

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЖРД, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО СХЕМЕ БЕЗ ДОЖИГАНИЯ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА ПОСЛЕ ТУРБИНЫ

*Канд. техн. наук А.П. Аджян, канд. техн. наук В.Т. Буканов,
А.А. Лихванцев*

В планах создания ЖРД для перспективных одноразовых и многоразовых систем в последнее время рассматриваются двигатели с умеренно высокими параметрами камер сгорания.

Эти задачи предлагается решать с помощью двигателей, выполненных по схеме без дожигания генераторного газа после турбины, но с газификацией одного из компонентов топлива до подачи его в камеру сгорания.

Plans Engines with moderately high parameters of combustion chambers are recently considered in plans to create LPRE for prospective expendable and reusable systems. These tasks are proposed to solve using engines made with the scheme without afterburning gas after turbine, but with gasification of one of propellant components before feeding it into combustion chamber.

Ключевые слова: камера сгорания, смесительная головка, газогенератор, ракетный двигатель, система подачи.

Keywords: combustion chamber, mixing head, generator, rocket engine, feed system.

Введение

Создание нового мощного ЖРД – длительный и дорогостоящий процесс.

По американским данным, затраты на разработку ЖРД в среднем составляли около 2,0 млрд. долл (по курсу 1995 финансового года) при текущих периодических расходах в диапазоне от 176 долл/фрт тяги для SSME до 77 долл/фрт тяги для двигателей Vulcain EKA [1].

Поэтому американские компании TRW и Space X призвали к переходу к двигателям с более низким давлением в камере сгорания, с более простыми циклами, с меньшим количеством деталей, либо с вытеснительной, либо насосной системой подачи топлива как способу снижения стоимости производства двигателей.

Компания TRW начала свою работу по "штыревому" двигателю (LCPE) в 1960-х годах. Самый большой из этих первоначальных двигателей (с тягой 113 тс) имел вытеснительную подачу и был испытан на долгохранимых компонентах топлива при давлении 21 кгс/см² в камере сгорания с абляционным покрытием.

Аналогичные исследования были проведены и в России. Например, в публикациях [2, 3] показано, что для двигателей, выполненных по схеме без дожигания, возможно снижение стоимостных характеристик при одновременном повышении надежности путем снижения температуры генераторного газа.

По анализу данных работ стоит отметить следующее:

1. Энергетические характеристики рассматриваемых двигателей существенно ниже, чем у двигателей конструкции НПО Энергомаш (удельный импульс ниже на ~10%).

2. В материалах отсутствуют обоснования по обеспечению устойчивого процесса горения при рекордно высоком давлении в камере $p_k = 160$ кгс/см² (максимально достигнутое давление на сегодня $p_k = 90$ кгс/см²).

Представляет интерес оценка возможности применения опыта зарубежных фирм в создании камер сгорания, а также в применении камер двигателей, выполненных по окислительной схеме в двигателях открытых схем.

1. Особенности камер сгорания двигателей со штыревой форсункой

В 1970-х годах компания TRW испытала двигатели на топливах кислород-керосин и кислород-пропан с тягой от 0,9 до 22,7 тс при давлении в камере сгорания 21 кгс/см².

В 1990-х годах компания TRW испытала кислородно-водородные двигатели тягой от 7,5 до 18 тс при давлении в камере в диапазоне от 19,6 до 26,6 кгс/см². Эти испытания показали высокую экономичность (коэффициент полноты сгорания до 95%) и устойчивую работу. Неустойчивость процессов горения не наблюдалась в широком диапазоне условий эксплуатации.

В 1995-1996 годах был спроектирован и изготовлен по программе EELV кислородно-водородный двигатель тягой 300 тс путем масштабирования этих первоначальных двигателей.

Так появилась "линейка" двигателей – двигателей со штыревой форсункой (рис. 1 и 2).

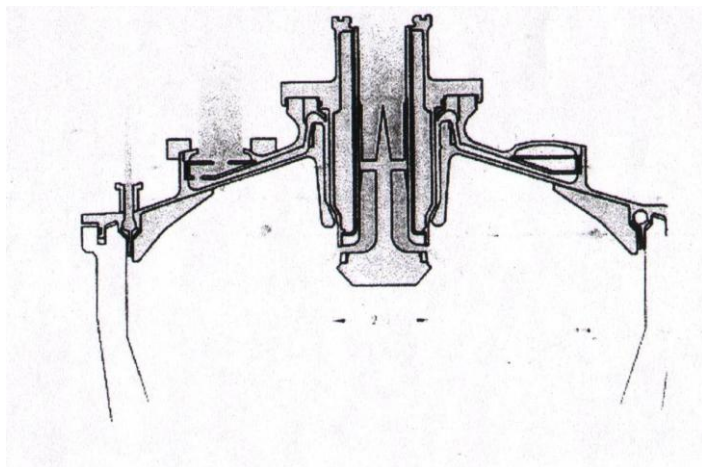


Рис. 1. Штыревая форсунка

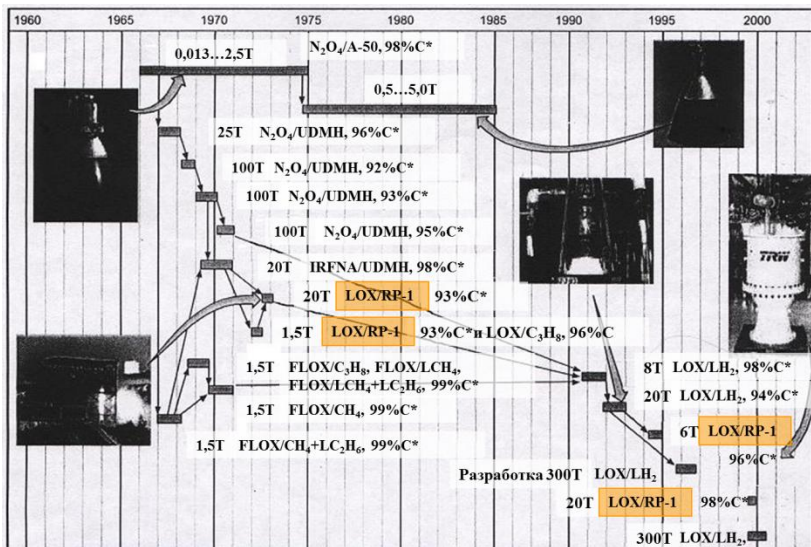


Рис. 2. "Линейка" двигателей TRW

Камеры сгорания со штыревой форсункой имеют принципиальные отличия от традиционных камер сгорания ЖРД.

1.1 Организации процессов смесеобразования и горения

Отличия штыревых камер сгорания от традиционных камер приведены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение традиционных и штыревых камер сгорания

Параметр	Обычная КС	"Штыревая" КС
Впрыск топлива	Распределен по поверхности головки	Направлен в центр камеры сгорания
Характеристики впрыска	Множество пересекающихся струй или плен окислителя и горючего	Радиальные "спицы" окислителя и тонкий "вер" горючего
Траектории капель	По оси камеры	Под большим углом к оси камеры
Рециркуляция в камере	Отсутствует	Две крупномасштабные зоны рециркуляции
Геометрия зоны высвобождения энергии	Однородная по диаметру камеры (способствует возникновению акустической неустойчивости)	Радиально – варьлируемая с зонами различных свойств газа (предотвращает акустическую неустойчивость)
Камера для максимальной эффективности горения	Относительно короткая, с небольшим сужением	Относительно длинная, с большим сужением

1.2 Обеспечение устойчивого горения

Обстоятельства, объясняющие устойчивость горения в камерах сгорания со штыревой форсункой:

- недостаток энергоснабжения на любой из всех возможных акустических частот;
- неиспарившиеся капли жидкости в рециркулирующих потоках диссипируют акустическую энергию;
- зоны с изменяющейся скоростью звука в камере сгорания рассеивают и поглощают акустические волны перед возникновением резонанса.

1.3 Способ охлаждения

Используется абляционное охлаждение. Материалы покрытий: тантал, вольфрам. Применяемые конструкционные материалы: рений, ниобий.

1.4 Экономичность

Особенности организации рабочего процесса (наличие обширных рециркуляционных зон) даже при значительном увеличении объёма реакционного пространства камеры не могут обеспечить полноту сгорания, достигнутую в традиционных камерах сгорания (91...93% в сравнении с 97...98%).

2. Характеристики "линейки" двигателей со штыревой форсункой

Назначение: от подруливающих устройств до мощных маршевых двигателей.

Диапазон тяг: от 2 кгс до 300 тс;

Имеется возможность использования любых комбинаций топлив и глубокого регулирования (до 20-ти раз).

Двигатели со штыревой форсункой имеют следующие преимущества:

- простота конструкции;
- надежность;
- стоимость.

Обеспечение вышеприведенных преимуществ достигается за счет значительного увеличения габаритов камеры сгорания и, соответственно, массы по сравнению с традиционными ЖРД.

Можно ли устранить указанный недостаток, применив камеру сгорания с традиционной форсуночной схемой смесеобразования, обеспечив при этом относительно низкие параметры (давление в камере, давление компонентов на выходе насосов)?

Опыта современных разработок таких двигателей практически нет, так как в последнее время создавались только двигатели по схеме с дожиганием генераторного газа.

Поэтому сравнение можно провести только с 4-х камерным двигателем РД-111 разработки 60-х годов прошлого века, выполненного по схеме без дожигания на компонентах O_2 +керосин с давлением в камере сгорания 80 кгс/см^2 и с пустотной тягой – 41,5 тс.

Камера сгорания этого двигателя имеет расходонапряженность (массовый расход, отнесенный к площади форсуночной головки), близкую к двигателю TRW – $86,4 \text{ г/с}\cdot\text{см}^2$ и $55 \text{ г/с}\cdot\text{см}^2$ соответственно.

Однако камеры сгорания, выполненные по этой схеме, при увеличении масштаба тяги двигателя и давления в камере склонны к возникновению высокочастотной неустойчивости.

Так в работе [4] показано влияние различных параметров на возникновение высокочастотной неустойчивости. Показано, что с увеличением давления в камере характеристическое время горения уменьшается и проявляется склонность к возникновению высокочастотной неустойчивости.

Многолетний опыт разработок ЖРД, выполненных по схеме без дожигания, показывает, что обеспечение устойчивого процесса горения представляет собой сложную и не всегда успешно решаемую задачу.

Поиск вариантов форсунок, схем смесеобразования, конструкции антипульсационных перегородок и других устройств, способствующих устойчивости процесса горения, занимает основное время отработки двигателя и ведет к значительным финансовым затратам.

Поэтому ожидать заметного экономического эффекта от применения камер сгорания со схемой смесеобразования без дожигания не приходится.

Совсем другое положение с современными камерами сгорания с дожиганием генераторного газа.

В работе [4] указано, что в случае впрыска одного из компонентов в газообразном состоянии (схема газ – жидкость)

уменьшается время подготовительных процессов, что способствует увеличению устойчивости к высокочастотным колебаниям.

Предлагаемое в работе использование газификатора позволяет значительно повысить давление и обеспечить устойчивый рабочий процесс в камере сгорания.

3. Оценка совершенства камер сгорания с дожиганием генераторного газа в сравнении с камерой сгорания со штыревой форсункой компании TRW

В табл. 2 сравниваются параметры двигателя РД193 и "штыревого" двигателя TRW.

Организация процесса горения в камерах сгорания конструкции НПО Энергомаш обеспечивает расходонапряженность на порядок выше, чем у "штыревого" двигателя TRW, без потери устойчивости к высокочастотным колебаниям.

Таблица 2

Сравнение параметров

Наименование параметра	Двигатель РД193	Двигатель TRW
Тяга, тс	~200 тс	~300 тс
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	260	до 27
Диаметр, м	2 м	4,5м
Высота, м	3,8м	5,4м (без сопла-насадка)
Камера сгорания		
Диаметр цилиндра, м	0,4	1,5
Длина до критического сечения, м	~0,65	2,52
Расходонапряженность, г/с·см ²	550	55

Для наглядности разницы в габаритах сопоставлены две камеры (рис. 3): слева – штыревая камера двигателя TRW; справа – камера двигателя РД193.

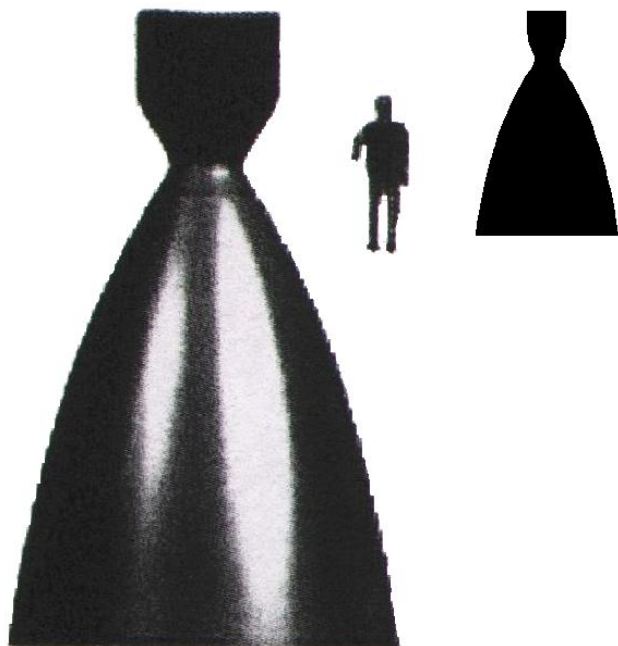


Рис. 3. Сравнение габаритов камер двигателя РД193 (справа) и двигателя фирмы TRW

Сопоставление камер сгорания конструкции НПО Энергомаш и камер сгорания со штыревой форсункой, наглядно показывает, что камеры сгорания конструкции НПО Энергомаш имеют существенное преимущество по массе, габаритам.

Из-за разницы в габаритах будет разница и в весовых характеристиках. Предположительно камеры сгорания конструкции НПО Энергомаш в 10 раз легче аналогичных камер сгорания со штыревой форсункой.

На обеспечение устойчивости процессов горения двигателей с дожиганием генераторного газа следует обратить особое внимание.

1) В камерах сгорания двигателей 11Д43, 14Д14 и 14Д14М конструкции НПО Энергомаш, работающих на высококипящих компонентах топлива и выполненных по схеме с дожиганием, с начала эксплуатации (с 1965 года более 400 летных пусков) не наблюдалось случая неустойчивого горения.

2) В камерах сгорания двигателей РД171(171М), РД180 и РД191, работающих на низкокипящих компонентах топлива и выполненных по схеме с дожиганием, за период длительной эксплуатации также не имело место неустойчивое горение.

В связи с этим стоит задача: при переходе к схемам без дожигания использовать прорывные решения по камерам сгорания схем с дожиганием:

- высокая экономичность;
- минимальные массогабаритные характеристики;
- устойчивость процессов горения.

К ним относится создание устройства, которое с высокой степенью надежности и при малых энергетических затратах газифицирует один из компонентов топлива. Это и является целью данного исследования.

4. Предложение авторов

Использование схем без дожигания генераторного газа (БДГГ) ограничено относительно низкими энергетическими параметрами двигателей (табл. 3). В первую очередь, это связано с ограничением величины давления в камере сгорания двигателя. Из табл. 3 видно, что удельный импульс камер двигателей, выполненных по схеме БДГГ, на 10 – 15% меньше, чем у двигателей с дожиганием генераторного газа (ДГГ). Как указано выше, одним из главных препятствий в достижении высоких значений давления в камере сгорания, является обеспечение её устойчивости к высокочастотным колебаниям.

Таблица 3

Энергетические параметры двигателей конструкции
НПО Энергомаш

Двигатель	РД-107	РД-111	РД-120	РД-171М
Тяга двигателя на земле, тс	83,7	143,5	–	740
Тяга двигателя в пустоте, тс	102	166,0	93,0	806
Удельный импульс двигателя на земле, сек	256,0	275,0	–	309,5
Удельный импульс двигателя в пустоте, сек	313,0	317,0	350,0	337,2
Тяга одной камеры на земле, тс	19,2	35,4	–	185
Тяга одной камеры в пустоте, тс	23,4	40,7	93,0	201,5
Удельный импульс камеры на земле, сек	263,4	280,5	–	309,5
Удельный импульс камеры в пустоте, сек	320,3	321,9	350,0	337,0
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	59,7	80,0	181,6	250,0
Относительная расходонапряженность, г/(с·кгс)	0,84	1,08	1,82	2,12

Одним из параметров, на который опираются при выборе размеров камеры сгорания, является относительная расходонапряженность:

$$\bar{q} = \frac{\dot{m}}{F_u \cdot p_k},$$

где p_k – давление в камере сгорания; F_u – площадь сечения цилиндра камеры сгорания; \dot{m} – массовый расход через камеру сгорания.

Опыт разработок показывает, что для двигателей, выполненных по схемам без дожигания, значение относительной расходонапряженности составляет 1 г/(с·кгс), а для схем с дожиганием находится на уровне 2 г/(с·кгс). Превышение указанных

значений расходонапряженности приводит к необходимости проведения дополнительных, трудоемких, мероприятий по организации устойчивой работы камеры сгорания.

На рис. 4 для сравнения приведены профили камер двигателей РД-111 и РД171М. Видна существенная разница в размерах камер сгорания.

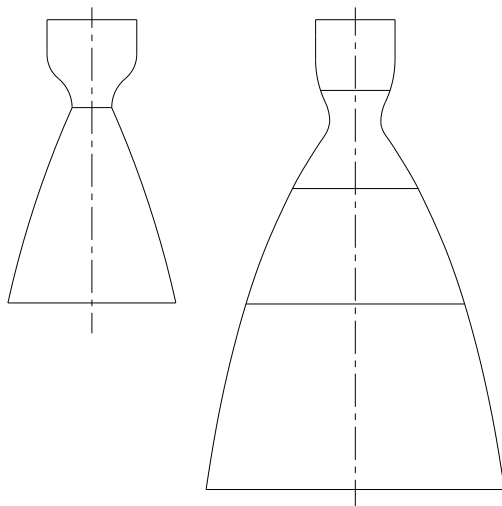


Рис. 4. Сравнение геометрических размеров камер сгорания двигателей РД-111 (слева) и РД171М

В вопросах газогенерации в НПО Энергомаш получены обнадеживающие результаты. Созданы газогенераторы с уникальными характеристиками [5]:

- по устойчивости процессов газогенерации;
- по минимизации габаритов и массы;
- по равномерности температурного поля;
- по рабочему диапазону температур генераторного газа.

Успехи в вопросах газогенерации могут обеспечить надежный процесс испарения одного из компонентов топлива при минимальных энергетических затратах (перепадах давления), минимальном весе и габаритах генератора-испарителя.

Применение генератора-испарителя позволит использовать камеры сгорания схем с дожиганием в двигателях, выполненных по схемам без дожигания [6].

При этом будет возможным достижение параметров камер двигателей с дожиганием: по давлению в камере сгорания, расходонапряженности, экономичности, массогабаритным характеристикам и др.

Теперь приведем для сравнения параметры камеры сгорания двигателя РД-111 при одновременном повышении давления в камере сгорания и установки перед форсуночной головкой генератора-испарителя (рис. 5). Из представленного сравнения видно существенное улучшение массогабаритных характеристик камеры сгорания. При этом удельный импульс в пустоте увеличивается с 321,9 сек до 335 сек.

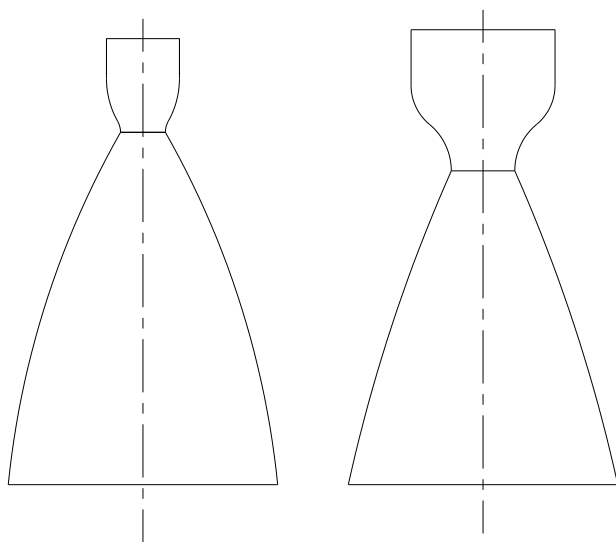


Рис. 5. Сравнение камер тягой 40 тс с давлением в камере 80 кгс/см^2 (справа) и 160 кгс/см^2 с генератором-испарителем

На рис. 6 и 7 приведены возможные схемные решения проведения газификации одного из компонентов в двигателе без дожигания как с окислительным, так и с восстановительным генераторным газом для привода турбины [7].

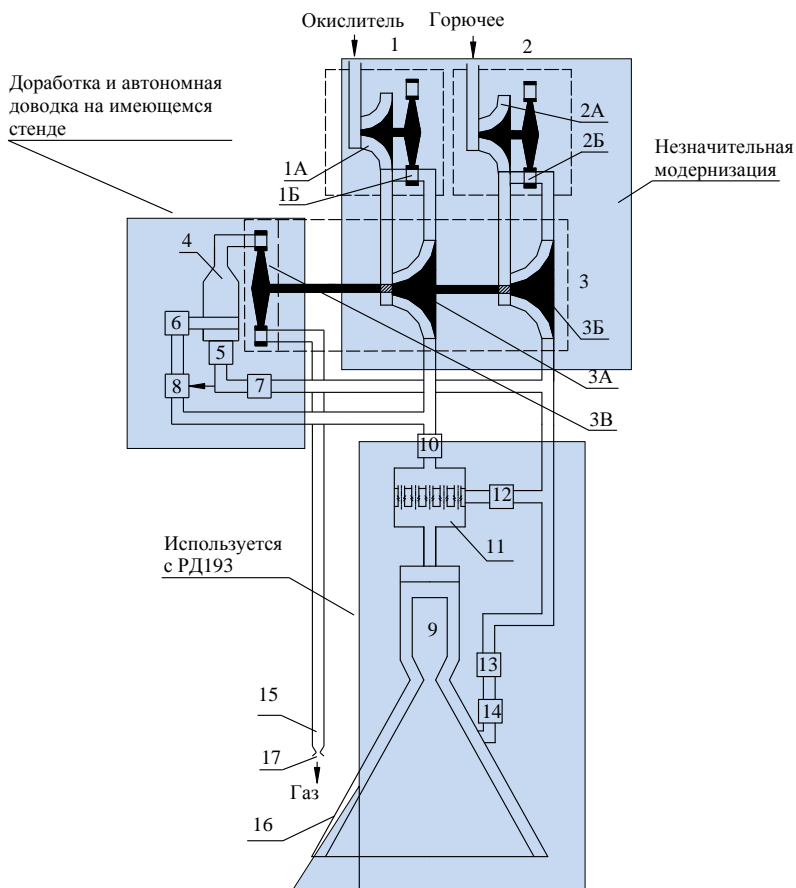


Рис. 6. Принципиальная схема двигателя (без дожигания окислительного генераторного газа): 1 – бустерный насосный агрегат окислителя (БНАО); 1А – насос БНАО; 1Б – турбина БНАО; 2 – бустерный насосный агрегат горючего (БНАГ); 2А – насос БНАГ; 2Б – турбина БНАГ; 3 – турбонасосный агрегат (ТНА); 3А – насос окислителя; 3Б – насос горючего; 3В – газовая турбина; 4 – газогенератор (ГГ); 5 – клапан горючего ГГ; 6 – клапан окислителя ГГ; 7 – регулятор; 8 – стабилизатор; 9 – камера; 10 – клапан окислителя газификатора; 11 – газификатор; 12 – клапан горючего газификатора; 13 – дроссель; 14 – клапан горючего камеры; 15 – выхлопная труба; 16 – сопло камеры; 17 – выхлопное сопло

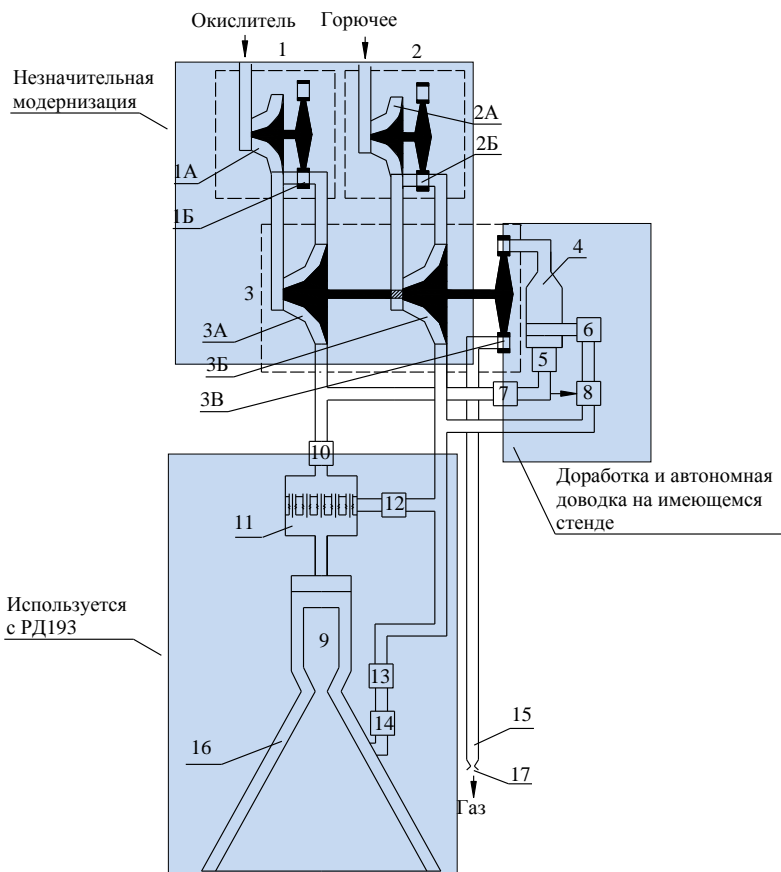


Рис. 7. Принципиальная схема двигателя (без дожигания восстановительного генераторного газа): 1 – бустерный насосный агрегат окислителя (БНАО); 1А – насос БНАО; 1Б – турбина БНАО; 2 – бустерный насосный агрегат горючего (БНАГ); 2А – насос БНАГ; 2Б – турбина БНАГ; 3 – турбонасосный агрегат (ТНА); 3А – насос окислителя; 3Б – насос горючего; 3В – газовая турбина; 4 – газогенератор (ГГ); 5 – клапан окислителя ГГ; 6 – клапан горючего ГГ; 7 – регулятор; 8 – стабилизатор; 9 – камера; 10 – клапан окислителя газификатора; 11 – газификатор; 12 – клапан горючего газификатора; 13 – дроссель; 14 – клапан горючего камеры; 15 – выхлопная труба; 16 – сопло камеры; 17 – выхлопное сопло

В заключение стоит отметить, что исходя из экономии временных и финансовых ресурсов двигатель без дожигания целесообразнее всего разрабатывать с заимствованием максимального объема материальной части существующих двигателей с дожиганием, а именно, камеры, газогенератора, бустерных насосов, агрегатов автоматики и др.

Вариант камеры двигателя РД191 с генератором-испарителем представлен на рис. 8.

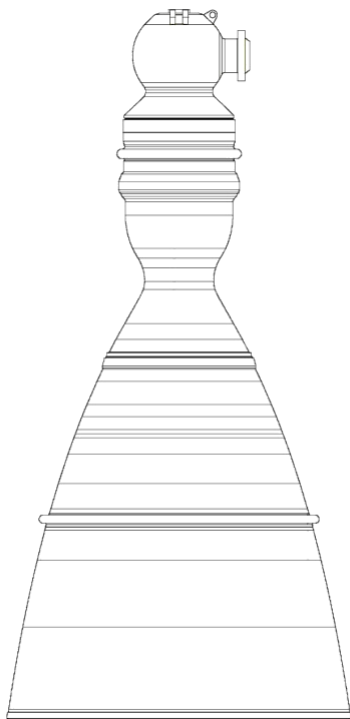


Рис. 8. Камера с генератором-испарителем

Выводы

1. Преимущества применения штыревых головок из-за их конструктивной простоты сопровождаются существенными недостатками, в первую очередь, меньшей расходонапряженностью продуктов сгорания в камере, что в разы увеличивает размеры камер и ограничивает их применение для двигателей высоких тяг.

2. При разработке двигателей по схеме без дожигания генераторного газа имеется возможность использования отработанных и энергоэффективных камер сгорания двигателей схем с дожиганием за счёт установки по линии одного из компонентов топлива газификатора. Как следствие, возможно достичь высоких параметров камеры: давления, экономичности, расходонапряженности и др. Однако, схема без дожигания остается со своим основным недостатком – большими потерями на выброс турбогаза.

Литература

1. TRW LCPE 650 Klbf LOX/LH2 Test Results K. Gavitt, T. Mueller, T. Wang, H. Thorn, C. Murphy and J. Weede TRW Space&Technology Division, Redondo Beach, California 90278.

2. Кузин А.Н., Лозин С.Н. и др. Исследования ГКНПЦ им М.В. Хруничева по обеспечению требуемой размерности маршевых ЖРД многоразовой первой ступени МРКС-1// Авиакосмическая техника и технология. 2010. №1. С.13-18.

3. Ефимочкин А.Ф., Рачук В.С., Шостак А.В. Жидкостный ракетный двигатель для многоразовой ракетно-космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2010. №4. С.26-36.

4. Неустойчивость горения в ЖРД. Под ред. Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона. Пер. с английского. М.: Мир, 1973. 809 с.

5. Аджян А.П., Рахманин В.Ф. Эволюция развития газогенераторов жидкостных ракетных двигателей. Научно-техн. журнал Двигатель №2(68). 2010 г.

6. *Аджян А.П., Асташенков Н.Н.* и др. Газификатор для жидкостного ракетного двигателя открытой схемы. Патент на полезную модель. F02K9/48 (2006/01)/ RU. 126376.U1.

7. *Аджян А.П., Буканов В.Т., Асташенков Н.Н.* и др. Жидкостный ракетный двигатель открытой схемы. Патент на изобретение №2459970.

Поступила 15.08.2014 г.