

В.К. ИВАНОВ, д-р техн. наук, А.М. КАШКАРОВ, Е.Н. ПОМАСЕНКО, Л.А. ТОЛСТИКОВ, кандидаты техн. наук

Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш

Представлено краткое описание турбонасосных агрегатов (ТНА) жидкостных ракетных двигателей большой тяги разработки НПО Энергомаш, прослежена эволюция их развития, перечислены достижения. Отмечены решенные и стоящие проблемы дальнейшего их совершенствования. Приведены основные параметры большей части разработанных агрегатов, а также конструкции двух типов современных ТНА.

Как известно, в ЖРД подача компонентов топлива - окислителя и горючего - осуществляется насосами, которые приводятся во вращение газовой турбиной. В совокупности насосы с турбиной образуют единый энергетический узел - турбонасосный агрегат, являющийся «сердцем» ракетного двигателя. По своим характеристикам и, в частности, по удельной мощности, т.е. мощности, приходящейся на единицу расхода, данные агрегаты среди энергетических машин образуют отдельную группу. Чтобы ощутить их специфику, уникальность параметров и конструкции, достаточно сопоставить основные параметры любого из известных современных ТНА с энергетическими параметрами авиационных и автомобильных двигателей или какой-либо другой наземной энергетической установки.

Наиболее впечатляют ТНА мощных ЖРД для ракет-носителей. Так, турбина самого мощного в мировой практике ракетного двигателя РД170 (РД171) конструкции НПО Энергомаш имеет мощность ~ 270000 л.с. (~ 200000 кВт), что составляет 1/3 мощности Днепрогэса, построенного в 30-е годы XX века. Собственная масса ТНА этого двигателя равна ~ 1900 кг, а относительная $m_{\text{отн}} = 7$ г/л.с. (отношение массы в граммах к мощности в л.с.). Для сравнения: относительная масса автомобильных двигателей внутреннего сгорания составляет 1500-2000 г/л.с., воздушно-реактивных двигателей - 200-400 г/л.с.

Через турбину ТНА двигателя РД170 проходит в секунду ~1760 кг высокотемпературного окислительного газа, состоящего практически из чистого кислорода, а частота вращения вала составляет ~ 14000 об/мин. Насосы данного ТНА перекачивают в сумме ~ 2500 кг в секунду жидкого кислорода и керосина с давлением подачи в несколько сотен атмосфер (кислорода ~ 600; керосина для камеры сгорания ~ 500; керосина для газогенератора ~ 900 атм.).

Создание данного ТНА, как и самого РД170, безусловно, явилось одним из крупнейших достижений отечественной ракетной техники.

Большинство ТНА самых мощных ЖРД ракет-носителей от самых первых отечественных баллистических ракет как военного, так и мирного назначения были разработаны в НПО Энергомаш. Параметры всех основных ТНА двигателей большой тяги приведены в таблице.

Первый опыт создания мощного ТНА для ЖРД отечественной баллистической ракеты относится к 1946-1950 гг. При создании первого ТНА в значительной степени использованы схемные и детальные конструктивные решения, характерные для ТНА ЖРД немецкой ракеты «Фау-2», хотя по мощности наш ТНА превосходил прототип в 2 раза.

В последующие годы бурное развитие ракетной техники явилось стимулом развития и совершенствования ТНА.

Постоянно растущие требования, предъявляемые к ТНА, вызванные необходимостью достижения все более высоких уровней параметров и освоения новых компонентов топлива, определяли актуальность и направления поиска новых схемных и конструктивных решений, разработки соответствующих материалов, исследований рабочих процессов, разработки теоретической базы, развития измерительной техники.

По параметрам и особенностям конструкции турбонасосные агрегаты можно разделить на две группы, которые различаются схемами использования рабочего тела турбины. В первой группе газ после турбины выбрасывается в окружающее пространство («открытая» схема), во второй группе газ после турбины поступает в камеру сгорания, где дожигается (схема с «дожиганием»).

Выброс газа в «открытой» схеме приводит к потерям удельного импульса двигателя, которые возрастают с ростом мощности турбины. Это обстоятельство ограничивает

возможности совершенствования двигателей с «открытой» схемой.

Отсутствие выброса газа в схеме с «дожиганием», напротив, исключает потери удельного импульса двигателя и существенно расширяет возможности повышения мощности турбины, повышения давления в камере сгорания и улучшения всех энергетических характеристик двигателя.

Все ЖРД НПО Энергомаш, выполненные по «открытой» схеме, относятся к разработкам 50-х - 60-х годов XX века. В последующие годы все новые ЖРД для мощных РН разрабатывались только по схеме с дожиганием генераторного газа, причём в качестве рабочего тела турбины применялся окислительный генераторный газ.

ТНА двигателей с «открытой» схемой характеризуются применением высокоперепадных активных турбин и насосов с относительно низкими напорами. Доля расхода рабочего тела на привод турбины в этой схеме составляет 1,5-2% от общего расхода топлива через двигатель. Давление на входе в турбину 50-85 кгс/см², давление на выходе 1,5-2 кгс/см², давления подачи насосов относительно невелики. Максимально освоенные давления не превышают 100-140 кгс/см².

В качестве рабочего тела турбины используются или продукты разложения в специальном реакторе перекиси водорода, или продукты сгорания основных компонентов топлива в двухкомпонентном газогенераторе.

К конструктивным особенностям этих ТНА можно отнести: в турбинах - торообразный коллектор подвода газа и сопловые аппараты со сверхзвуковыми соплами, тонкостенный выхлопной коллектор с расширенными проходными сечениями; в насосах - применение одноступенчатых насосов с односторонним или двусторонним входом, литые алюминиевые корпуса с безлопаточным спиральным отводом.

В состав этих ТНА могут входить дополнительные насосы: для подачи рабочего тела турбины (в случае использования третьего компонента - перекиси водорода) и для подачи рабочего тела, используемого для наддува баков ракеты, - жидкого азота. Привод дополнительных насосов осуществляется от вала основного ТНА через шестеренный редуктор или непосредственно от вала основного ТНА.

В качестве примера типичного ТНА для двигателей по «открытой» схеме может служить ТНА одного из известных кислородно-керосиновых ЖРД РД107 (рис. 1).

В этом ТНА приводом служит двухступенчатая активная турбина 1. Кислородный насос 2 (с двухсторонним входом) расположен рядом с турбиной и имеет с ней общий вал. Насос горючего 3 (керосиновый, с односторонним входом) выполнен отдельно. Крутящий момент на вал насоса горючего передается от вала кислородного насоса через шлицевую рессору. В обоих насосах перед центробежными рабочими колесами применены шнеки для обеспечения высоких антикавитационных качеств.

С внешней стороны к корпусу насоса горючего присоединены насосы перекиси водорода 4 и жидкого азота 5. Передача крутящего момента на валы этих насосов осуществляется через шестеренный редуктор, повышающий частоту вращения вспомогательных насосов. В выхлопном коллекторе турбины расположен теплообменник 6, где газифицируется жидкий азот, используемый для наддува баков ракеты.

Одной из актуальных задач разработки ТНА этой группы являлось повышение удельной мощности N (мощность турбины, отнесенная к расходу рабочего тела через турбину) в целях снижения расхода рабочего тела, выброс которого, минуя камеру сгорания, снижает удельный импульс двигателя.

Применение схемы с дожиганием генераторного газа

Параметры турбонасосных агрегатов мощных ЖРД НПО Энергомаш

№ п/п	Двигатель	Годы разработки двигателя	Тяга двигателя (з/п), тс	Компоненты топлива	Масса ТНА (нз/з), кг	Мощность, л.с.	Частота вращения ТНА, об/мин
<i>Двигатели «открытой схемы»</i>							
1	РД100	1946–1950	26/31	Жидкий кислород – этиловый спирт	155/188	540	3900
2	РД101	1947–1951	37/41	То же	155/188	1000	5000
3	РД103	1952–1955	44/50	- « -	155/190	1500	5450
4	РД107	1954–1959	83/102	Жидкий кислород – керосин	237/270	5200	8300
5	РД111	1959–1962	144/166	То же	414,6/490	11500	8500
6	РД213	1956–1957	70/76,4	Азотная кислота (АК27И) – ТМ-185 ¹⁾	182/214	2930	8000
7	РД214	1955–1959	64,8/74,5	АК27И – ТМ-185	185/218	2560	8000
8	РД216 (2 ТНА)	1958–1960	151,7/177,4	АК27И – НДМГ ²⁾	187/215	4500	9300
9	РД218 (3 ТНА)	1958–1961	226/266	То же	192/221	4450	9300
10	РД251 (3ТНА)	1962–1966	241/270	Азотный тетроксид (АТ) – НДМГ	188,5/215	5420	9900
<i>Двигатели схемы с дожиганием генераторного газа</i>							
11	РД253	1962–1966	150 / 166	АТ – НДМГ	323/364	25970	13850
12	РД270 (2 ТНА)	1962–1969	640 / 685	То же	1580/1955	193900	14500 / 17000*
13	РД120	1976–1986	- / 85	Жидкий кислород – керосин	247,5/-	17600	19230
14	РД170	1976–1988	740 / 806	То же	1706/1891	257360	13870
15	РД180	1994–1999	390 / 424	- « -	950/-	140717	16811
16	РД191	1999–2003	196 / 213	- « -	420/-	68062	22810

¹⁾ – углеводородное горючее.

²⁾ – несимметричный диметилгидразин.

Продолжение таблицы

№ п/п	Двигатель	Относительная масса, г/л.с.	Удельная масса, кг/тс	Температура газа, °С	Удельная мощность, л.с./кгс/с	Давление подачи окислителя, кгс/см ²	Давление подачи горючего, кгс/см ²	Расход газа, кг/с
<i>Двигатели открытой схемы</i>								
1	РД100	287	5,95	380	245	20	23	2,2
2	РД101	155	4,2	500	313	26	35	3,2
3	РД103	103	3,52	510	410	35	41	3,65
4	РД107	45,7	2,84	560	590	80	94,5	8,8
5	РД111	36	2,9	800	700	114	138	16,6
6	РД213	62	2,6	520	505	66	77,2	5,8
7	РД214	72	2,86	510	515	60	74	5,0
8	РД216 (2 ТНА)	47,7	2,47	830	860	90	106	5,25
9	РД218 (3 ТНА)	43	2,55	830	845	90	106	5,26
10	РД251 (3ТНА)	35	2,35	870	815	100	136	6,65
<i>Двигатели схемы с дожиганием генераторного газа</i>								
11	РД253	12,45	2,14	520	65	281,8	250,7	401,2
12	РД270 (2 ТНА)	8,2	2,48	450/770*	122/443*	520	463	1500/410*
13	РД120	14,1	2,91	462	100	346,5	357,6	176,6
14	РД170	6,15	2,3	500	146,5	614	516	1757,8
15	РД180	6,75	2,44	512	164,4	618,6	586,5	911,6
16	РД191	6,17	2,1	556	147,3	596,8	575,4	462,2

Сокращения: з/п – земная / пустотная; нз/з – не залитого / залитого.

* ТНА окислителя / ТНА горючего.

открыло новые возможности значительного повышения давления в камере сгорания тяги двигателя при обеспечении более оптимального сочетания энергетических и массовых характеристик двигателя. Возросшие вследствие этого параметры насосов и турбин потребовали применения новых схемных и конструктивных решений для этих агрегатов. В

результате большого объема выполненных конструкторских проработок на стадии предэскизного и эскизного проектирования для двигателей различных тяг и параметров были выбраны оптимальные конструкции турбин и насосов, а также их геометрические и режимные параметры.

Особенностью ТНА двигателей с «дожиганием» является

применение низкоперепадных реактивных турбин с относительным перепадом давления $p \approx 1,5-2,0$ и высоконапорных (в несколько сотен атмосфер) насосов, что отразилось на конструктивном исполнении данных агрегатов.

Использование в качестве рабочего тела турбины полного расхода одного из компонентов топлива обусловило применение расширенных проходных сечений подводящих и отводящих газопроводов, находящихся под высоким давлением,

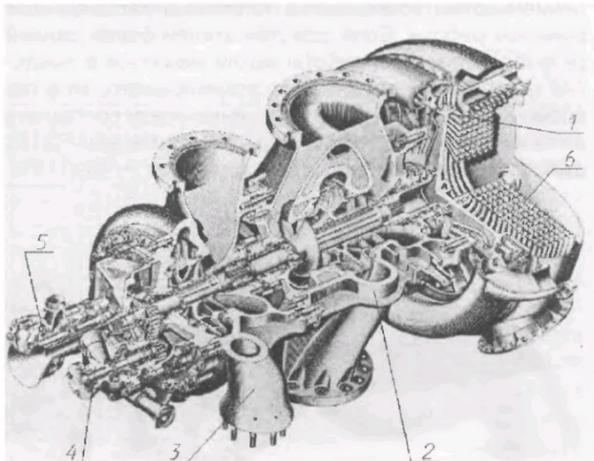


Рис. 1. ТНА РД107:

1 – турбина; 2 – насос окислителя; 3 – насос горючего; 4 – насос перекиси водорода; 5 – насос жидкого азота; 6 – теплообменник

превышающим давление в камере сгорания.

Высокие давления подачи компонентов топлива, характерные для схемы двигателя с «дожиганием», при одновременном выполнении условий обеспечения минимальных габаритов и массы агрегатов привели к

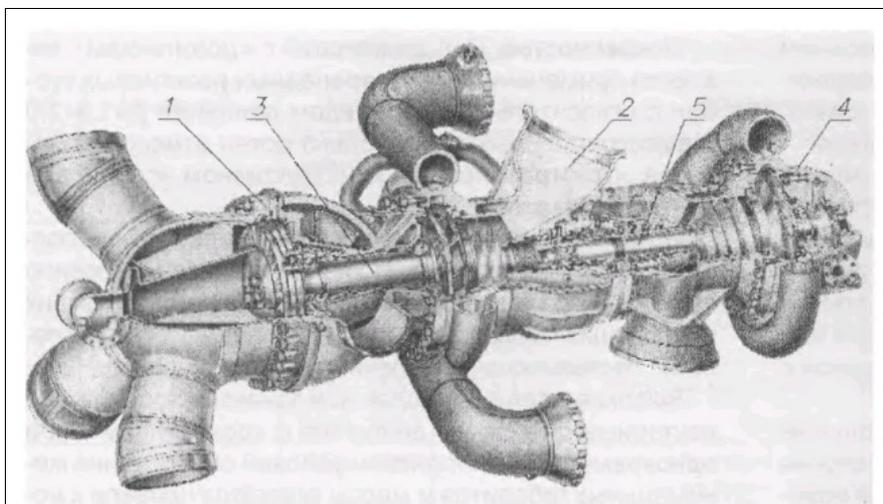


Рис. 2. ТНА РД170:

1 – турбина; 2 – насос окислителя; 3 – вал; 4 – насос горючего; 5 – рессора

необходимости повышения частоты вращения ротора ТНА, применению насосов с односторонним входом и спиральным отводом с лопаточным или трубчатым диффузорным аппаратом. В связи с использованием генераторного газа с избытком окислителя насосы горючего, выполняются двухступенчатыми - первая ступень служит для подачи основной массы горючего в камеру сгорания, а вторая - для подачи незначительной части (~2%) горючего в газогенератор. По условиям прочности все основные детали насосов выполняются из высокопрочной нержавеющей стали и никелевых сплавов, а в насосах горючего и из титановых сплавов. Корпуса насосов сварные, отдельные элементы их

изготовлены ковкой, штамповкой и литьём.

Представителями этой группы ТНА могут служить ТНА двигателя РД170 (171) (рис. 2), разработанного НПО Энергомаш для первых ступеней ракет «Энергия» и «Зенит», и ТНА двигателя РД120 (рис. 3) для второй ступени ракеты «Зенит». Оба ТНА по общей схеме идентичны и различаются конструктивным исполнением отдельных элементов и габаритными размерами. В связи с использованием в турбине окислительного газа турбина 1 с насосом окислителя 2 располагаются рядом и имеют общий вал 3. Статор турбины и крышка насоса объединены в один сварной узел. Насос горючего 4 выполнен в виде отдельного узла с двумя ступенями: I - основной и II - генераторной, и крепится к насосу окислителя по фланцу. Крутящий момент на вал насоса горючего передается от вала насоса окислителя с помощью шлицевой рессоры 5. Рабочие колеса насосов - центробежные, односторонние. На входе перед рабочими колесами насоса окислителя и I ступени насоса горючего установлены шнеки. На выходе за центробежными колесами насоса окислителя и I ступени насоса горючего в корпусах насосов применены лопаточные диффузорные аппараты, за которыми следуют спиральные сборники переменного сечения с постоянной скоростью потока.

Разработка турбонасосных агрегатов с самого начала сопровождалась большим объемом конструкторских проработок, научно-исследовательских и экспериментальных работ, вызванных необходимостью освоения все более высоких параметров (расходов компонентов топлива, давления подачи, окружных скоростей, температур газа перед турбиной), а также в связи с применением новых компонентов топлива и расширением режимов работы. Если для двигателей более ранней разработки режимы работы могли меняться в пределах нескольких процентов от номинального, то в современных двигателях это изменение может составлять десятки процентов. Например, для двигателя РД180 диапазон режимов работы составляет ~ 40-110%.

О важности и сложности проблемы обеспечения надежной и устойчивой работы ТНА свидетельствует мировая статистика, согласно которой причиной около 70% аварий при отработке двигателя является ТНА.

Проблемы, стоявшие на пути создания ТНА, решались разработчиками как самостоятельно, так и совместно с отраслевыми научно-исследовательскими и учебными институтами. Широко использовался опыт смежных КБ и предприятий отрасли. Успешное решение конструкторских задач обязано также большим достижениям в области технологии и материаловедения.

Конструкторские проработки были направлены на выбор оптимальных конструктивных схем и конструкций отдельных узлов и деталей ТНА применительно к конкретным условиям работы и параметрам.

Экспериментально-исследовательские работы имели своей целью решение проблемных вопросов в обеспечении работоспособности отдельных узлов и ТНА в целом. К основным

направлениям этих работ относятся:

- повышение антикавитационных качеств насосов;
- повышение экономичности насосов и турбины;
- решение проблемы разгрузки подшипников роторов от осевых и радиальных сил;
- исключение возгораемости элементов конструкций в низко- и высокотемпературной окислительной среде;
- повышение эффективности и обеспечение работоспособности уплотнений;
- снижение динамических нагрузок на элементы конструкции (амплитуд пульсаций давления и вибраций);
- обеспечение контроля и диагностики состояния

элементов конструкции и отдельных агрегатов.
 работоспособности уплотнений;
 - снижение динамических нагрузок на элементы конструкции (амплитуд пульсаций давления и вибраций);
 - обеспечение контроля и диагностики состояния элементов конструкции и отдельных агрегатов.

неуравновешенных осевых сил во всем диапазоне режимов. При этом разгрузка осуществляется непосредственно рабочими элементами ротора и корпуса. Применение лопаточных или трубчатых диффузорных аппаратов за рабочими колесами практически снимает проблему разгрузки подшипников от радиальных сил. Тем не менее подшипники при отработке нового ТНА проходят автономную отработку в специальных установках на рабочих компонентах топлива при повышенных осевых и радиальных нагрузках с определением предела их работоспособности, в результате которой, в случае необходимости, оптимизируется геометрия элементов подшипника.

Для обеспечения многократного запуска на концах валов применяются отключающиеся стояночные уплотнения, а также уплотнения постоянного трения со скоростями в зоне контакта до 125 м/с. По уплотнительным поясам рабочих колес применяются прирабатываемые неподвижные уплотнения со скоростями по контактным поверхностям 260-350 м/с.

ТНА оснащен датчиками системы контроля и диагностики состояния материальной части во время работы. К ним относятся датчики измерения наиболее информативных параметров - температуры газа в турбине, давлений в полостях насоса, осевых и радиальных перемещений вала, вибраций корпусов насосов и турбины. Некоторые из контролируемых параметров связаны с

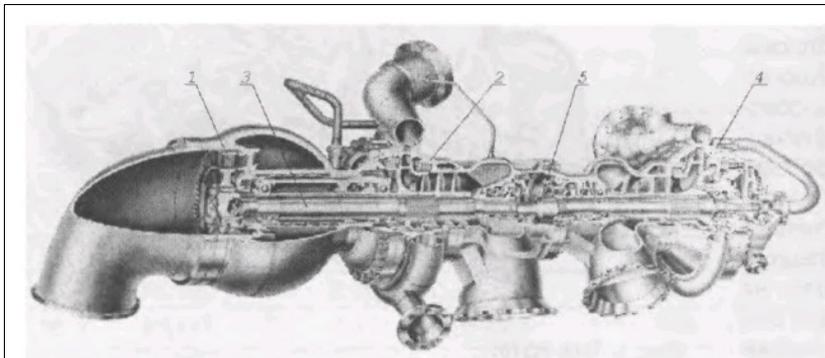


Рис. 3. ТНА РД120:
 1 – турбина; 2 – насос окислителя; 3 – вал; 4 – насос горючего; 5 – рессора

Освоение высоких температур газа в турбинах, больших окружных скоростей в трущихся парах уплотнений и подшипниках и накопленный опыт разработки ТНА открытой схемы послужили основой создания еще более совершенных и высоконапряженных ТНА, характерных для ЖРД с дожиганием генераторного газа.

Современный ТНА мощного ЖРД представляет собой высоконагруженный энергетический узел, в котором нашел воплощение широкий круг научно-технических достижений и оригинальных конструкторских решений, обеспечивающих его надежную работу, многократность включения, многоразовое использование, контроль и диагностику его состояния, кардинально отличающих его от ТНА первых ЖРД.

Так, в турбинах внедрен комплекс мероприятий, повышающих защиту конструкции от возгорания в случае попадания посторонних металлических частиц. С этой целью применяется никелевое покрытие рабочих и сопловых лопаток. Аналогичное покрытие применяется в ряде конструкций на внутренних верхностях газового тракта, а в некоторых ТНА применяются газоды с внутренними охлаждаемыми медными стенками. Освоенные окружные скорости на лопатках рабочих колес достигают 350 м/с.

Насосы характеризуются сочетанием высоких антикавитационных качеств и высокой экономичности, которые обеспечиваются применением комбинаций шнековых и центробежных колес с высокой степенью гидродинамического совершенства проточной части.

Большим достижением технологии является освоение изготовления лопаточных и трубчатых диффузорных аппаратов со спиральным отводом переменного сечения, находящихся под давлением в несколько сотен атмосфер.

Особое внимание в насосах уделено разгрузке подшипников ротора от осевых сил, которые в современных ТНА в процессе работы могут изменяться в пределах более 10 тс. Для решения этой проблемы конструкции насосов выполняются таким образом, что обеспечивается автоматическая разгрузка возможных

наиболее информативных параметров - температуры газа в турбине, давлений в полостях насоса, осевых и радиальных перемещений вала, вибраций корпусов насосов и турбины. Некоторые из контролируемых параметров связаны с

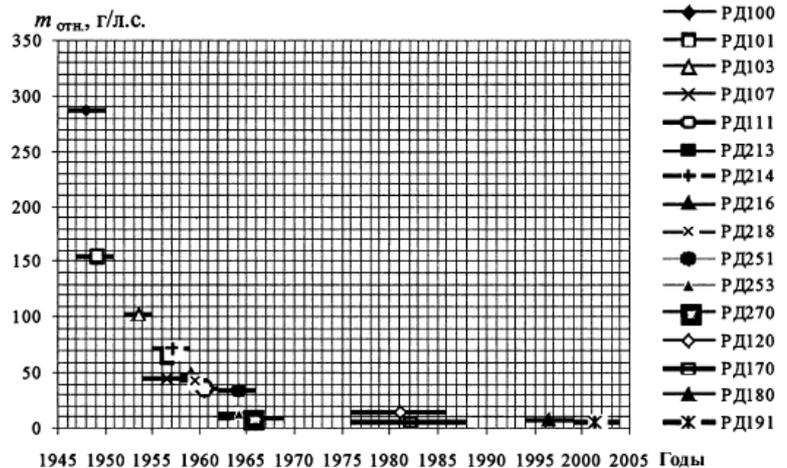


Рис. 4. Относительная масса ТНА двигателей разных лет разработки

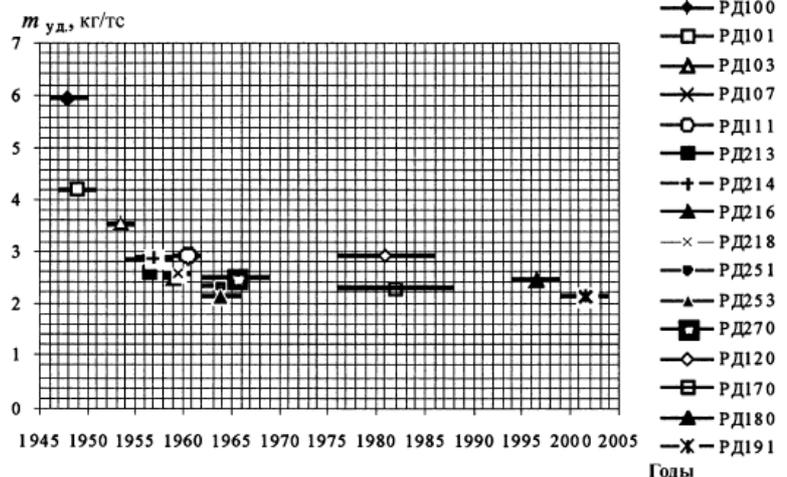


Рис. 5. Удельная масса ТНА двигателей разных лет разработки

системой аварийной защиты и используются для выключения двигателя в случае возникновения аварийной ситуации.

Высокая прочность и качество рабочих колес турбин и насосов обеспечивается применением технологии порошковой металлургии; для изготовления ряда сложных деталей применяется также электроэрозионная обработка. В

стенда и имеют ресурс, исчисляемый тысячами секунд, что почти на порядок больше ресурса первых ТНА. Так, на стадии отработки при специально проводимых испытаниях для проверки ресурса на одном и том же двигателе были достигнуты следующие показатели ресурса: на РД170 - 2520 с за 25 пусков, на РД180 - 1670 с за 7 пусков.

Наглядной иллюстрацией совершенствования ТНА с течением времени могут служить зависимости их основных параметров и характеристик от времени разработки ТНА, от уровня тяги двигателей.

Одним из наиболее интегральных и показательных параметров оценки уровня совершенства конструкции может служить относительная масса ТНА ($m_{\text{отн}}$). На рис. 4 представлены значения относительной массы ТНА, разработанных в разное время (жирной линией, как и на последующих графиках, показана продолжительность разработки двигателя). Как видно из графика, для группы ТНА, выполненных по «открытой» схеме, от первого ТНА, разработанного в 1946 г., до ТНА двигателей РД107, РД111, РД216, разработанных в конце 50-х и начале 60-х годов, значения относительной массы снизились практически на порядок. Переход на схему с дожиганием генераторного газа (все ТНА, разработка которых начата после 1960 г.) позволил еще в 3 раза улучшить этот показатель.

Аналогичная тенденция (рис. 5) наблюдается для удельной массы $m_{\text{уд}}$ (масса ТНА в кг, отнесенная к тяге двигателя в тс). По этому параметру изменение конструкции ТНА, связанное с переходом от «открытой» схемы к схеме с дожиганием генераторного газа, отразилось в меньшей степени. Начиная с конца 50-х годов, конструкции ТНА обеих схем практически не отличаются по удельной массе.

Основными факторами, обеспечившими прогресс в ТНА, для группы с «открытой» схемой явились повышение температуры газа перед турбиной и, соответственно, удельной мощности турбины, а также увеличение частоты вращения ротора; что наглядно отражено на графиках рис. 6-8. Перечисленные параметры возросли более чем в 2 раза, причем наиболее интенсивное совершенствование ТНА приходится на период 1950-1960 гг. (менее 10 лет).

В связи с использованием окислительного газа для привода турбины в двигателях НПО Энергомаш, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа, уровни температур перед турбиной в 1,5-2 раза ниже, чем в «открытых» схемах. Это объясняется наличием большой располагаемой энергии газа благодаря использованию всего расхода одного из компонентов топлива, в данном случае кислорода, что дает возможность достичь существенно более высоких давлений в камерах сгорания при более низких параметрах газа. Кроме того, более низкие температуры газа в случае избытка окислителя предпочтительнее, так как снижается риск возгорания элементов горячего тракта и конструкции турбины. По этой причине для этих ТНА удельная мощность не является определяющим показателем. Согласно данным таблицы видно, что уровни температур газа и удельной мощности для ТНА с дожиганием генераторного газа существенно ниже, чем для ТНА с «открытой» схемой.

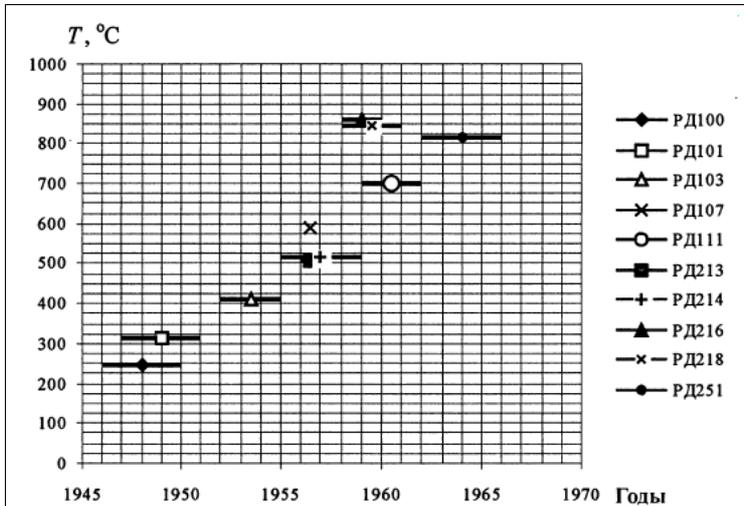


Рис. 6. Температура газа в ТНА двигателей с «открытой» схемой

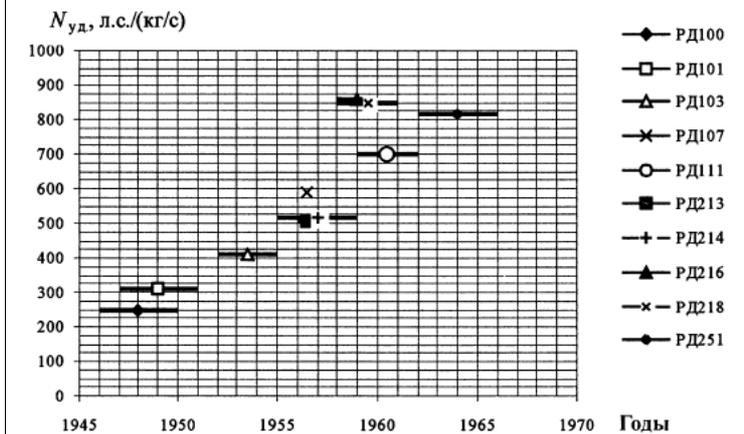


Рис. 7. Удельная мощность ТНА двигателей с «открытой» схемой

целом при изготовлении ТНА используется практически весь спектр современных технологий.

ТНА последних моделей двигателей позволяют производить многократные пуски без съема двигателя со

схемах. Это объясняется наличием большой располагаемой энергии газа благодаря использованию всего расхода одного из компонентов топлива, в данном случае кислорода, что

дает возможность достичь существенно более высоких давлений в камерах сгорания при более низких параметрах газа. Кроме того, более низкие температуры газа в случае избытка окислителя предпочтительнее, так как снижается риск возгорания элементов горячего тракта и конструкции турбины. По этой причине для этих ТНА удельная мощность не является определяющим показателем. Согласно данным таблицы видно, что уровни температур газа и удельной мощности для ТНА с дожиганием генераторного газа существенно ниже, чем для ТНА с «открытой» схемой.

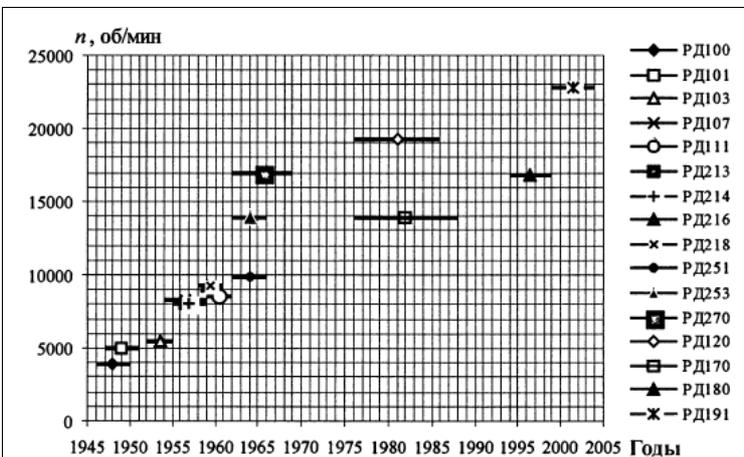


Рис. 8. Частота вращения ротора ТНА двигателей разных лет

В то же время давление подачи и частота вращения ротора ТНА схем с «дожиганием» значительно выше. Значительный рост всех параметров ТНА наблюдается с первого мощного двигателя РД253. Это обусловлено повышением давления в камерах сгорания двигателей (с 80-

являются: гидродинамическое совершенствование проточных трактов насосов и турбин, направленное на выравнивание полей скоростей и давлений, поиск новых оптимальных конструктивных решений, повышение качества изготовления и использования новых материалов, повышение эффективности средств измерения параметров во время работы и методов диагностики состояния материальной части ТНА. Решение этих проблем позволит осуществить переход к созданию ракетно-космических систем многоразового использования.

Выводы

1. Турбонасосные агрегаты ЖРД являются сложными и ответственными агрегатами, которые в связи с повышающимися требованиями к ракетной технике постоянно совершенствуются. За полувековой период работы по созданию ЖРД большой тяги НПО Энергомаш разработало более десяти конструкций ТНА, которые отражают эволюцию и прогресс, достигнутый в этой области.

2. Турбонасосные агрегаты последних разработок для двигателей РД170(171) ракет «Энергия» и «Зенит» и РД180 для американских ракет семейства «Атлас» по своим характеристикам являются уникальными в мировой практике и позволяют осуществить переход к созданию ракетно-космических систем многоразового использования.

3. Основными проблемами на пути дальнейшего совершенствования ТНА с целью повышения их ресурса и надежности являются снижение динамических нагрузок и повышение усталостной прочности элементов конструкции, а также совершенствование средств и методов контроля параметров и диагностики состояния материальной части.

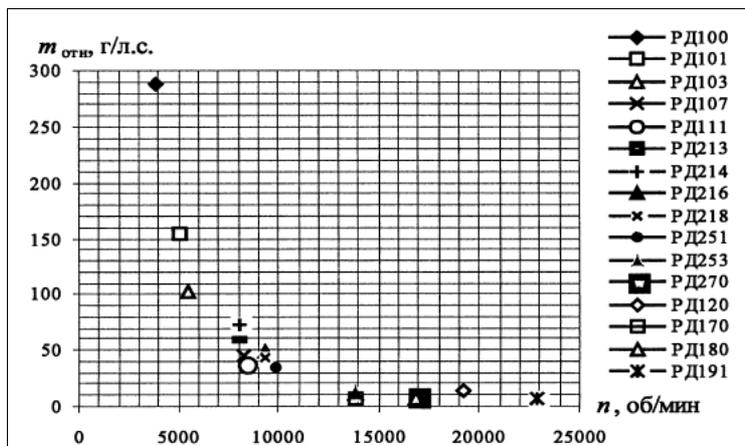


Рис. 9. Зависимость относительной массы ТНА от частоты вращения ротора

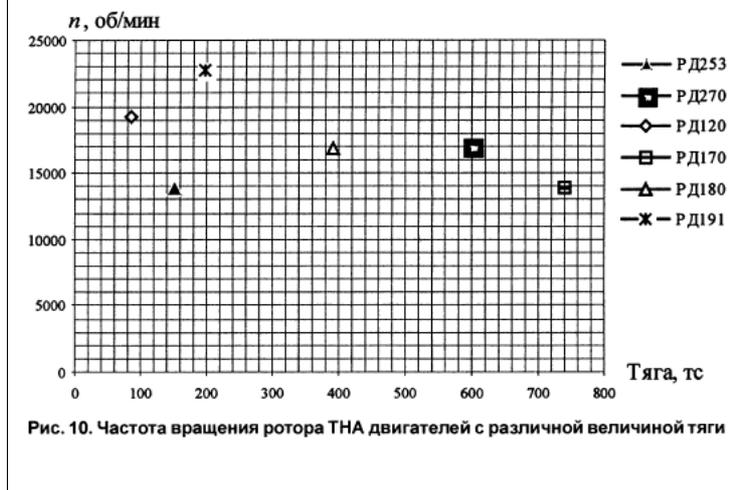


Рис. 10. Частота вращения ротора ТНА двигателей с различной величиной тяги

90 кгс/см² для «открытой» схемы до 150 кгс/см² в двигателе РД253 и до 250-270 кгс/см² в двигателях РД170 и РД180). Вызванная этим необходимость значительного повышения напора насосов, в свою очередь, потребовала соответствующего повышения частоты вращения для снижения массы и уменьшения габаритных размеров ТНА. Это оказалось возможным благодаря применению автономных бустерных турбонасосных агрегатов, обеспечивающих необходимое повышение давления на входе в основные насосы.

Накопленная статистика по параметрам ТНА позволяет сделать некоторые обобщения, которые могут оказаться полезными на стадии проектных работ. Для оценки массы и выбора частоты вращения вновь разрабатываемых ТНА двигателей большой тяги можно воспользоваться значениями удельной массы, приведенными в таблице для разных схем и тяг двигателей, и соответствующими зависимостями - относительной массы от частоты вращения (рис. 9) и частоты вращения от тяги двигателя (рис. 10).

По своим характеристикам и параметрам ТНА последних разработок, находясь на предельно высоком уровне, имеют высокую степень надежности, большой ресурс и могут быть использованы в качестве основы при разработке конструкции для условий многоразового использования. Стоящие перед разработчиками ракетной техники задачи дальнейшего значительного повышения ресурса двигателей и многоразовости их использования выводят на первый план решение таких проблем, как снижение динамических нагрузок (пульсаций давления в жидкостных и газовых трактах), снижение уровней вибраций и повышение усталостной прочности элементов конструкции ТНА.

Основными путями решения названных проблем