

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ДЛЯ ЖРД БЕЗ ДОЖИГАНИЯ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА

Часть II. Выбор и оптимизация конструкций турбин. Конструкция ТНА

*Н.А.Ившин, Ю.И. Каналин, И.М.Королев, А.Ю.Кузьмичев,
канд. техн. наук Е.Н. Ромасенко, А.С. Сидоренко,
И.А. Чернышева*

В статье представлены результаты расчетных и проектно-конструкторских работ по поиску и оптимизации конструкций турбин для привода турбонасосных агрегатов ЖРД с использованием дополнительного компонента топлива для обеспечения работы турбин.

Results of theoretical and design work on search and optimization of turbine designs to drive turbopump units of LPRE using additional propellant component for providing turbines operation are presented.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, система подачи топлива, турбонасосный агрегат, турбина, конструкция.

Keywords: liquid-propellant rocket engines, propellant feed system, turbopump unit, turbine, design.

Введение

Основные параметры двигателя, главные особенности его конструкции, влияющие на параметры ТНА, а также на выбор оптимальных вариантов конструкций турбин обоих турбонасосных агрегатов, приведены в [1].

Поиск конструкций турбин, обеспечивающих уровень КПД, удовлетворяющий требованиям энергетической увязки проектируемого двигателя, а также приемлемые массу и габариты агрегатов, потребовал выполнения большого объема расчетных и конструкторских работ, результаты которых изложены в настоящей статье.

Расчетный анализ вариантов турбин

Согласно энергетической увязке двигателя величина относительного перепада давления, который было необходимо последовательно сработать на двух турбинах, составила $\pi_{\Gamma} = 27$, при относительно низком, по сравнению с двигателями замкнутой схемы, уровне давления на входе в первую турбину. Распределение располагаемого перепада давлений между турбинами обусловлено соотношением мощностей турбонасосных агрегатов и параметров газа. Поскольку первой по потоку газа из газогенератора расположена турбина ТНА горючего, то турбина ТНА окислителя имеет на входе еще более низкие значения давления и температуры газа (табл. 1).

Таблица 1

Параметр	Обозначение	Турбина	
		ТНА "Г"	ТНА "О"
Давление газа на входе в турбину, кгс/см ²	p_0	81,08	25,18
Давление газа на выходе из турбины, кгс/см ²	p_2	26,17	3,0
Температура газа на входе в турбину, К	T_0	1095	894,5
Расход газа через турбину, кг/с	m_{Γ}	25,91	23,56
Частота вращения, об/мин	n	29470	20012

Основное требование, предъявляемое к высокоперепадным сверхзвуковым турбинам ТНА двигателей открытой схемы – максимально высокий КПД при минимальном расходе газа.

Низкий КПД турбин существующих двигателей схемы без дожигания ($\eta \leq 0,58$) [2] объясняется малой величиной характерного отношения скоростей $U_{cp}/C_{ад}$ на среднем диаметре лопаток.

В отечественном паротурбостроении эксплуатируются турбины с окружной скоростью на периферии лопаток до 565 м/с [3]. В ЖРД конструкции КБХА РД0120, РД0410 окружная скорость на среднем диаметре турбин реализована в диапазоне $U_{cp} = 404 \dots 468$ м/с [4]. В данном двигателе с учетом одноразовости его использования принята величина окружной скорости на среднем диаметре турбин $U_{cp} \approx 440$ м/с.

Кроме того, повышение КПД турбины ТНА окислителя можно было получить увеличением числа ступеней турбины. Проведенные расчеты дали следующие значения КПД (табл. 2).

Таблица 2

Число ступеней	1	2	3	4
КПД турбины	0,692	0,68	0,824	0,823

Однако, увеличение числа ступеней ведет к существенному возрастанию габаритов и массы турбины, усложнению ее конструкции. Представление о габаритах многоступенчатых вариантов турбин можно получить из схем, проработанных для турбины ТНА окислителя и представленных на рис. 1 и 2. Для всех вариантов задан одинаковый средний диаметр, равный 422 мм.

Как видно, уже в варианте с двумя ступенями (рис. 1), помимо общего увеличения габаритов, существенно увеличиваются длина консоли ротора ТНА и масса расположенных на ней деталей, что затрудняет обеспечение необходимого для жесткого вала запаса по критической частоте вращения. Варианты ТНА с гибким валом на данном этапе проектирования не рассматривались, поскольку это приводит к дополнительному усложнению конструкции из-за необходимости применения упруго-демпферных опор.

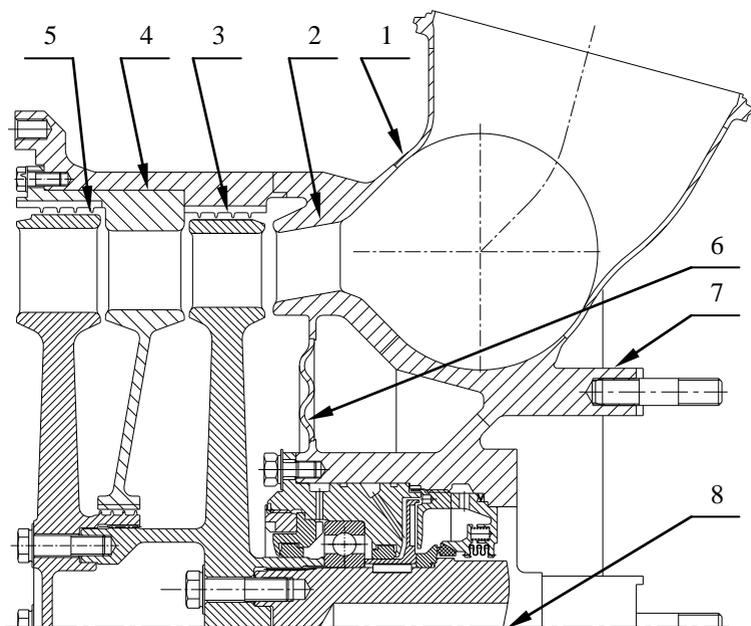


Рис. 1. Схема двухступенчатой турбины ТНА окислителя: 1 – статор; 2 – сопловой аппарат; 3 – рабочее колесо первой ступени; 4 – направляющий аппарат; 5 – рабочее колесо второй ступени; 6 – диафрагма; 7 – бобышка для соединения с корпусом насоса окислителя; 8 – вал, общий с насосом

Дальнейшее увеличение числа ступеней приводит к необходимости выполнения турбины в виде самостоятельного агрегата на собственных опорах (рис. 2) с передачей крутящего момента на вал насоса через рессору, автоматической системой разгрузки подшипников от осевых сил и подводом аммиака для обеспечения ее работы, а также для охлаждения и смазки подшипников.

При расчетно-конструкторском анализе уровень конструктивной проработки вариантов турбин был различен, к тому же в дальнейшем, на этапе выполнения рабочих компоновок и профилирования лопаток, возможно существенное изменение

конструкций. Поэтому сравнение габаритов турбин с разным количеством ступеней произведено по осевому размеру лопаточных аппаратов, измеренному по крайним кромкам лопаток, т.е. от входной кромки лопатки соплового аппарата до выходной кромки лопатки рабочего колеса турбины (РКТ) последней ступени (табл. 3).

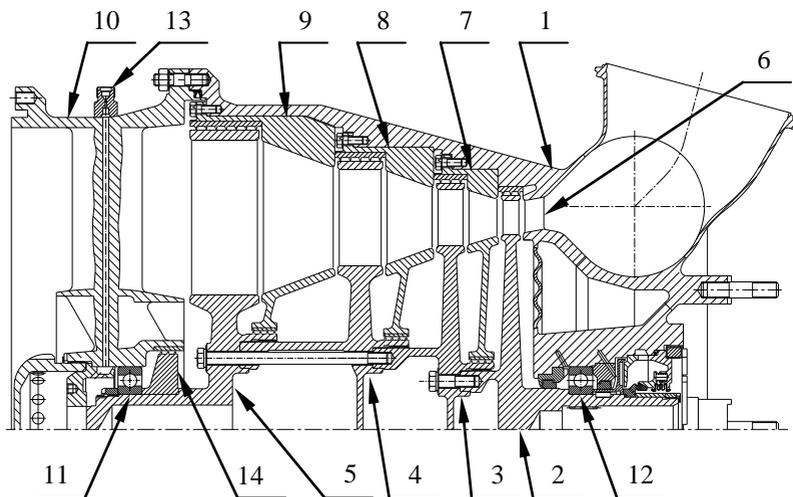


Рис. 2. Схема четырехступенчатой турбины ТНА окислителя: 1 – статор; 2 – 5 – рабочие колеса; 6 – сопловой аппарат; 7 – 9 – направляющие аппараты; 10 – корпус переднего подшипника; 11, 12 – подшипники; 13 – штуцер подвода аммиака для смазки переднего подшипника и обеспечения работы разгрузочного устройства; 14 – диск автоматического устройства разгрузки осевых сил

В ходе поиска приемлемых вариантов конструкций турбин были проведены расчеты параметров и геометрии восьми вариантов турбин ТНА горючего и окислителя, выполнена конструкторская проработка ряда рассчитанных вариантов, а также уточнена энергетическая увязка параметров двигателя.

Таблица 3

ТНА	Число ступеней	Размер по кромкам лопаток	Примечание
"Г"	1	62	Вариант, принятый для проектирования (рис. 3)
"О"	1	130	Вариант, принятый для проектирования (рис. 4)
"О"	2	191	Рис. 1
"О"	3	222	—
"О"	4	355	Рис. 2

Проведенные расчеты показали, что привод обоих ТНА можно обеспечить одноступенчатыми турбинами, параметры и некоторые геометрические размеры проточной части которых, принятые для проектирования, приведены в табл. 4.

Возможность получения такого высокого уровня КПД может быть проиллюстрирована данными ЦИАМ [5], где для ступени с $\pi_t = 4,65$, высотами лопаток $l_c = 37,5$ мм и $l_p = 45$ мм, толщинами выходных кромок сопловых и рабочих лопаток 1,2 мм, приведена полученная в расчете и подтвержденная экспериментально величина внутреннего КПД ступени $\eta = 0,827$. Хотя необходимо отметить, что в представленном случае решетки сопловых и рабочих лопаток были наборными, составленными из лопаток, изготавливаемых с высокой точностью отдельно от диска, что способствует увеличению КПД.

Достижение таких характеристик потребует в дальнейшем существенных усилий как в части расчетной и экспериментальной оптимизации параметров экономичности и работоспособности турбины, так и в части отработки технологии изготовления сопловых и рабочих лопаток турбин ТНА. Первое связано с высоким уровнем приведенных скоростей на выходе из соплового аппарата и рабочего колеса, а второе – с особенностями геометрии лопаток сверхзвуковых турбин [6], которые имеют суще-

ственно более тонкие кромки, по сравнению с лопатками дозвуковых турбин ЖРД с дожиганием.

Таблица 4

Параметр	Обозначение	Турбина	
		ТНА Г	ТНА О
Относительный перепад давлений в турбине, кгс/см ²	π_r	3,09	8,39
Средний диаметр турбины, мм	D_{cp}	272	422
Окружная скорость на среднем диаметре, м/с	U_{cp}	419,7	442,2
Приведенные скорости:			
на выходе соплового аппарата	λ_1	1,24	1,62
на выходе рабочего колеса	λ_{2W}	0,82	1,18
Высота лопатки, мм:			
сопловой	l_c	22,6	58,5
рабочей	l_p	25,6	61,5
Характерное отношение скоростей	$U_{cp}/C_{ад}$	0,35	0,31
Суммарный КПД турбины	η_r	0,764	0,692
Мощность турбины, кВт	N_r	14095	15926

Ниже приведено краткое сравнительное описание конструкций турбин обоих ТНА, принятых в качестве основных.

Описание конструкций турбин

Конструкция турбины ТНА горючего показана на рис. 3, а турбины ТНА окислителя – на рис. 4.

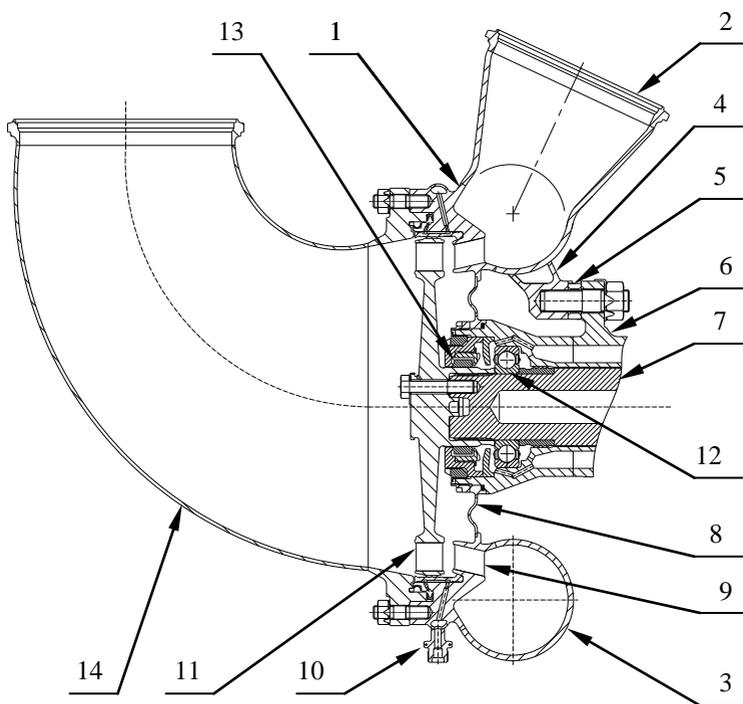


Рис. 3. Турбина ТНА горючего: 1 – статор; 2 – входной патрубок; 3 – торовой входной коллектор; 4 – бобышка; 5 – шпонка; 6 – корпус насоса аммиака; 7 – вал; 8 – диафрагма; 9 – сопловой аппарат; 10 – штуцер подвода аммиака на охлаждение прокладок в стыке статор + коллектор и бронзовой стенки; 11 – рабочее колесо турбины; 12 – шарикоподшипник; 13 – плавающее кольцо; 14 – выходной коллектор

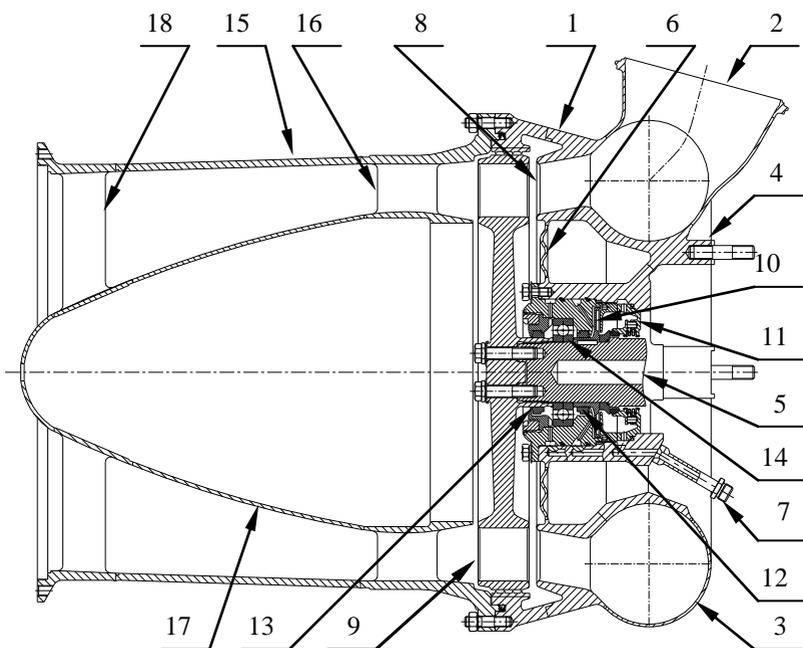


Рис. 4. Турбина ТНА окислителя: 1 – статор; 2 – входной патрубок; 3 – торовый входной коллектор; 4 – бобышка для соединения с корпусом насоса окислителя; 5 – вал; 6 – диафрагма; 7 – место расположения штуцеров подвода аммиака для смазки подшипника, слива аммиака и дренажа паров; 8 – сопловой аппарат; 9 – рабочее колесо турбины; 10 – импеллер; 11 – торцовое уплотнение; 12, 13 – плавающие кольца; 14 – шарикоподшипник; 15 – выходной коллектор; 16 – спрямляющий аппарат; 17 – обтекатель; 18 – пилоны

Как видно из представленных рисунков, общими чертами для конструкций обеих турбин являются следующие:

- крепление статора к корпусу насоса через бобышки и шпонки (на рис. 4 шпонка не показана), уменьшающие теплообмен между горячими и холодными деталями за счет минимизации площади их взаимного контакта;
- выполнение входного коллектора статора в виде тора с радиально расположенным входным патрубком;

- разъемное фланцевое соединение статора с выходным патрубком, уплотняемое металлическими прокладками;

- наличие паяной бронзовой стенки над бандажом РКТ, позволяющей минимизировать зазор в надбандажном уплотнении;

- отсутствие защитных покрытий в газовом тракте турбины, что стало возможным благодаря применению в качестве рабочего тела восстановительного газа; это позволит существенно упростить конструкцию и технологию изготовления элементов турбин;

- крепление РКТ к общему с прилегающим насосом валу болтами и передача крутящего момента на вал через эвольвентные шлицы;

- охлаждение подшипника, расположенного со стороны турбины аммиаком, со сбросом части расхода аммиака в полость между статором и РКТ, что позволяет исключить прорыв горячего газа из полости турбины; величина утечки аммиака в полость турбины ограничивается плавающими кольцами (поз. 13 на обоих рисунках);

- применение гофрированной диафрагмы для отделения полости турбины от окружающей среды.

Однако имеются и существенные отличия в конструкции турбин.

В турбине ТНА горючего (рис. 3) из-за высокой температуры газа (табл. 3) пришлось ввести охлаждение аммиаком стыка статора турбины (1) с выходным коллектором (14) для обеспечения работоспособности металлических прокладок, уплотняющих этот стык, а также охлаждение бронзовой стенки над бандажом РКТ (9). Сброс аммиака из трактов охлаждения производится в поток газа до и после рабочего колеса турбины.

Подшипник (12), расположенный рядом с РКТ, установлен в корпусе насоса аммиака (6), поэтому подвод и отвод аммиака, используемого для охлаждения и смазки этого подшипника, осуществляется по каналам, выполненным в корпусе насоса аммиака.

Выходной коллектор (14) турбины ТНА горючего является частью газового тракта, передающего газ на вход турбины ТНА окислителя. Поэтому его геометрия определялась условиями сопряжения двух турбин при заданном компоновке двигателя их взаимном расположении.

В турбине ТНА окислителя (рис. 4), в отличие от турбины ТНА горючего, из-за несовместимости генераторного газа с окислителем (кислородом), аналогичный подшипник (14) установлен во втулке статора, полость которой отделена от внешней среды плавающим кольцом (12), импеллером (10) и торцовым уплотнением (11) с дренажом между импеллером и торцовым уплотнением. Аммиак, используемый для охлаждения и смазки подшипника (14), подводится с выхода насоса аммиака, входящего в состав ТНА горючего, с последующим возвратом на вход этого же насоса. Подвод, отвод аммиака и дренаж его паров осуществляется через штуцера (7) по каналам, выполненным во втулке статора.

Выходной коллектор (15) турбины ТНА окислителя был выполнен в двух вариантах, что было связано с выбором места расположения теплообменника в двигателе. Первоначально теплообменник предполагалось разместить на выходе из турбины ТНА окислителя. Подобное расположение теплообменника привело к появлению ограничений по величине скорости на выходе из турбины, связанных с обеспечением минимальных потерь в теплообменнике и предотвращением разрушения элементов конструкции теплообменника под действием газа. В результате, выходной коллектор турбины (15), расположенный между турбиной и теплообменником, был выполнен так, что обеспечивал подвод газа к теплообменнику в осевом направлении и примерно двукратное уменьшение скорости газа на входе в теплообменник по сравнению со скоростью на выходе из РКТ.

После уточнения условий расположения двигателя в отсеке ракеты-носителя, теплообменник был перенесен в другое место. Поэтому в дополнение к первоначально предложенной осесимметричной конструкции (рис. 4) был проработан "профилированный" вариант с радиальным, по отношению к оси двигателя,

габаритом, уменьшающимся от входа к выходу при сохранении прежней степени диффузорности (рис. 5).

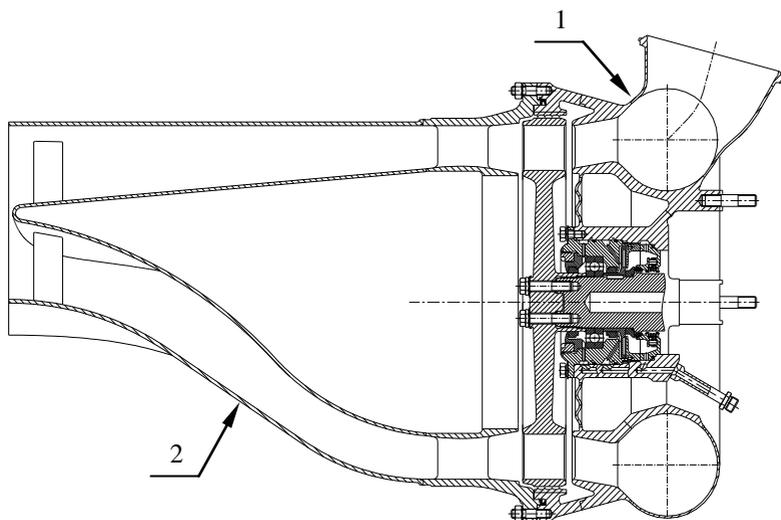


Рис. 5. Вариант турбины ТНА окислителя с профилированным выходным коллектором: 1 – турбина; 2 – профилированный выходной коллектор

Массовые характеристики турбин

В табл. 5 дано сравнение абсолютных и удельных (на единицу мощности) масс, а также удельной мощности турбин двигателя и турбин двигателей открытой схемы, разработанных НПО Энергомаш. Для сравнения использованы параметры ТНА двигателей РД107 и РД111, приведенные в [2].

Поскольку турбины всех рассматриваемых двигателей имеют общий вал с присоединенным насосом и не являются самостоятельными агрегатами, массы турбин оценены по входящим в них деталям. В массе турбины ТНА окислителя не учтена масса выходного коллектора, размеры которого определялись исходя из требований к параметрам газа на входе в теплообменник. Дополнительно в таблице приведены данные по частоте

вращения роторов и окружным скоростям на среднем диаметре РКТ.

Таблица 5

Двигатель	РД107	РД111	Проектируемый РД	
			ТНА „Г”	ТНА „О”
Частота вращения вала, об/мин	8300	8500	29470	20012
Окружная скорость на среднем диаметре РКТ, м/с	208,5	258	419,7	442,2
Масса турбины, кг	65,3	103,1	66,4	295 ^{*)}
Мощность турбины, кВт	3824,6	8458,2	14049	15923
Удельная масса, г/кВт	17,1	12,2	3,43	12,6
Удельная мощность (мощность, отнесенная к секунднему расходу рабочего тела турбины), кВт/кг/с	434	515	542	686

^{*)} без учета массы выходного коллектора.

Из таблицы видно:

– удельная масса турбины ТНА окислителя находится на уровне удельных масс турбин двигателей схем конструкции НПО Энергомаш без дожигания;

– весовое совершенство турбины ТНА горючего находится на существенно более высоком уровне, благодаря повышению числа оборотов вала ТНА горючего.

– удельные мощности новых турбин существенно превышают соответствующие параметры турбин ранее разработанных двигателей.

Турбонасосные агрегаты

В результате выполненных работ были спроектированы ТНА горючего и ТНА окислителя для двигателя схемы без дожигания. Внешний вид ТНА согласно построенным 3D-моделям представлен на рис. 6 (ТНА горючего) и рис. 7 (ТНА окислителя). ТНА окислителя (рис. 7) показан с профилированным выходным коллектором турбины.

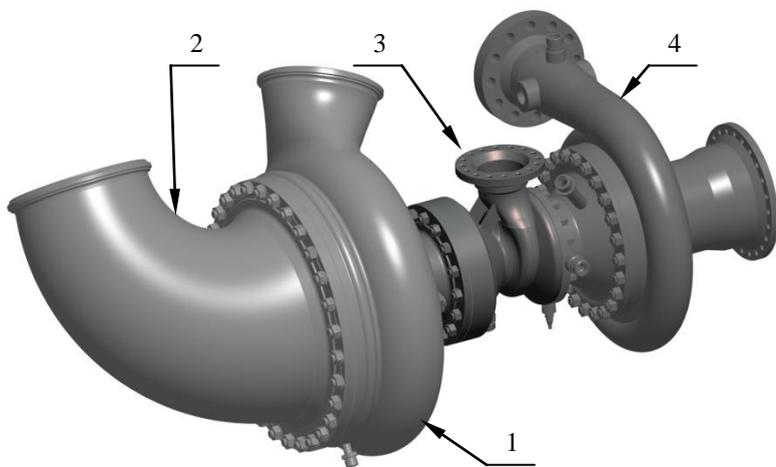


Рис. 6. Турбонасосный агрегат горючего: 1 – турбина; 2 – выходной коллектор турбины; 3 – насос аммиака; 4 – насос керосина

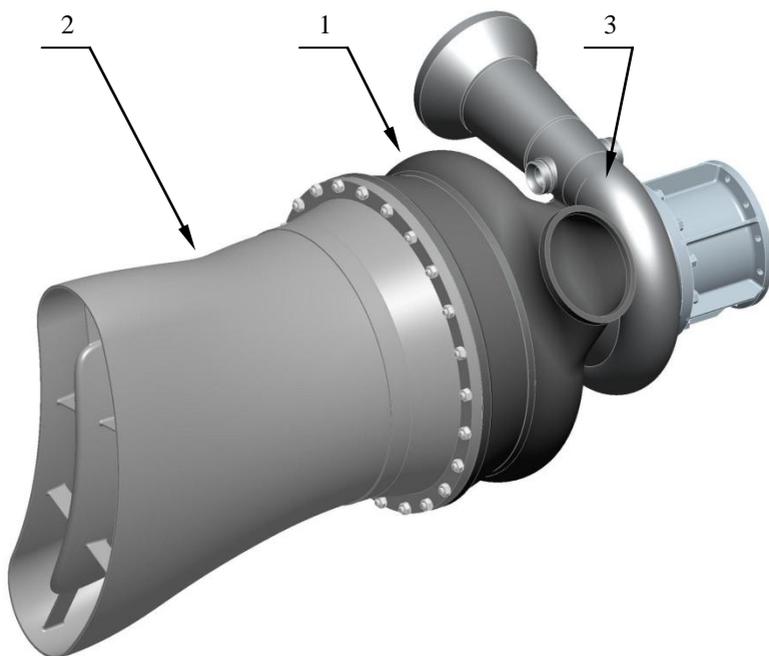


Рис. 7. Турбонасосный агрегат окислителя: 1 – турбина; 2 – профилированный выходной патрубок; 3 – насос кислорода

Основные габаритно-массовые характеристики обоих ТНА в сборе приведены в табл. 6; там же проведено сравнение удельных массовых характеристик с аналогичными характеристиками двигателей открытой схемы, ранее разработанных НПО Энергомаш. Для сравнения использованы параметры ТНА двигателей РД107 и РД111, приведенные в [2] и пересчитанные для ТНА незаполненных компонентами, поскольку расчет заливки насосов вновь разработанных ТНА не производился. Кроме то-

го, величины, используемые для сравнения, приведены к одинаковым размерностям.

Таблица 6

Параметр	Двигатель			
	РД107	РД111	Проектируемый РД	
			ТНА "Г"	ТНА "О"
Длина, мм	1450	1690	1120	1079
Масса ТНА ^{*)} , кг:				
без вых. коллектора	237	414,6	154,4	335
с вых. коллектором	-	-	172,4	420
Мощность ТНА, кВт	3824,6	8458,2	14049	15923
Масса ТНА ^{*)} , отнесенная к тяге двигателя у земли, кг/т. тяги:				
без вых. коллектора	2,84	2,88	0,81	1,71
с вых. коллектором	-	-	0,88	2,14
Масса ТНА ^{*)} , отнесенная к единице мощности, г/кВт:				
без вых. коллектора	70,6	57,9	11,27	21,04
с вых. коллектором	-	-	12,27	26,38

^{*)} без учета заливки компонентами

Как видно из таблицы, удельные массы ТНА горючего и ТНА окислителя существенно меньше, чем у ранее выпускавшихся двигателей, несмотря на то, что в них широко применялись алюминиевые сплавы для корпусных деталей.

Длина ТНА также уменьшилась, но это объясняется особенностями конструкции новых ТНА. В ТНА горючего один из насосов, а именно насос аммиака, сам по себе имеет малые габариты, а в составе ТНА окислителя имеется только один насос.

Представляет также интерес сравнение параметров представленных ТНА с параметрами ТНА двигателя замкнутой схемы РД191, имеющего тот же уровень тяги, что и разрабатываемый двигатель.

ТНА РД 191 имеет следующие удельные параметры:

- масса незалитого ТНА, отнесенная к тяге двигателя у земли – 2,94 кг/т. тяги;
- масса незалитого ТНА, отнесенная к единице мощности – 11,0 г/кВт.

Сравнение удельных параметров ТНА двигателя РД191 с параметрами, приведенными в табл. 6, показывает, что ТНА горючего превосходит ТНА двигателя РД191 по первому параметру и находится на одном уровне по второму, а ТНА окислителя находится на одном уровне по первому параметру и значительно уступает по второму. Для ТНА горючего это объясняется существенно большей частотой вращения вала по сравнению и с ТНА окислителя, и с ТНА двигателя РД191, а также меньшей величиной напора насосов по сравнению с РД191 и малыми габаритами насоса аммиака. Для ТНА окислителя – меньшей величиной числа оборотов и, соответственно, большей массой турбины.

Применение двух ТНА не дало выигрыша в массе системы подачи. Суммарная масса двух ТНА нового двигателя значительно превышает массу ТНА ранее разработанных двигателей открытой схемы и соизмерима с массой ТНА двигателя РД191, напоры насосов которого существенно выше.

Также в числе недостатков следует отметить сложность регулирования двух ТНА при последовательном срабатывании перепада генераторного газа на двух турбинах.

Выводы

1. Проведен расчетно-конструкторский анализ вариантов конструкций турбин для двух ТНА двигателя открытой схемы, использующего третий компонент для работы турбины.

2. По результатам анализа были разработаны конструкции турбин с низкой удельной массой, предназначенных для привода ТНА горючего и окислителя, и работающих при последовательном срабатывании располагаемого перепада давления генераторного газа.

3. Проработаны варианты конструкции выходного коллектора турбины ТНА окислителя, имеющей сверхзвуковую скорость газа на выходе из рабочего колеса.

4. Разработанная система подачи компонентов топлива, состоящая из двух ТНА, существенно тяжелее ТНА двигателей открытой схемы и соизмерима по массе с ТНА двигателя замкнутой схемы, имеющего тот же уровень тяги.

Литература

1. *Гребенюк А.Т., Казеннов И.С., Каналин Ю.И., Ромасенко Е.Н., Сидоренко А.С., Филипов Б.И.* Разработка системы подачи компонентов топлива для ЖРД без дожигания генераторного газа. Часть I. Особенности конструкции двигателя. Выбор конструкций насосов // Труды НПО Энергомаш. М., № 31. 2014. С. 172 - 185.

2. Альбом конструкций ЖРД. Под ред. В.П.Глушко. Ч. 3. М. Военное изд-во Министерства обороны СССР. 1969 г. 204 с.

3. Турбины тепловых и атомных электрических станций. Под ред. Костюка А.Г. и Фролова В.В. 2-е изд. перераб. и доп. М. Изд. МЭИ. 2001 г. 488 с.

4. Атлас конструкций и характеристик ТНА и БТНА современных ЖРД. ФКА. 2011 г. 128 с.

5. *Венедиктов В.Д., Крупа В.Г., Руденко С.В.* и др. Опыт разработки высокоперепадной одноступенчатой турбины высокого давления для турбореактивного двухконтурного двигателя // Труды ЦИАМ. №1342. М. 2010. С. 57 – 64.

6. *Абианц В.Х., Венедиктов В.Д., Гольцев В.В.* и др. Атлас экспериментальных характеристик плоских турбинных решеток. М. ЦИАМ. 1976 г. 189 с.

Поступила 21.07.2014 г.