку следует проводить с учетом традиций и опыта проектирования, производства и эксплуатации двигателей.

Следует заметить, что представленные в табл. 2 оценки конструктивно-схемных решений отражают авторский взгляд на эту проблему. У других экспертов оценки могут несколько отличаться, но интегральная оценка существенно не изменится. Таким образом, наиболее высокие оценки получили следующие конструктивные решения.

Во всех схемах ротор компрессора каскада высокого давления имеет переднюю фиксирующую, а ротор турбины этого каскада – заднюю радиальную опору. Такая схема предполагает применение наружного силового замыкания турбокомпрессора. Большинство проанализированных ТРДД не имеют редукторного привода компрессора и выполнены по двухроторной схеме. В двухроторных компрессорах имеется один силовой пояс, а в трехроторных – два. Ротор компрессора высокого давления барабанно-дискового типа сварной.

Таблица 3

Пример выбора схемных признаков ТРДД из матрицы признаков конструктивных схем ТРДД

Классификационный признак	Двигатели										
	Д-18Т Д-436	ПС-90А	НК-93	НК-56	...	ПС-12	Trent-800	GE-90	PW-8000	V.2500 PW-2000 PW-4000 PW-6000	CFM-56
У1	У010	У03	У011	У011	...	У08	У010	У010	У08	У08	У011
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
У19	У192	У 192	У191	У191	...	У191	У192	У192	У191	У191	У191
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...

Лопатки вентилятора широкохордные сварные без антивибрационных полок. Ротор вентилятора имеет две опоры.

Ротор турбины вентилятора имеет одну заднюю радиальную опору. В турбине используется один силовой пояс. Во всех схемах корпус компрессора ВД имеет двойную стенку.

Выявлено, что в процессе развития отечественных двигателей уменьшилось количество их деталей, роторы стали делать двухопорными, со сварным соединением элементов, с объединением несколько опор в один силовой пояс. В опорах турбин ТРДД современных и перспективных двигателей использованы также межвальные подшипники, при этом в большинстве двигателей в каскаде высокого давления используется одноступенчатая турбина.

На основе установленных закономерностей изменения основных параметров отечественных двигателей [1] определены лучшие ТРДД, проанализированы их конструктивно-силовые схемы и выявлены тенденции их изменения. Сравнение с лучшими зарубежными ТРДД показало схожий характер формирования их конструктивно-силовых схем (рис. 1).

Проведенное исследование позволяет разработать предполагаемые конструктивные схемы ТРДД, имеющего высокие удельные параметры, с учетом

опыта и традиций отечественных авиадвигателестроителей. Это двигатель с большой ( $m = 6 \dots 12$ ) или сверхбольшой ( $m = 15 \dots 25$ ) степенью двухконтурности, трех- или двухроторный, с минимальным количеством опор (по две опоры на каждый ротор) и минимальным расстоянием между ними, минимальным количеством силовых поясов (в турбине – один). Для уменьшения расстояния между опорами и, следовательно, увеличения жесткости ротора часть ступеней компрессоров может располагаться консольно относительно опоры. В связи с тенденцией роста температуры газа на турбине для обеспечения высоких показателей надежности при минимальной массе двигателя лучше опору турбины высокого давления расположить за турбиной (рис. 2).

Турбина высокого давления одноступенчатая. Роторы компрессоров – сварные, с передними радиально-упорными подшипниками.

Из анализа параметров [1] следует, что по значениям удельных параметров одним из лучших является опытный ТВВД НК-110, имеющий заднее расположение винто-вентилятора.

Однако, ТРДД или ТВВД, созданные по такой схеме, при современном уровне развития технологии и материаловедения могут иметь низкую надежность вентилятора (винто-вентилятора) из-за влияния на него высокой температуры расположенной рядом турбины.

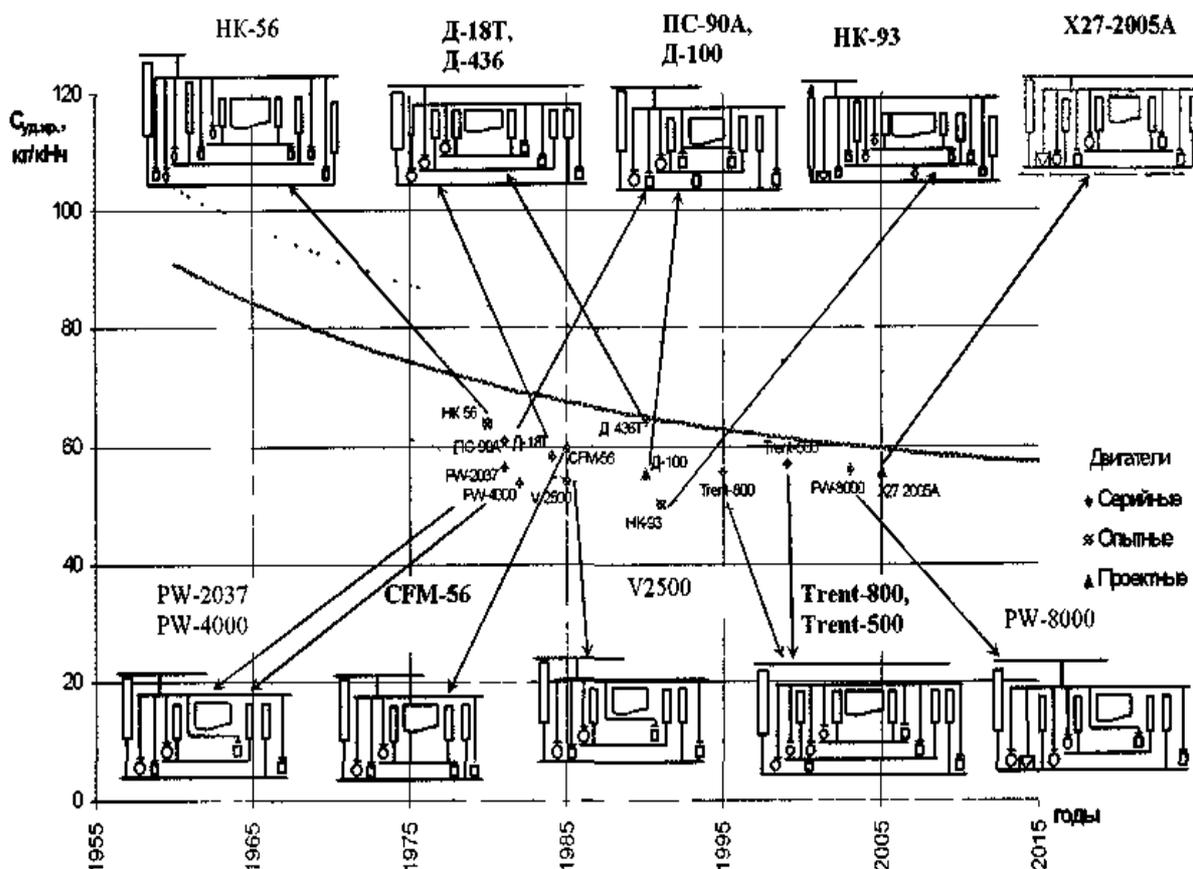


Рис. 1. Изменение удельного расхода топлива ТРДД на крейсерском режиме по годам создания двигателей и их конструктивные схемы

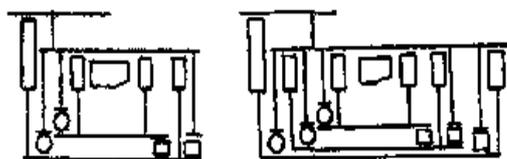


Рис. 2. Предполагаемые конструктивные схемы ТРДД

Вероятно, поэтому не были реализованы и не вышли из стадии экспериментальной отработки отечественные ТРДД Д-40 и Д-50, а также более поздние зарубежные двигатели GE 36, PW-Allison 578-DX, RB 529.

Проработку различных версий конструктивных схем двигателя удобно осуществлять в среде систем управления данными о продукте (PDM), позволяющей работать с информационными и объемными моделями двигателя на всех стадиях его жизненного цикла [4]. Информационная модель поддерживает все уровни иерархии описаний и представляется

электронными карточками систем управления базами данных. В частности, в этих карточках содержится информация о подшипниках, используемых в отечественных авиационных газотурбинных двигателях.

Следует отметить, что практически все отечественные ГТД имеют подшипники роторов турбокомпрессоров, изготовленные Самарским ОАО «Завод авиационных подшипников».

Как следует из выполненного анализа развития авиационных газотурбинных двигателей, процесс их конструктивного совершенствования продолжается. При этом изменение практически любого параметра  $\Pi$  двигателя качественно имеет вид, показанный на рис. 3.

Для ГТД как для тепловой машины практически все параметры имеют предельные значения, выражаемые асимптотами кривых 1 или 2.

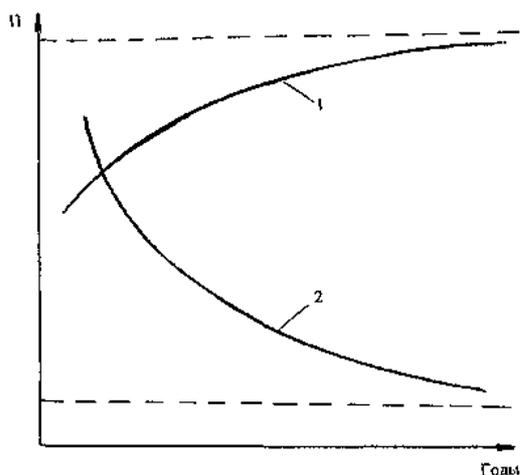


Рис. 3. Качественная картина изменения параметров авиационных ГТД

Следует учесть, что стоимость создания авиационных ГТД постоянно возрастает. Это позволяет сделать вывод, что каждое улучшение любого параметра двигателя потребует все больших затрат при неизменных технологии и применяемых материалах, характерных для принятой методологии создания двигателей данного поколения, т.е. эффективность улучшения параметров ГТД постоянно снижается. Это обстоятельство позволяет сравнить современное состояние газотурбинного двигателестроения с периодом, когда на смену поршневым моторам пришли газотурбинные. Это – качественное, скачкообразное изменение в двигателестроении. Хотя период от первых качественных шагов в газотурбинном двигателестроении до начала серийного производства ГТД занял около двадцати лет, в течение которых продолжалось совершенствование поршневых двигателей, он исторически был предопределен. В настоящее время в связи с приближением параметров ГТД к их предельным значениям, (например, температура газа перед турбиной не мо-

жет превысить ее стехиометрического значения для применяемых углеводородных топлив), следует ожидать качественного скачка в развитии авиации. Для его реализации в будущем необходимо, по видимому, финансировать фундаментальные исследования, направленные на поиск альтернативных технических решений, способствующих разработке новых принципов реализации полета аппаратов тяжелее воздуха, например, электромагнитных, антигравитационных и др.

### Литература

1. Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы: Учебное пособие. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Ч. 1. – 2002. – 210 с.; Ч. 2. – 2002. – 240 с.
2. Белоусов А.И., Косицын И.П., Рождественский С.Н. Гидрогазодинамическое проектирование турбонасосных агрегатов двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие / Под общей ред. доц. А.И. Белоусова. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – 136 с.
3. Белоусов А.И. Конструктивные и силовые схемы турбомашин двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1988. – 92 с.
4. Научный вклад в создание авиационных двигателей / Под ред. В.А. Скибина. – Кн. 1. – М.: ЦИАМ, 2001. – 725 с.

*Поступила в редакцию 25.04.2005*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.