

КОНСТРУИРОВАНИЕ ЖРД И ИХ АГРЕГАТОВ

УДК 621.454.2

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА ЖИДКИЙ КИСЛОРОД И СЖИЖЕННЫЙ ПРИРОДНЫЙ ГАЗ

*Д-р техн. наук А.В. Иванов, С.В. Кузьмичев,
канд. техн. наук Д.С. Пушкиров, О.Б. Тверье*

Представлены результаты проектной проработки ЖРД нового поколения, сочетающего в себе опыт разработки отечественных ЖРД с современными подходами к проектированию с учетом имеющегося в мире опыта создания новых ЖРД с использованием аддитивных технологий, а также эксплуатационные преимущества в обеспечение возможности применения на первых и вторых ступенях РН. В статье отражены основные характеристики, подходы к выбору принципиальной схемы, особенности конструкции и компоновки.

Results of design study of new generation of rocket engines combining the experience of development of domestic LRE with modern design approaches, taking into account the world's experience in creating new rocket engines using additive technologies, as well as operational advantages in ensuring the possibility of application at first and second stages of LV are presented. Main characteristics, approaches to choice of a schematic diagram, design and layout features are reflected in article.

Ключевые слова: ЖРД, сжиженный природный газ, аддитивные технологии, многоразовость, универсальность.

Keywords: LRE, liquefied natural gas, additive technologies, reusability, versatility

Предисловие

Основной целью создания новых космических ракетных комплексов, по поручению Президента Российской Федерации, является обеспечение конкурентоспособности российских средств выведения на мировом рынке космических услуг, а также переход на принципиально новый технический уровень ракетно-космической техники, отвечающий мировым тенденциям ее развития. Основным путем достижения этих целей в части ракетного двигателестроения, по рекомендациям различных научно-технических советов, в т.ч. головных отраслевых институтов и Военно-промышленной комиссии, является создание жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с использованием метана (СПГ) в качестве горючего в паре с кислородом с возможностью реализации «новых» технологий, под которыми, в первую очередь, понимается многоразовое использование, многократный запуск и «горячее резервирование» тяги.

Как известно, сегодня запланировано создание кислородно-метановой РН среднего класса «Амур-СПГ» с многоразовой первой ступенью и второй ступенью с двигателями, имеющими возможность многократного запуска в полете. ЖРД с земной тягой на уровне 100 тс и его высотная модификация для данной РН разрабатываются КБХА в рамках опытно-конструкторской работы «ДУ СВ». К настоящему времени пересмотрена концепция создания нового двигателя РД0169 для данной РН на использование схемы с дожиганием окислительного генераторного газа вместо схемы с дожиганием восстановительного генераторного газа, однако, несмотря на несколько более высокую энергетическую эффективность окислительной схемы, технические характеристики, в первую очередь низкий удельный импульс тяги, не позволяют говорить о перспективности двигателя, который уже сейчас проигрывает зарубежным аналогам. В таблице 1 представлено сравнение разрабатываемого двигателя с российскими и зарубежными аналогами с учетом проектных проработок.

С учетом мировых тенденций и уже имеющихся реальных образцов двигателей с использованием метана, крайне важно еще раз пересмотреть подходы к созданию перспективного метанового ЖРД для РН нового поколения. Представленное в статье предложе-

ние по созданию кислородно-метанового двигателя позволит Российской Федерации сохранить лидерство в области создания современных конкурентоспособных средств выведения. При его разработке, в кооперации с российскими научными институтами будут решаться задачи отработки применения в ЖРД современных материалов, технологий и способов изготовления, замены натурных испытаний математическим моделированием, конструирования с использованием современных 3D-технологий, унификации и снижения номенклатуры применяемых материалов, что в совокупности с использованием типовых, проверенных временем конструкторско-технологических решений приведет к качественно новому шагу в развитии ракетного двигателестроения.

Таблица 1
Сравнение кислородно-метановых ЖРД

Двигатель	Тяга, тс	Удельный импульс в пустоте, кгс·с/кг	Удельный импульс в земных условиях, кгс·с/кг	Давление в камере сгорания, кгс/см ²	Схема
Raptor 2 (SpaceX) [1]	232 (з)	358	337	298	ДГГ
Raptor 2 vac. (SpaceX) [1]	262 (п)	379	–	298	ДГГ
Prometheus Upper stage (EKA) [2]	100 (п)	360	–	110	БД (ВГГ)
BE-4 (Blue Origin) [3]	245 (з)	340	310	134	ДОГГ
РД0177 (КБХА) [4]	85 (з)	352	–	165	ДВГГ
РД0177 (Энергомаш) [5]	85 (з)	357	317	230	ДОГГ
РД192 (Энергомаш) [6]	196 (з)	354	326	228	ДВГГ
н/д (Китай) [7]	204 (з)	н/д	327	300	ДГГ

(з) – земная тяга; (п) – пустотная тяга; ДГГ – двигатель по схеме с полной газификацией компонентов; БД – двигатель по схеме без дожигания; ВГГ – восстановительный газогенератор; ДОГГ – двигатель по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа; ДВГГ – двигатель по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа

Введение

Интерес к метану и, в частности, к СПГ в качестве горючего ЖРД возник в начале XX века:

- Циолковский К.Э. (1912 г.), Кондратюк Ю.В. (1929 г.) указывают на возможность использования газов «болотной группы» в качестве горючих ЖРД [8, 9];
- в 1921 г. Андреев А.Ф. оформляет патент на ранцевый реактивный аппарат, работающий на метане и кислороде [10];
- в 1931 г. совершает полет первая в Европе жидкостная ракета на топливе метан и кислород [11].

В 1981 г. АО «НПО Энергомаш» впервые в СССР предложило исследовать метан в качестве горючего, исходя из того, что к тому времени не было создано нормативно-технических документов, регламентирующих метан (СПГ) как ракетное горючее (по химическому составу, физическим свойствам, требованиям экологии и безопасности, совместимости с материалами и пр.).

Следует отметить, что основоположник российского ракетного двигателестроения, академик В.П. Глушко, категорически не поддерживал использование метана (СПГ) в качестве горючего, не видя в нем значимых преимуществ по сравнению с керосином как с точки зрения ЖРД, так и с точки зрения его использования в РН [12].

В период с 1981 по 2017 гг. в АО «НПО Энергомаш» были проведены обширные расчетные и проектно-конструкторские проработки облика ряда кислородно-метановых ЖРД [13]:

- тягой от 1 до 200 тс;
- различных схем: без дожигания генераторного газа, с дожиганием окислительного и восстановительного газа и пр.;
- с давлением в камере сгорания – от 100 до 300 кгс/см².

Все работы по использованию метана (СПГ) в качестве ракетного горючего в АО «НПО Энергомаш» заканчивались на этапе проектных или экспериментальных работ на уровне отдельных элементов.

Проектные, расчетно-теоретические, исследовательские работы с применением в ЖРД метана (СПГ) ведутся в АО «НПО

Энергомаш» до настоящего времени. Например, в 2017 г. в рамках составной части опытно-конструкторской работы «ДУ СВ» (РД НП) был выпущен эскизный проект ЖРД на компонентах топлива жидкий кислород и СПГ земной тягой на уровне 85 тс, выполненного по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, являвшегося вариантом реализации опытного стендо-вого образца двигателя-демонстратора (двигатель РД0177 – стен-довый образец двигателя типа РД0169).

Ведутся работы по возможности создания ЖРД на метане (СПГ) в других российских организациях ракетно-космической отрасли. За прошедшие годы работ с использованием метана (СПГ) в ракетной технике созданы экспериментальные образцы ЖРД, как правило, с применением в качестве базовой конструкции уже созданных и эксплуатируемых ЖРД на кислороде и водороде, некоторые из которых прошли огневые стеновые испы-тания. Однако до настоящего времени не имеется ни одного дви-гателя, реально эксплуатируемого в РН с использованием метана (СПГ) в качестве горючего.

Проведенные в АО «НПО Энергомаш» и других российских организациях ракетно-космической отрасли экспериментальные, расчетные и многолетние проектные исследования по возможно-стии создания ЖРД на кислородно-метановом топливе позволили определить следующие важные преимущества по сравнению с широко применяемым в нашей стране кислородно-керосиновым топливом с точки зрения двигателя:

1. Возможность охлаждения стенки камеры частью расхода по сравнению с керосином из-за лучших свойств метана как охла-дителя. Сравнение широко применяемых в ЖРД горючих по дан-ному качеству представлено в [13].

2. Возможность упрощения удаления остатков метана (СПГ) и продуктов сгорания из полостей двигателя после огневого стен-дового испытания для обеспечения длительного хранения.

АО «НПО Энергомаш» не единожды озвучивало мнение по данному вопросу на различного рода совещаниях по перспективам развития средств выведения и ракетного двигателестроения. При

использовании кислорода и керосина удаление остатков компонентов осуществляется, в основном, продувкой полостей подогретым газом (азотом) с возможным дополнительным наружным подогревом корпусов агрегатов, в которых может оставаться компонент. Продувка и подогрев требуется не только для полостей, где может оставаться керосин, но и кислород. Это вызвано тем, что в кислороде, как по его исходному составу, так и из-за контакта с газами наддува баков, продувки в процессе пусковых и послепусковых операций может содержаться вода (лед) и азот. Эти вещества, как показал опыт АО «НПО Энергомаш», могут образовывать слабые растворы азотной кислоты, длительное нахождение которой в агрегатах двигателя может оказаться недопустимым. Поэтому удаление остатков кислорода по длительности послепусковой обработки двигателя соизмеримо с длительностью обработки полостей керосина.

Что касается использования СПГ (или «чистого» метана), то его остатки также могут содержать азот и воду. Предположительно нельзя упрощать подход к приведению ЖРД, работающего на метане (СПГ), в состояние, пригодное к длительному хранению. Это может оказаться не просто испарение криогенного компонента путем сообщения магистралей с атмосферой, а принудительное, достаточно длительное его удаление, соизмеримое по длительности с обработкой полостей керосина.

3. Возможность создания газогенератора для выработки рабочего тела турбины, как с избытком окислителя (кислорода), так и горючего (метана (СПГ)). При избытке горючего в генераторном газе образуется существенно меньшее количество твердой фазы (сажи) по сравнению с керосином, но достаточное, чтобы при длительном воздействии оказать влияние на поверхностный слой лопаток турбины за счет образования карбидов на поверхности материала газового тракта [14].

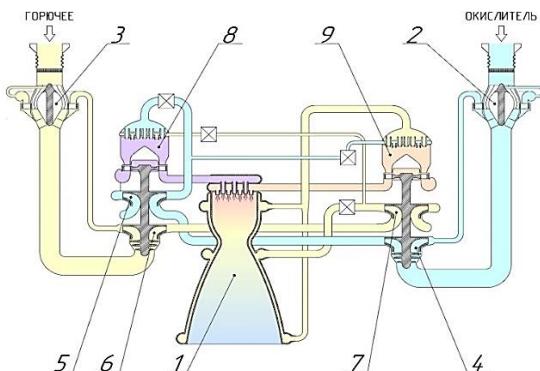
Указанная выше особенность, связанная с возможностью использования восстановительной газогенерации, с точки зрения достижения наивысшей энергетической эффективности за счет повышения давления в камере сгорания при сохранении умеренных температур в газогенераторах при использовании схемы с

полной газификацией компонентов топлива, легла в основу предложения по разработке двигателя нового поколения РД199В.

Анализ и выбор принципиальной схемы двигателя

В рамках разработки принципиальной схемы двигателя РД199В рассмотрено три варианта схем с полной газификацией компонентов топлива. Все три схемы подразумевают наличие двух газогенераторов и отличаются друг от друга конфигурацией элементов подачи компонентов топлива.

В схеме № 1 (рис. 1) давление каждого из компонентов топлива повышается последовательно в двух турбонасосных агрегатах (ТНА), каждый из которых включает в себя насосы окислителя и горючего. В результате такой организации рабочего процесса возможно распределение мощностей по ступеням насосов, при котором удастся достичь оптимальной мощности каждой из турбин при приемлемых параметрах газогенераторов, что является положительной особенностью данной схемы, т.к. потребность в высоком давлении в сочетании с низкой плотностью СПГ приводит к высокой потребной мощности насосов и высокой температуре на турбине.

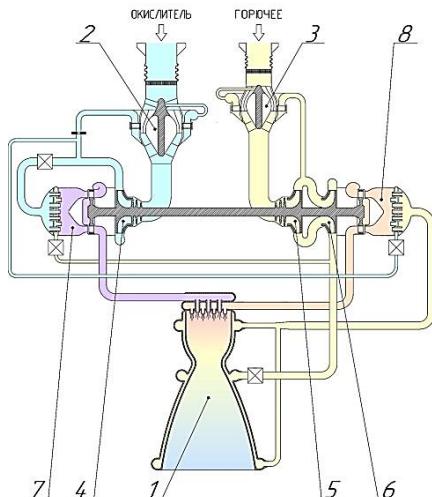


1 – камера, 2 – бустерный насосный агрегат окислителя, 3 – бустерный насосный агрегат горючего, 4 – 1 ступень насоса окислителя, 5 – 2 ступень насоса окислителя, 6 – 1 ступень насоса горючего, 7 – 2 ступень насоса горючего, 8 – окислительный газогенератор, 9 – восстановительный газогенератор

Рис. 1. Схема с последовательным подключением насосов двух ТНА

Одновременно с преимуществами, такая схема имеет сложности с регулированием: для регулирования двигателя по двум параметрам (тяге и соотношению компонентов топлива) необходимо наличие, по предварительным оценкам, четырех регулирующих органов. Указанная схема требует сложных уплотнений в ТНА, ведущих к увеличению массы двигателя, что может оказаться неприемлемым в случае использования двигателя на верхних ступенях.

В схеме № 2 (рис. 2) насосы и турбины имеют единый вал. Это приводит к отсутствию рассогласования работы насосов, однако, является причиной рассогласования работы турбин при изменении режима работы двигателя, вследствие различия характеристик газогенераторов при регулировании температуры за счет изменения соотношения компонентов топлива в них, в результате чего одна из турбин может создать дополнительное сопротивление.



1 – камера, 2 – бустерный насосный агрегат окислителя, 3 – бустерный насосный агрегат горючего, 4 – насос окислителя, 5, 6 – насос горючего, 7 – окислительный газогенератор, 8 – восстановительный газогенератор

Рис. 2. Схема с одним ТНА

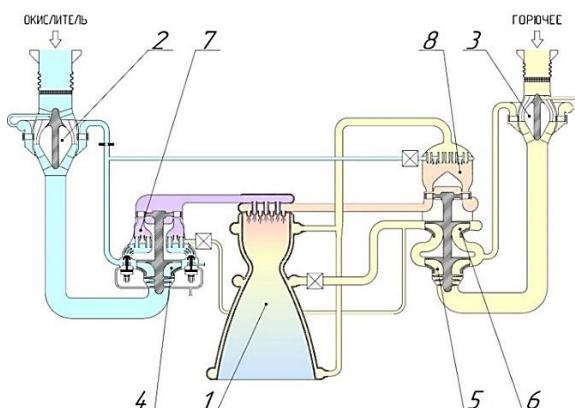
Наличие одного ТНА, несмотря на упрощение трубопроводной

обвязки, ведет к утяжелению двигателя из-за непроизводительных затрат мощности при регулировании и невозможности обеспечения оптимальных частот вращения и, как следствие, коэффициентов полезного действия насосов и турбин. Кроме этого ТНА, также, как и в схеме № 1, требует наличия сложных уплотнений.

В схеме № 3 (рис. 3) каждый ТНА обеспечивает раздельную подачу окислителя и горючего.

Преимуществами данного варианта схемы являются:

- оптимальная частота вращения ротора каждого из ТНА, что позволяет обеспечить минимальную массу и высокую экономическуюность агрегатов подачи;
- снижение массы двигателя за счет снижения суммарной мощности ТНА, вследствие отсутствия непроизводительных затрат мощности при регулировании;
- упрощение конструкции ТНА за счет отсутствия сложных уплотнений;
- облегчение отработки двигателя благодаря сохранению материальной части при авариях – при аварии по причине одного из ТНА происходит лишь пролив другого компонента без взрыва и пожара на стенде при сохранении другого ТНА.



1 – камера, 2 – бустерный насосный агрегат окислителя, 3 – бустерный насосный агрегат горючего, 4 – насос окислителя, 5, 6 – насос горючего, 7 – окислительный газогенератор, 8 – восстановительный газогенератор

Рис. 3. Схема с раздельными ТНА для каждого компонента топлива

Недостатком являются несинхронность набора оборотов ТНА на запуске, как следствие, повышенные забросы параметров, необходимость согласования работы ТНА при изменении режимов работы двигателя.

При выборе схемы двигателя РД199В определяющим фактором являлась минимизация массы двигателя. Среди представленных вариантов схем схема № 3 выбрана как наиболее оптимальная, в т.ч. принимая во внимание опыт разработки «НПО Энергомаш» двигателя РД270 с полной газификацией на компонентах азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин, выполненного по схожей схеме.

Основные параметры двигателя

В таблице 2 приведены основные параметры разрабатываемого двигателя (высотного варианта).

Таблица 2

Основные параметры двигателя РД199В

Параметр	Значение
Номинальная тяга, тс	95
Диапазон регулирования, %	20÷105
Номинальный удельный импульс, кгс·с/кг	376,2
Номинальное соотношение компонентов топлива	3,5
Номинальное давление в камере сгорания, кгс/см ²	250
Номинальное давление на срезе сопла, кгс/см ²	0,156
Количество включений, не более	4
Масса, кг, не более	1250
Габаритные размеры, м, не более	
высота	3720
диаметр описанной окружности	2050

Описание принципиальной схемы двигателя

На основе проведенного анализа разработана принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя (рис. 4, табл. 3, 4).

Основными элементами двигателя являются: элементы подачи компонентов топлива, элементы запуска, элементы регулирования

режимов работы, элементы управления агрегатами автоматики и элементы, обеспечивающие подогрев гелия для наддува баков РН.

Подача компонентов топлива обеспечивается двумя ТНА окислителя и горючего и двумя бустерными насосными агрегатами, предназначенными для увеличения давлений перед основными насосами для их бескавитационной работы. Для привода обоих бустерных насосных агрегатов используются одноступенчатые гидротурбины. В качестве рабочего тела гидротурбин бустерных насосных агрегатов используется соответствующий компонент с высоким давлением, отбираемый: для бустерного насосного агрегата окислителя – с выхода из насоса окислителя, для бустерного насосного агрегата горючего – с выхода первой ступени насоса горючего. В двигателе используются пневмоуправляемые клапаны, установленные в соответствующих магистралях. Подача управляющего давления к клапанам осуществляется с помощью электропневмоклапанов, расположенных в пневмоблоке (рис. 5, табл. 3, 4).

Элементами запуска двигателя являются средства воспламенения топлива в газогенераторах и камере, а также специальные пусковые сопла, расположенные перед рабочими колесами турбин, предназначенные для принудительной раскрутки роторов ТНА. Для обеспечения воспламенения компонентов топлива в газогенераторах и камере используются электроплазменные запальные устройства. Работа запальных устройств осуществляется за счёт основных компонентов топлива, находящихся в газообразном состоянии. Пневмоблок двигателя имеет две секции, предназначенные для питания запальных устройств: секция окислителя и секция горючего. После запуска двигателя и прекращения работы запальных устройств, через них осуществляется проток основного компонента топлива (на схеме не показан) с целью защиты свечи зажигания от воздействия высокотемпературных газов. Раскрутка роторов ТНА осуществляется путём подвода гелия с высоким давлением от баллонов РН, подключенных соответствующими электропневмоклапанами, также входящими в состав РН, путем воздействия электропневмоклапанов пневмоблока с дублированными электромагнитами.

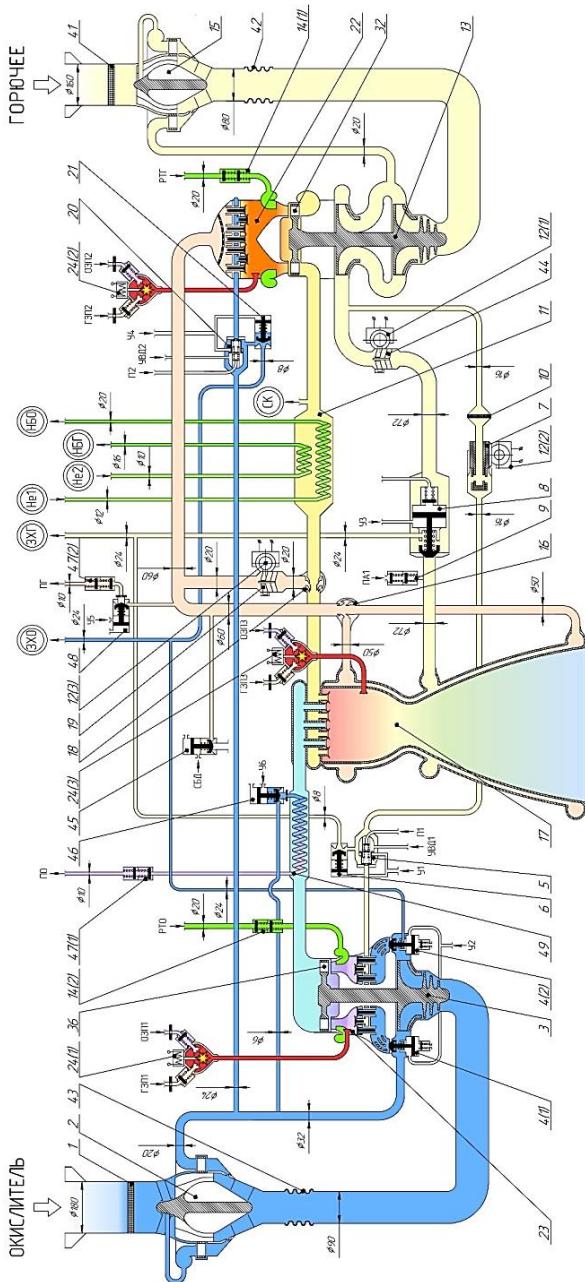


Рис. 4. Принципиальная схема двигателя

Таблица 3

Элементы принципиальной схемы

№	Наименование	№	Наименование
1	Фильтр	29	Датчик давления
2	БНА окислителя	30	Обратный клапан
3	Насос окислителя	31	Обратный клапан
4	Клапан	32	Турбина
5	Клапан	33	Электропневмоклапан
6	Клапан	34	Электропневмоклапан
7	Регулятор расхода	35	Электропневмоклапан
8	Клапан	36	Турбина
9	Обратный клапан	37	Ресивер
10	Фильтр	38	Обратный клапан
11	Агрегат наддува	39	Электропневмоклапан
12	Привод автоматики	40	Клапан
13	Насос горючего	41	Фильтр
14	Обратный клапан	42	Компенсатор
15	БНА горючего	43	Компенсатор
16	Смеситель	44	Дроссель
17	Камера	45	Клапан
18	Смеситель	46	Клапан
19	Дроссель	47	Клапан обратный
20	Клапан	48	Клапан
21	Клапан	49	Теплообменник
22	Восстановительный газогенератор	50	Баллон
23	Окислительный газогенератор	51	Электропневмоклапан
24	Запальное устройство	52	Электропневмоклапан
25	Фильтр	53	Электропневмоклапан
26	Электропневмоклапан	54	Баллон
27	Баллон	55	Электропневмоклапан
28	Пневмоклапан	56	Электропневмоклапан

Таблица 4.

Принятые сокращения

Сокращение	Описание
He1	интерфейс подвода гелия в теплообменник наддува бака окислителя
He2	интерфейс подвода гелия в теплообменник наддува бака горючего
He3	интерфейс подвода гелия на раскрутку турбин
ГЗП	линия подачи Горючего к Запальному устройству
Д	Дренаж
ЗГ	интерфейс линии Заправки пневмоблока Гелием
ЗК	интерфейс Заправки пневмоблока Кислородом
ЗМ	интерфейс Заправки пневмоблока СПГ
ЗПТ	штуцер Заправки Пневмоблока Технологический
ЗТ	штуцер Заправки Технологический
ЗХГ	интерфейс линии ЗаХолаживания магистралей Горючего
ЗХО	интерфейс линии ЗаХолаживания магистралей Окислителя
НБГ	интерфейс отвода гелия для Наддува Бака Горючего
НБО	интерфейс отвода гелия для Наддува Бака Окислителя
ОЗП	линия подачи Окислителя к Запальному устройству
П1	Продувка полости горючего окислительного газогенератора
П2	Продувка полости окислителя восстановительного газогенератора
ПА	интерфейс для Продувки Азотом
ПА1	Продувка Азотом заклапанных полостей магистралей горючего
ПГ	Подпитка пневмоблока газообразным Горючим
ПО	Подпитка пневмоблока газообразным Окислителем
РТГ	подвод гелия на Раскрутку Турбины насоса Горючего
РТО	подвод гелия на Раскрутку Турбины насоса Окислителя
СБД	Сброс Давления и вакуумирование заклапанных полостей двигателя
СК	интерфейс отбора газа на Сопла Крена

Сокращение	Описание
СПТ	штуцер Стравливания давления из Пневмоблока Технологический
У1	Управление открытием клапана горючего окислительного газогенератора
У2	Управление открытием клапана окислителя окислительного газогенератора
У3	Управление открытием клапана горючего камеры
У4	Управление открытием клапана окислителя восстановительного газогенератора
У5	Управление открытием клапана подпитки пневмоблока горючим
У6	Управление открытием клапана подпитки пневмоблока окислителем
УВД1	Управление Выключением Двигателя закрытием клапана горючего окислительного газогенератора
УВД2	Управление Выключением Двигателя закрытием клапана окислителя восстановительного газогенератора

Регулирование режимов работы двигателя обеспечивается регулятором расхода, установленным в магистрали подачи горючего в окислительный газогенератор, дросселем, установленным в магистрали перепуска горючего в обвод восстановительного газогенератора и, соответственно, турбины ТНА горючего, и дросселем, расположенным в магистрали подачи горючего в рубашку охлаждения камеры, управляемыми электромеханическими приводами. Регулирование режима работы ТНА окислителя за счет воздействия на расположаемую мощность турбины является наиболее простым, надежным и энергетически выгодным способом. Аналогичный способ регулирования режима работы ТНА горючего признан нецелесообразным в связи с более пологой зависимостью температуры от массового соотношения компонентов топлива, кроме этого диапазон регулирования температуры имеет ограничения, связанные с высокой температурой в восстановительном газогенераторе. С учетом вышеизложенного выбран способ перепуска расхода горючего в обвод турбины восстановительного газогенератора с последующим его вводом за турбину с помощью дросселя.

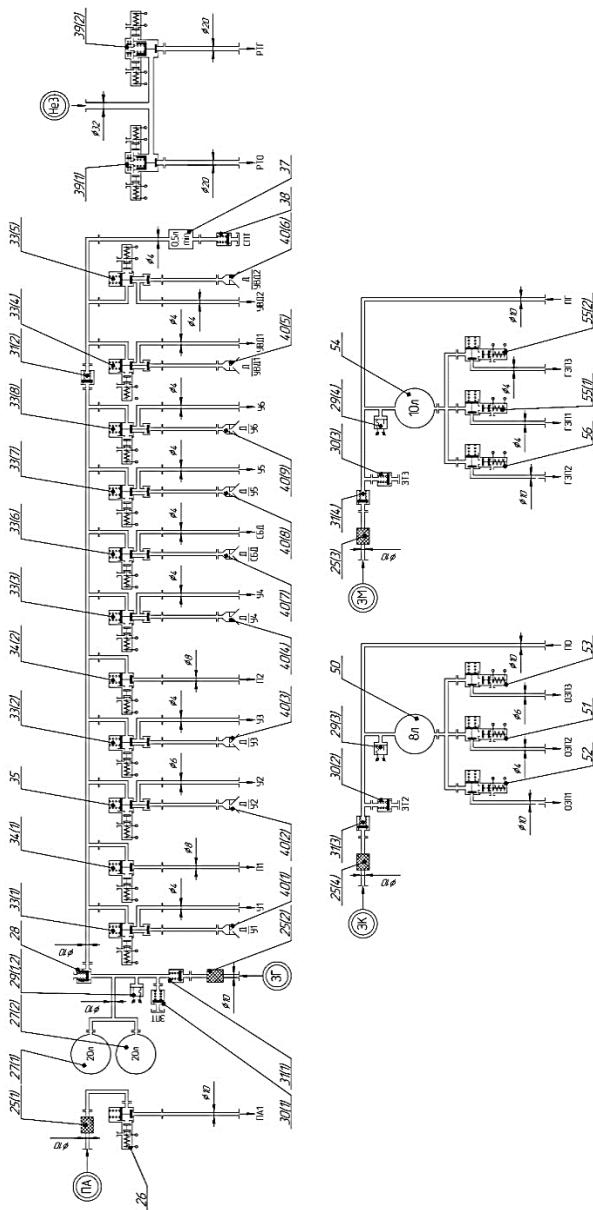


Рис. 5. Принципиальная схема двигателя (пневмоблок)

Регулирование массового соотношения компонентов топлива по командам системы управления расходованием топлива обеспечивается «классическим» способом – дросселем подачи горючего в камеру.

Для подогрева гелия в обеспечение наддува баков РН используется агрегат наддува, состоящий из двух теплообменников, объединенных в единый блок, установленный в магистрали высокотемпературного газа после выхода из турбины ТНА горючего.

Проработан вариант использования запального устройства, работающего с использованием жидких компонентов топлива, отбираемых из трубопроводов подачи горючего к камере и окислителя окислительного газогенератора. После воспламенения компонентов топлива с использованием электрической свечи свеча отключается, а один из компонентов топлива продолжает поступать к запальному устройству и далее в соответствующий агрегат на протяжении всей работы двигателя для охлаждения. Указанный вариант позволит обеспечить более высокое количество включений (ограничения только по емкости электрической батареи), отсутствие ограничений по времени между остановом и повторным запуском двигателя, минимизацию массы по сравнению с запальными устройствами, работающими на газифицированных компонентах. Данный вариант является наиболее предпочтительным способом воспламенения, однако, требует дополнительной проработки для принятия решения о допустимости его использования в двигателе, что планируется осуществить при разработке двигателя.

Особенности конструкции

Компоновка разработана с учетом требований, предъявляемых к двигателям верхних ступеней, где особо остро стоит задача минимизации массы конструкции двигателя, что может быть достигнуто не только за счет облегчения конструкций самих агрегатов двигателя, но и за счет существенного упрощения трубопроводной обвязки двигателя, имеющей значительную массу. Ре-

шение этой задачи возможно за счет близкого взаимного расположения элементов, а также объединения функциональных элементов (насос, турбина, газогенератор и пр.) в единые агрегаты и блоки. Виды двигателя приведены на рис. 6, 7, его модель – на рис. 8.

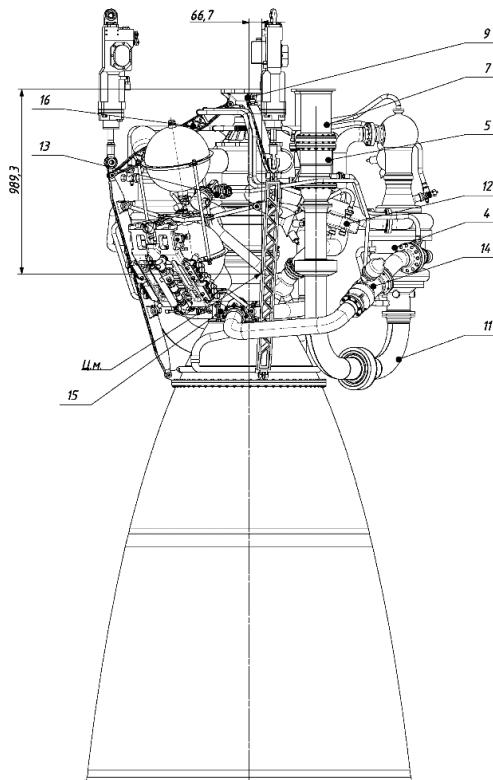
Компоновка выполнена следующим образом. С двух противоположных сторон к области смесительной головки камеры на «газовых» патрубках сложной конфигурации, состоящих из входных патрубков камеры сгорания и выходных коллекторов турбин каждого ТНА, крепятся ТНА горючего и ТНА окислителя. Предполагается патрубки выполнять с применением аддитивных технологий, используя топологическую оптимизацию конструкции с целью минимизации массы при сохранении прочности и жесткости конструкции. Оси обоих ТНА параллельны с осью камеры. Диаметральное расположение ТНА относительно камеры обусловлено конструктивными и технологическими преимуществами: уравновешиваются массы, что улучшает условия нагружения элементов крепления массовыми силами, обеспечивается удобство подхода к стыкам, что при использовании разъемных соединений, имеет положительное преимущество, достигается возможность введения изменений в агрегаты двигателя без существенной переработки общей компоновки, возможность их замены без полной переборки двигателя, что обеспечивает минимальные потери времени и средств при отработке, возможность подвода окислителя и горючего к обоим ТНА с разных сторон позволяет рассредоточить некомпенсированные нагрузки на элементы двигателя при его качании. Вращение валов ТНА окислителя и горючего принято противоположным, что снижает нежелательный гироскопический момент от вращающихся масс.

Отличительной особенностью компоновки является объединение нескольких элементов (агрегатов) в единых агрегатах подачи горючего и окислителя:

- ТНА горючего: двухступенчатый насос, первая ступень которого шнекоцентробежная, вторая – центробежная, турбина и восстановительный ГГ;
- ТНА окислителя: шнекоцентробежный насос, турбина,

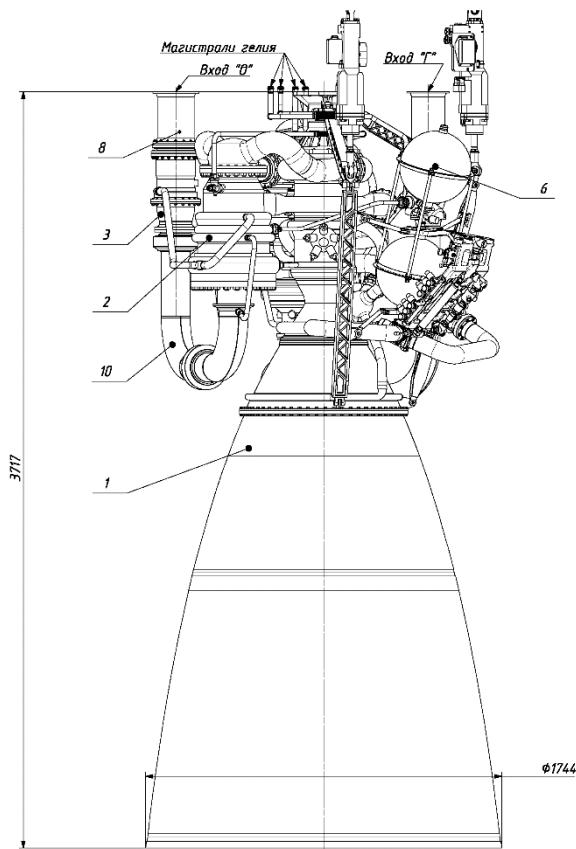
окислительный ГГ, клапаны окислителя.

При изготовлении этих агрегатов планируется широкое использование аддитивных технологий. Кроме того, с применением аддитивных технологий планируется изготавливать корпусные элементы, что в сочетании с топологической оптимизацией позволит сократить трудоемкость изготовления и массу агрегатов.



4 – ТНА горючего, 5 – бустерный насосный агрегат горючего, 7 – фильтр горючего, 9 – узел качания (карданный подвес), 11 – трубопровод горючего с компенсатором, 12 – агрегат наддува, 13 – регулятор расхода, 14 – дроссель, 15 – клапан, 16 – тяга, 17 – дроссель магистрали перепуска

Рис. 6. Вид двигателя спереди
(рулевые приводы показаны условно)



1 – камера, 2 – ТНА окислителя, 3 – бустерный насосный агрегат окислителя, 6 – пневмоблок, 8 – фильтр окислителя, 10 – трубопровод окислителя с компенсатором

Рис. 7. Вид двигателя слева
(рулевые приводы показаны условно)

На первых этапах отработки двигателя планируется фланцевое соединение указанных элементов между собой для простоты

замены. Впоследствии, эти соединения планируется заменить на сварные, дополнительно снизив массу.

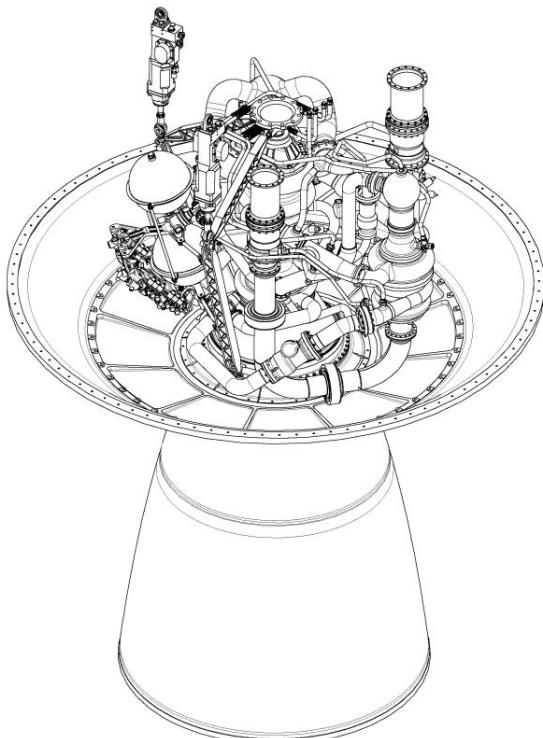


Рис. 8. Модель двигателя с условно показанным донным экраном и рулевыми приводами

Управление вектором тяги РН обеспечивается за счет отклонения двигателя в карданном подвесе рулевыми приводами, которые входят в состав РН, для чего в конструкции двигателя предусмотрены проушины для их крепления и тяги, передающие усилия к камере (в район коллектора отвода горючего от сопла). Данный вариант позволяет отказаться от «классической» конструкции рамы ЖРД и минимизировать массу. Для обеспечения отклонения двигателя и минимизации усилий, приходящихся на

расходные магистрали РН, на магистралях подачи компонентов топлива установлены сильфонные компенсаторы, а по «газовым» интерфейсам – гофрированные металлические шланги. Для управления по крену двигатель имеет интерфейс отбора высокотемпературного восстановительного газа на сопла крена (не входят в состав двигателя).

Снижение нагрузок на трубопроводы, возникающих при работе двигателя (из-за температурных удлинений, сил давления и массовых перегрузок), планируется обеспечивать за счет их естественной гибкости (податливости) путем самокомпенсации признаком трубопроводам определенной конфигурации. Подтверждение допустимости использования данного варианта будет проводиться путем расчета силовых контуров с учетом нагрузок, возникающих в процессе работы двигателя, сборки и монтажа двигателя на стенд или в РН.

Ниже представлены принципиальные конструктивные решения основных элементов двигателя:

- камера сгорания – цилиндрическая, паяно-сварной конструкции; сопло профилированное. Наружное проточное охлаждение обеспечивается горючим, которое подводится к коллектору близ критического сечения сопла с разбиением потока на две части: в сторону камеры сгорания и в сторону среза сопла. Отводится охладитель из двух коллекторов: в области смесительной головки и на сопле. Внутреннее пристеночное охлаждение реализуется путем отбора газа из полости подвода восстановительного генераторного газа смесительной головки. Подвод окислительного и восстановительного газов после срабатывания на турбинах обеспечивается по соответствующим профилированным газоводам округлой формы. При изготовлении камеры, головки и коллекторов планируется использование аддитивных технологий. Камера проработана в двух вариантах: основной – с неохлаждаемой частью сопла из углерод-керамического композиционного материала, альтернативный – охлаждаемая часть сопла из титанового сплава аналогичной ранее освоенной при изготовлении двигателя РД120 конструкции. Вариант с неохлаждаемой частью обеспечивает выполнение требований к «универсальности» двигателя для его применения на

первой и второй ступенях РН за счет установки насадка с соответствующей степенью расширения.

– ТНА горючего обеспечивает подачу горючего в камеру и далее в восстановительный газогенератор, на привод бустерного насосного агрегата горючего и в окислительный газогенератор. Включает насос со шнекоцентробежной и центробежной ступенями, осевую одноступенчатую турбину. Восстановительный газогенератор цилиндрического типа, являющийся составной частью ТНА. Раскрутка ТНА для запуска двигателя обеспечивается гелием от баллонов, находящихся в РН, основной турбиной, имеющей определенную степень парциальности.

– ТНА окислителя обеспечивает подачу окислителя в окислительный газогенератор, на привод бустерного насосного агрегата окислителя, в восстановительный газогенератор. Включает шнекоцентробежный насос, осевую одноступенчатую турбину, между двумя элементами размещен окислительный газогенератор кольцевого или цилиндрического типа с двумя отсечными клапанами. Раскрутка ТНА для запуска двигателя обеспечивается гелием от баллонов, находящихся в РН, основной турбиной, имеющей определенную степень парциальности.

Между полостями насосов и турбин ТНА горючего и окислителя установлены открывающиеся в процессе работы стояночные уплотнения. Использование стояночных уплотнений в ТНА двигателя РД199В позволяет исключить из конструкции двигателя входные разделительные клапаны, обеспечивает надёжное захолаживание криогенных магистралей от входа в двигатель до клапана горючего камеры перед всеми запусками двигателя. Стояночные уплотнения хорошо зарекомендовали себя при эксплуатации в составе ТНА двигателей РД171М, РД180;

– БНА турбошнековые с осевыми насосами шнекового типа с приводом от осевых парциальных одноступенчатых гидравлических турбин, их конструкция «традиционная» для разработок АО «НПО Энергомаш». Как и при изготовлении ТНА планируется широкое использование аддитивных технологий, в первую очередь для изготовления корпусных элементов;

– агрегаты автоматики – пневмоуправляемые, удерживаются

в рабочем положении давлением компонентов во внутренних полостях. Корпусные элементы агрегатов автоматики и пневмоблок планируется изготавливать с применением аддитивных технологий;

– агрегат наддува предназначен для нагрева гелия, используемого для наддува баков РН. Представляет собой конструкцию, корпус которой составляет одно целое с трубопроводом подвода восстановительного генераторного газа в камеру сгорания с приварными штуцерами подвода и отвода гелия. Агрегат наддува будет изготовлен с применением аддитивных технологий, методики расчета и конструкция отработаны в АО «НПО Энергомаш», обеспечено внедрение аналогичного агрегата наддува в один из эксплуатируемых двигателей АО «НПО Энергомаш».

При инициации опытно-конструкторской работы по разработке двигателя дополнительно будет рассмотрено снижение массы за счет применения титановых и алюминиевых сплавов для изготовления элементов тракта горючего, проектирование агрегатов под применение аддитивных технологий с учетом топологической оптимизации, более плотная компоновка двигателя.

Выводы

1. При успешной разработке двигателя РД199В Российская Федерация получит действительно новый продукт в области ракетного двигателестроения, выполненный на принципиально новом конструктивно-технологическом уровне.

2. При разработке двигателя планируется использование всех новейших современных технологий, направленных на сокращение периода производства, повышение технологичности, применение перспективных материалов, выявление новых конструктивно-технологических решений.

3. Полученный опыт практической реализации новых конструктивно-технологических решений в новом двигателе позволит обеспечить качественное развитие конструкторской школы по созданию ЖРД в Российской Федерации, а ряд из них может быть внедрен в уже эксплуатируемые двигатели.

Литература

1. <https://twitter.censors.us/Phrankenstein> (обращение 14.06.2022).
2. CNES Future Launcher Roadmap, Римский университет Ла Спинца, 07.05.2019, материалы конференции
3. <https://gadgets-news.ru/sravnenie-raketnyh-dvigatelej> (обращение 14.06.2022).
4. <https://kbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/rd0177/> (обращение 14.06.2022).
5. «Опытный образец жидкостного ракетного двигателя с тягой на Земле 85 тс на компонентах кислород-СПГ (метан)», АО «НПО Энергомаш», 2017, эскизный проект.
6. Клепиков И.А., Лихванцев А.А., Прокофьев В.Г., Фатуев И.Ю. Выбор принципиальной схемы и параметров маршевого многоразового ЖРД на топливе кислород-метан для возвращаемой первой ступени перспективного носителя // Труды НПО Энергомаш – М., 2012. – №29. – С. 224-239.
7. <https://forum.novosti-kosmonavtiki.ru/index.php?topic=10087.520> (обращение 29.04.2021)
8. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. 1911. – 41 с.
9. Кондратюк Ю.В. Завоевание межпланетных пространств. – Новосибирск, 1929. – 72 с.
10. Андреев А.В. Описание летательного аппарата с реактивным движителем. Пат. СССР №4818, МПК B64C 39/02, 1921 (опубл. 1928).
11. Космонавтика. Советская энциклопедия. – М., 1985.
12. Глушко В.П. Жидкое топливо для реактивных двигателей. – М., 1936.
13. Бахмутов А.А., Буканов В.Т., Клепиков И.А. и др. ЖРД на метановом горючем: история, состояние, перспективы. // Труды НПО Энергомаш – М., 2000. – №18. – С. 192-215.
14. Головин Ю.М., Завелевич Ф.С., Ларионов А.А. и др. Экспериментальное исследование содержания сажи в восстановительном кислородно-метановом генераторном газе. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: труды МНТК – Самара, СГАУ, 2003. – Ч.1. – С. 191-197.

Поступила 03.07.2022 г.