

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ДЛЯ ЖРД БЕЗ ДОЖИГАНИЯ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА

Часть I. Особенности конструкции двигателя. Выбор конструкций насосов

*А.Т. Гребенюк, И.С. Казеннов, Ю.И. Каналин,
канд. техн. наук Е.Н. Ромасенко, А.С. Сидоренко, Б.И. Филиппов*

В статье представлены результаты расчетных и проектно-конструкторских работ по выбору и разработке конструкций турбонасосных агрегатов для ЖРД без дожигания генераторного газа с использованием дополнительного компонента топлива для обеспечения работы турбин.

Results of theoretical and design works on selection and development of designs of turbopump units for LPRE without afterburning generator gas with additional propellant component use for providing turbines operation are presented.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, система подачи топлива, насосы, конструкция.

Keywords: liquid-propellant rocket engines, propellant feed system, pumps, design.

Введение

В НПО Энергомаш проведен ряд расчетных и проектно-конструкторских работ, направленных на поиск технических решений, позволяющих увеличить надежность ЖРД при снижении его стоимости по сравнению с существующим двигателем РД191.

В данной статье представлены работы, выполненные при разработке турбонасосных агрегатов (ТНА) для системы подачи компонентов топлива такого двигателя. Статья состоит из двух частей. В первой части статьи приведены характеристики двигателя, особенности конструкций ТНА, определяемые схемой двигателя, варианты конструкций насосов, входящих в их состав, рассмотренные в процессе проектирования. Расчетно-конструкторские работы, проведенные при выборе конструкций турбин, описаны во второй части статьи [1]. В ней же приведены общие для всей статьи выводы.

Конструкция двигателя

Двигатель, выполнен по открытой схеме (без дожигания генераторного газа в камере сгорания после турбины) с использованием трех компонентов топлива: кислород + керосин + аммиак. Запуск двигателя осуществляется без предварительной заливки насосов и, соответственно, без захлаживания насосов окислителя и аммиака.

Упрощенная схема двигателя приведена на рис. 1. Основные параметры двигателя:

- тяга двигателя на земле 196 тс;
- давление в камере сгорания 220 кгс/см².

Керосин используется для работы камеры, а аммиак для турбин. Рабочим телом турбин является восстановительный газ – продукт неполного сгорания в кислороде дополнительного (третьего) компонента – аммиака, образующийся в автономном газогенераторе. Предполагалось, что использование аммиака позволит существенно поднять работоспособность генераторного газа.

Подача окислителя и горючих (керосина для камеры и аммиака для турбин) производится двумя отдельными автономными ТНА. В состав ТНА горючего входят насосы аммиака и керосина, а в ТНА окислителя только насос кислорода. Бескавитационная работа насосов керосина и кислорода обеспечивается

бустерными насосными агрегатами. Насос аммиака бустерного насоса не имеет.

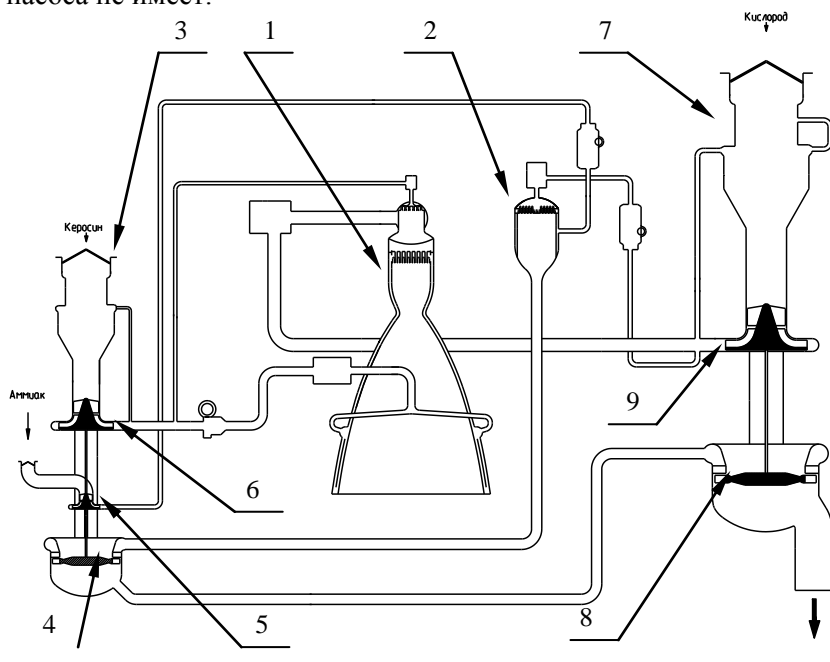


Рис. 1. Упрощенная схема двигателя: 1 – камера сгорания; 2 – газогенератор; 3 – бустерный насос керосина; 4 – турбина ТНА горючего; 5 – насос аммиака; 6 – насос керосина; 7 – бустерный насос окислителя; 8 – турбина ТНА окислителя; 9 – насос кислорода

Турбины, приводящие ТНА, работают от одного газогенератора и соединены последовательно. Генераторный газ подается сначала в турбину ТНА горючего, а затем в турбину ТНА окислителя, после которой газ через выходной патрубок сбрасывается в окружающую среду.

Конструкция насосов аммиака и керосина

ТНА горючего состоит из турбины, описанной в [1], и двух шнекоцентробежных одноступенчатых насосов: насоса аммиака и насоса керосина. Насос аммиака установлен рядом с турбиной и имеет с ней общий вал. Насос керосина выполнен на отдельном валу, крутящий момент на который передается с помощью рессоры.

Основные параметры обоих насосов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметр, размерность	Обозначение	Насосы горючего	
		Аммиака	Керосина
Расход на входе, кг/с	$m_{вх}$	17,5	183,8
Давление на входе, кгс/см ²	$p_{вх\ no}$	5,0	12,4
Давление на выходе, кгс/см ²	$p_{вых\ no}$	191,8	439,6
Число оборотов, об/мин	n	29470	
Коэффициент быстроходности	n_s	45	84
Мощность насоса, кВт	N	1132	12917
Коэффициент диаметра шнека	$K_{Dш}$	6,9	6,0
Наружный диаметр крыльчатки, мм	D_2	144	200

В соответствии со схемой двигателя насосы аммиака и керосина приводятся одной турбиной. При проектировании были рассмотрены оба варианта взаимного расположения насосов относительно турбины. В результате был выбран вариант, при котором рядом с турбиной располагается насос аммиака, хотя это приводит к большому втулочному отношению шнека насоса, обусловленному большим диаметром вала, необходимым для

передачи крутящего момента от турбины к насосу керосина и к ухудшению антикавитационных качеств насоса аммиака. Однако расчеты показали, что в этом случае необходимое для бескавитационной работы давление аммиака на входе в насос составляет $1,9 \text{ кгс/см}^2$ сверх давления упругости паров и обеспечивается без применения бустерного насоса. Кроме того, поскольку рабочим телом турбины является генераторный газ с избытком аммиака, то при отсутствии предварительной заливки насоса перед пуском существенно упрощается конструкция уплотнений, разделяющих полости насоса и турбины. Достаточно плавающего кольца, ограничивающего величину утечки из полости насоса аммиака в полость турбины.

Конструкция насоса аммиака приведена на рис. 2.

Насос состоит из двух соединенных между собой сварных корпусов (1) и (2), вала (3), шнека (4), центробежной крыльчатки (5), радиального (6) и радиально-упорного (7) подшипников, плавающих колец (8) и (9) и импеллера (10).

Корпус (1) с приваренным литым входным патрубком (11) формирует проточную часть насоса. На корпусе установлен штуцер (12) для отбора аммиака на охлаждение подшипника в ТНА окислителя.

Корпус (2) обеспечивает соединение насоса со статором турбины с помощью проушин, выполненных на корпусе и шпонок (13), обеспечивающих взаимную центровку агрегатов и уменьшающих теплообмен между агрегатами за счет минимизации площади контакта.

В корпусе (2) установлены радиальный (6) и радиально-упорный (7) подшипники.

Оба подшипника смазываются аммиаком, который отбирается из полости высокого давления над задним буртом крыльчатки и по каналам, выполненным в корпусе (2), подается в полость между радиальным подшипником (6) и плавающим кольцом (8). Затем компонент последовательно проходит через оба подшипника и через разгрузочные отверстия, выполненные в ведущем диске крыльчатки (5), сбрасывается на ее вход. Расход,

идуший через подшипники, ограничивается лабиринтным уплотнением (14).

Для разгрузки осевых сил на ведущем диске крыльчатки выполнено автоматическое разгрузочное устройство (15).

Полость насоса отделена импеллером (10) от межнасосной полости, которая служит общей дренажной полостью для обоих насосов.

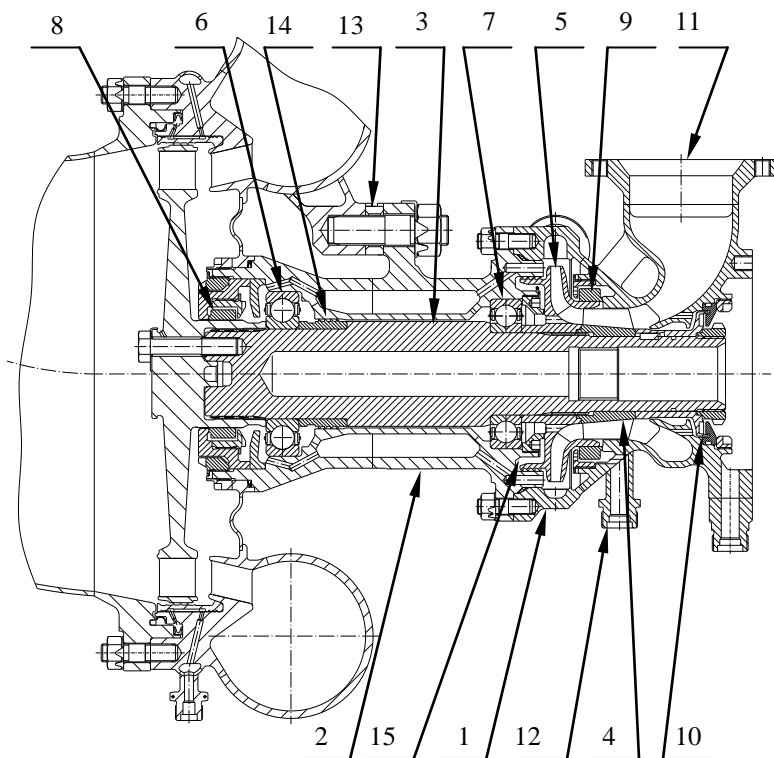


Рис. 2. Насос аммиака с турбиной: 1 и 2 – корпуса; 3 – вал; 4 – шнек; 5 – крыльчатка; 6 и 7 – подшипники; 8 и 9 – плавающие кольца; 10 – импеллер; 11 – входной патрубок; 12 – штуцер отбора аммиака на охлаждение подшипника в ТНА окислителя; 13 – шпонка; 14 – лабиринтное уплотнение; 15 – полость автоматического разгрузочного устройства

Выбранное расположение насоса керосина позволило упростить его конструкцию за счет выполнения осевого входа и отказа от части уплотнений. Конструкция насоса керосина приведена на рис. 3.

Насос керосина состоит из соединенных друг с другом корпуса (1) и крышки (2), вала (3), шнека (4), крыльчатки (5), радиального (6) и радиально-упорного (7) подшипников, плавающих колец (8) и (9), импеллера (10) и стояночного уплотнения (11).

Корпус насоса (1) формирует проточную часть насоса. В корпусе выполнен направляющий аппарат и к нему приварены спиральный отвод, конический диффузор с выходным фланцем, а также литой входной патрубком (12). В центральной втулке патрубка установлен радиальный подшипник (6).

Крышка (2) обеспечивает соединение с насосом аммиака. В крышке установлен радиально-упорный подшипник (7).

Полость насоса отделена от межнасосной полости импеллером (10) и стояночным уплотнением (11). Стояночное уплотнение с отключающейся манжетой необходимо для исключения повышенных утечек керосина в дренажную полость на режимах останова двигателя.

Радиально-упорный подшипник (7) охлаждается керосином, который подается через сверления в крышке (2) из полости над задним буртом крыльчатки. Затем расход вместе с утечкой из автоматического разгрузочного устройства (АРУ), через перепускные отверстия (13) и подшипник (6) сбрасывается на вход в шнек. Необходимая величина расхода обеспечивается за счет сопротивления отверстий (13). Плавающее кольцо (8) ограничивает утечку керосина в сливную полость, из которой утечка сбрасывается через штуцер (14) на вход в бустерный насос.

Для разгрузки осевых сил на ведущем диске крыльчатки выполнено автоматическое разгрузочное устройство (15).

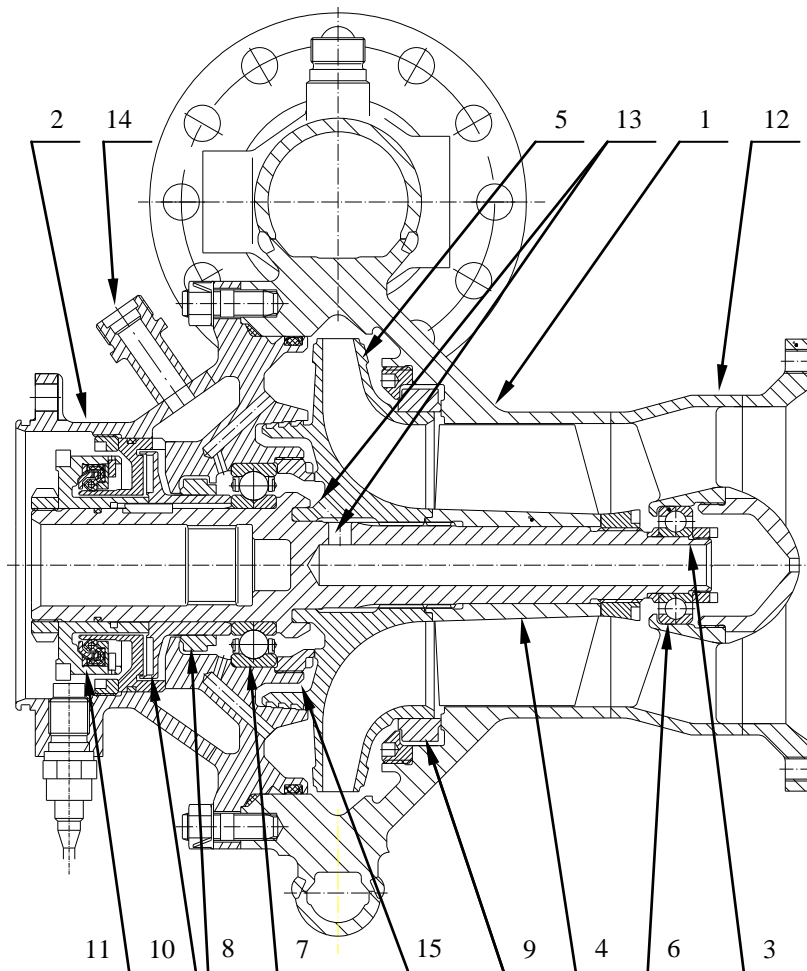


Рис. 3. Насос керосина: 1 – корпус; 2 – крышка; 3 – вал; 4 – шнек; 5 – крыльчатка; 6 и 7 – подшипники; 8 и 9 – плавающие кольца; 10 – импеллер; 11 – стояночное уплотнение; 12 – входной патрубок; 13 – перепускные отверстия; 14 – штуцер сброса утечки; 15 – полость автоматического разгрузочного устройства

Конструкция насоса окислителя

ТНА окислителя состоит из турбины, описанной в [1] и одноступенчатого шнекоцентробежного насоса окислителя с осевым входом.

При проектировании насоса окислителя рассматривались два варианта проточной части насоса – шнекоцентробежная и центробежная.

Анализ первой (шнекоцентробежной) схемы показал, что почти двукратное снижение давления подачи насоса окислителя по сравнению с давлением подачи двигателей замкнутой схемы (РД180, РД191), не позволяет использовать традиционную схему проточной части насоса, в которой шнек устанавливается непосредственно перед входом в центробежное колесо.

Вследствие малой разницы диаметров центробежного колеса на входе и выходе не удастся спрофилировать центробежное колесо с малыми гидравлическими потерями. Поэтому для насоса была использована проточная часть, в которой шнек и центробежное колесо разделены осевым направляющим аппаратом, что позволило уменьшить диаметр входа центробежного колеса по сравнению с диаметром выхода шнека и, тем самым, увеличить разницу входного и выходного диаметров центробежного колеса и спрофилировать колесо с минимальными потерями.

В подобной конструкции существенную часть осевого габарита составляют длина шнека и установленного за ним направляющего аппарата. Поэтому с целью снижения габаритов и массы насоса, а также с целью упрощения конструкции были проведены расчетные проработки варианта насоса без шнека, которые показали, что бескавитационная работа такого насоса обеспечивается только при повышении давления на входе в насос с 21,0 до 86 ата. Такое повышение может быть обеспечено увеличением напора бустерного насоса. Необходимое для этого увеличение мощности гидротурбины, приводящей бустерный насос, потребует существенно большего расхода рабочей жидкости, отбираемой с выхода насоса окислителя и, соответственно, увеличения расхода через насос. Это, помимо роста потерь в

системе подачи, приведет к увеличению габаритов турбины бустерного насоса.

Основные параметры обоих вариантов насоса окислителя приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметр, размерность	Обозначение	Вариант проточной части	
		Со шнеком	Без шнека
Расход на входе, кг/с	$m_{вх}$	549	724
Давление на входе, ата	$p_{вх\ no}$	20,6	86
Давление на выходе, ата	$p_{вых\ no}$	285	267
Число оборотов, об/мин	n	21702	21702
Коэффициент быстроходности	$n_{s\Sigma}$	171	234
Коэффициент быстроходности шнека	$n_{s\ шн}$	531	-
Коэффициент быстроходности центробежной ступени	$n_{сц}$	206	234
Кавитационный коэффициент быстроходности шнека	$C_{KDш}$	3200 (осевой вход)	---
Кавитационный коэффициент быстроходности центробежной ступени	$C_{KDц}$	900	900
Мощность насоса л.с.	N	21270	20430

Расчеты варианта насоса без шнека проводились по предварительной увязке параметров двигателя и в дальнейшем, после корректировки увязки не уточнялись, а компоновка насоса для этой схемы не разрабатывалась.

Для проектирования был принят вариант насоса, со шнеко-центробежной проточной частью, с направляющим аппаратом

между шнеком и центробежным колесом. Конструкция насоса представлена на рис. 4.

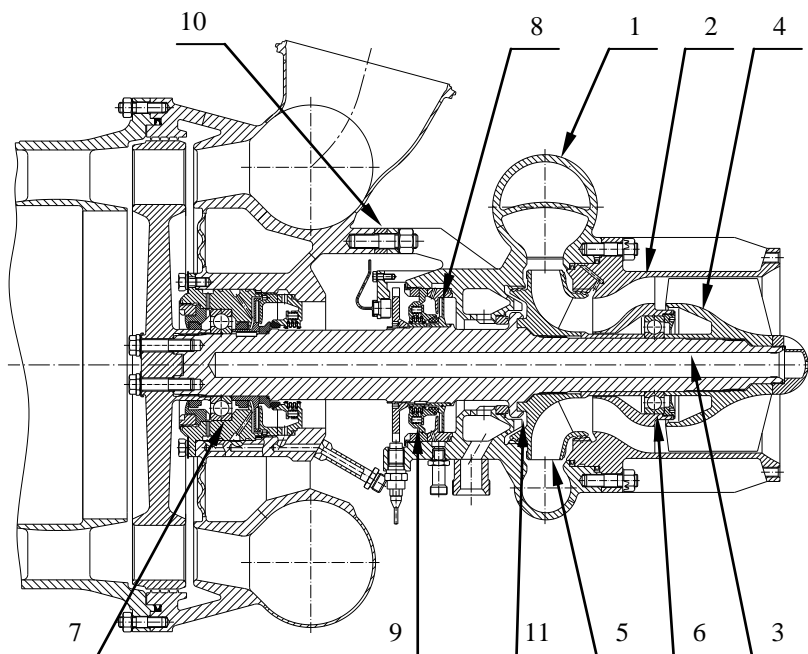


Рис. 4. Насос окислителя с турбиной: 1 – корпус; 2 – входной патрубок; 3 – вал; 4 – шнек; 5 – крыльчатка; 6 и 7 – подшипники; 8 – импеллер; 9 – торцовое уплотнение; 10 – шпонка; 11 – полость автоматического разгрузочного устройства

Насос состоит из следующих основных элементов: корпуса (1), входного патрубка (2), вала (3), шнека (4), крыльчатки (5), подшипников (6) и (7) импеллера (8) и торцового уплотнения (9).

Корпус насоса (1) сварной и состоит из собственно корпуса, спирального отвода и конического выходного диффузора. Отвод выполнен безлопаточным, так как при заданных параметрах насоса использование направляющего аппарата заметно увеличивает габариты и массу. Для снижения радиальных сил, дей-

ствующих на крыльчатку, спиральный отвод выполнен двухзавитковым.

Для устранения взаимного влияния температурных деформаций статора турбины и корпуса насоса окислителя их соединение выполнено с помощью четырех кронштейнов на насосе и четырех бобышек на турбине, расположенных крестообразно по окружности. В кронштейнах и бобышках выполнены радиальные пазы для установки призматических шпонок (10), обеспечивающих соосность посадочных поверхностей под подшипники в турбине и насосе.

Входной патрубок (2) отлит зацело с направляющим аппаратом, разделяющим шнек и крыльчатку, и крепится к корпусу (1) фланцевым соединением.

Насос имеет общий с турбиной вал (3), на котором установлены шнек с втулкой переменного диаметра и крыльчатка.

Для разгрузки осевых сил на ведущем диске крыльчатки выполнено автоматическое разгрузочное устройство (11).

Радиальный подшипник (6) установлен в центральной втулке направляющего аппарата, разделяющего шнек и крыльчатку. Охлаждение и смазка подшипника осуществляется перекачиваемым кислородом за счет перепада давления на направляющем аппарате между шнеком и крыльчаткой.

Радиально-упорный подшипник (7) установлен в статоре турбины. Охлаждение и смазка подшипника осуществляется протоком жидкого аммиака, отбираемого за насосом аммиака ТНА горючего. Сброс аммиака, прошедшего через подшипник, осуществляется на вход насоса аммиака. Конструкция узла описана в [1].

Герметизация полости насоса со стороны турбины осуществляется последовательно установленными гидродинамическим (8) и торцовым уплотнениями (9) с дренажом между ними.

Массовые характеристики насосов

В табл. 3 дано сравнение абсолютных и удельных (на единицу мощности) масс насосов проектируемого двигателя и насосов наиболее известных двигателей открытой схемы, разработанных НПО Энергомаш [2].

Таблица 3

Параметр	Двигатель		
	РД107	РД111	Проектируемый РД
Масса насоса керосина, кг	59,6	124	57,5
Мощность насоса керосина, кВт	1058	3383	12917
Удельная масса насоса керосина, г/кВт	56,3	36,64	4,45
Масса насоса кислорода, кг *)	74	166	125
Мощность насоса кислорода, кВт	2236	5075	15923
Удельная масса насоса кислорода, г/кВт	33,1	32,7	7,85

*) примерно, без учета массы деталей турбины.

Из таблицы видно, что по удельной массе оба насоса значительно превосходят насосы ранее разработанных двигателей открытой схемы НПО Энергомаш, что объясняется более высокой частотой вращения роторов ТНА.

Сравнение разработанных насосов с насосами ТНА двигателей замкнутых схем, например с насосом горючего РД191, имеющим удельную массу равную 6,87 г/кВт, показывает, что их удельные массы соизмеримы. Сравнение с насосом окислителя двигателя РД191 не производилось так как, в силу особенностей его конструкции, определить массу насоса можно лишь весьма приблизительно.

Выводы

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

2. По результатам анализа выбраны конструктивные схемы насосов аммиака, керосина и кислорода и разработаны их конструкции, имеющие удельную массу существенно более низкую, по сравнению с насосами ТНА ранее разработанных двигателей открытой схемы, и соизмеримую с удельной массой насоса горючего ТНА двигателя РД191, выполненного по схеме с дожиганием.

Литература

1. *Ившин Н.А., Каналин Ю.И., Королев И.М., Кузьмичев А.Ю., Ромасенко Е.Н., Сидоренко А.С., Чернышева И.А.* Разработка системы подачи компонентов топлива для ЖРД без дожигания генераторного газа. Часть II. Выбор и оптимизация конструкций турбин. Конструкция ТНА // Труды НПО Энергомаш. М., № 31. 2014. С. 186 - 203.

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

Поступила 21.07.2014 г.