

УДК 621.454.2:629.76

Н.Д. КОВАЛЕНКО, Г.А. СТРЕЛЬНИКОВ, Г.Н. КОВАЛЕНКО

*Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, Украина***НОВАЯ СХЕМА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ
С ДОЖИГАНИЕМ ВЫХЛОПНОГО ГАЗА ТУРБИНЫ**

Рассматривается новая схема жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с дожиганием выхлопного генераторного газа турбины в сверхзвуковой части сопла камеры двигателя. Показаны преимущества предложенной организации процесса дожигания генераторного газа в двигателях с высокой степенью расширения газа в сопле по сравнению с процессом в двигателях традиционных («открытой» и «замкнутой») схем. Представлены различные схемы подачи окислителя с соплом, позволяющие повысить эффективность процесса дожигания генераторного газа в сверхзвуковом потоке газа на стенке сопла.

жидкостный ракетный двигатель верхней ступени ракеты, сверхзвуковое сопло большой степени расширения, кольцевой вдув отработанного генераторного газа турбины, впрыск окислительного компонента топлива, удельный импульс двигателя

Введение

В настоящее время, когда ракетное двигателестроение, казалось бы, исчерпало свои возможности по дальнейшему повышению энергомассовых и функциональных характеристик, остается актуальным поиск новых нестандартных решений по организации процессов и созданию новых компоновок двигателей.

Авторы рассматривают необычное сочетание возможностей «замкнутой» и «открытой» схем ЖРД с дожиганием отработанного на турбине генераторного газа, позволяющее реализовать их преимущества, и практически исключив недостатки каждой из них в отдельности.

Предлагаемое авторами решение наиболее рационально для реализации в схемах двигателей верхних ступеней ракет, имеющих сопла с относительно большой степенью расширения. В частности рассматриваемый ЖРД с дожиганием восстановительного генераторного газа может использоваться в качестве маршевого двигателя верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков космических аппаратов.

Преимущества и недостатки известных способов подачи в камеру двигателя отработанного

на турбине генераторного газа. Из различных источников, в частности [1 – 3], известны способы дожигания отработанного на турбине газа ЖРД с турбонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания.

Наибольшие преимущества имеют и нашли широкое применение так называемые «закрытые» схемы двигателя с дожиганием отработанного генераторного газа турбины турбонасосного агрегата (ТНА) в его основной камере сгорания. В таком двигателе один из компонентов топлива полностью подается в газогенератор и сжигается с другим компонентом при соотношении, которое обеспечивает процесс в газогенераторе и необходимую для турбины температуру генераторного газа.

Отработанный на турбине генераторный газ поступает в камеру сгорания и дожигается в ней при некотором оптимальном соотношении компонентов топлива, близком к стехиометрическому [3].

Организация такого процесса в двигателе дает существенный выигрыш в его удельном импульсе по сравнению с процессом в схеме двигателя «открытой» схемы, в котором относительно низкотемпературный газ после турбины направляется в выхлопные сопла [1, 2] или вдувается в сверхзвуковую

часть сопла [4]. Недостатком дожигания генераторного газа непосредственно в камере двигателя является то, что один из компонентов топлива перед поступлением в камеру двигателя подается полностью в газогенератор, давление в котором приблизительно в 1,5 раза больше чем в камере сгорания. Т.е. такая схема двигателя требует большерасходного газогенератора с большим давлением в нем.

В связи с этим более сложными и массоёмкими становятся насосы, турбина и газогенератор ТНА, газопроводы и топливные трубопроводы. При таком высоком давлении компонентов топлива и генераторного газа резко увеличиваются масса двигателя, объемы, сроки и затраты средств на отработку агрегатов и двигателя в целом.

Двигатели «открытой» схемы – без дожигания в камере отработанного на турбине генераторного газа – более просты и имеют меньшую массу, однако обладают меньшим удельным импульсом в связи с неэкономичным использованием отработанного на турбине газа.

Новый подход к организации процесса дожигания отработанного на турбине генераторного газа

Особенностью предлагаемой схемы (рис. 1) повышения эффективности использования выхлопного генераторного газа (без недостатков «замкнутой» схемы) является организация его дожигания не непосредственно в камере сгорания, а в сверхзвуковой части сопла в условиях низкого давления, примерно в 20 раз меньшего давления в камере сгорания.

Генераторный газ, полученный в газогенераторе 3, рабочее давление в котором приблизительно равно давлению в камере сгорания 1 двигателя, и отработанный на турбине 4 активного типа, из выхлопного коллектора 11 за турбиной 4 направляют в кольцевой коллектор 12 на сверхзвуковой части сопла 2 камеры двигателя. Из коллектора 12 газ вдувается через кольцевую щель Щ в сверхзвуковую часть сопла. Одновременно с кольцевым вдувом

генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла вблизи щели Щ из магистрали 21 подают равномерно распределенный по периметру сопла окислительный компонент топлива в количестве, обеспечивающем соотношение компонентов топлива во вдуваемом в сопло потоке, близком к стехиометрическому для обеспечения полного сгорания генераторного газа в сопле.

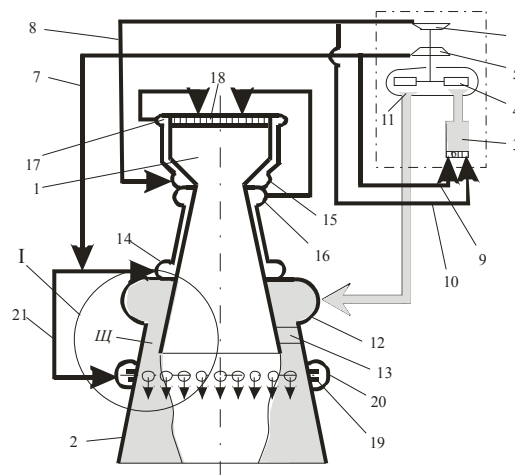


Рис. 1. Предлагаемая схема

Рассмотрены различные возможные варианты совершенствования такого способа организации процесса дожигания генераторного газа, позволяющие обеспечить высокую эффективность дожигания генераторного газа и надежность конструкции сопла.

Предложенные схемы дожигания выхлопного турбинного газа обладают высокими потенциальными возможностями для газодинамического регулирования вектора тяги камеры двигателя путем несимметричного распределения по четвертям (плоскостям стабилизации) сечения сопла расхода вдуваемого выхлопного газа и впрыскиваемого компонента топлива в сверхзвуковой поток сопла. При этом открываются новые перспективы по созданию двигательных установок плотной компоновки.

Эффективным средством повышения полноты дожигания генераторного газа и, таким образом, повышения экономичности двигателя, является использование подогретого в охлаждающем тракте камеры сгорания окислителя, отбираемого из кол-

лктора 16. Дальнейшее повышение полноты дожигания генераторного газа (путем сокращения длины зоны его взаимодействия с окислителем) может быть достигнуто генерированием в окислителе (перед подачей его в сопло) низкочастотных пульсаций давления специальным генератором 22 либо специальной форсункой со встроенным генератором в виде трубки Вентури (рис. 2).

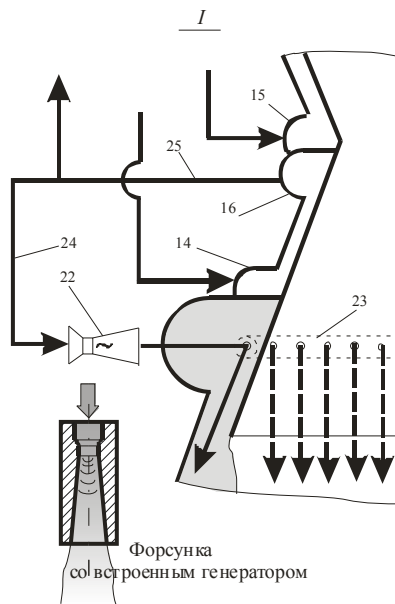


Рис. 2. Повышение полноты дожигания генераторного газа специальной форсункой

С целью повышения полноты дожигания вдуваемого генераторного газа за счет уменьшения относительной скорости струи, которая впрыскивается, форсунки впрыска 19 изготавливаются в ребрах жесткости 13 кольцевой щели Щ (рис. 3).

Выводы

Предложен новый подход к организации использования отработанного на турбине генераторного газа для ЖРД верхних ступеней ракет путем его дожигания в сверхзвуковой части сопла, обладающий преимуществами «открытой» и «замкнутой» схем двигателя без их недостатков, позволяющий повысить энергомассовые и габаритные характеристики ЖРД. Рассмотрены некоторые из возможных вариантов реализации дожигания генераторного газа, повышающие эффектив-

ность его использования, в том числе для регулирования вектора тяги, при сохранении высокой плотности компоновки двигателя.

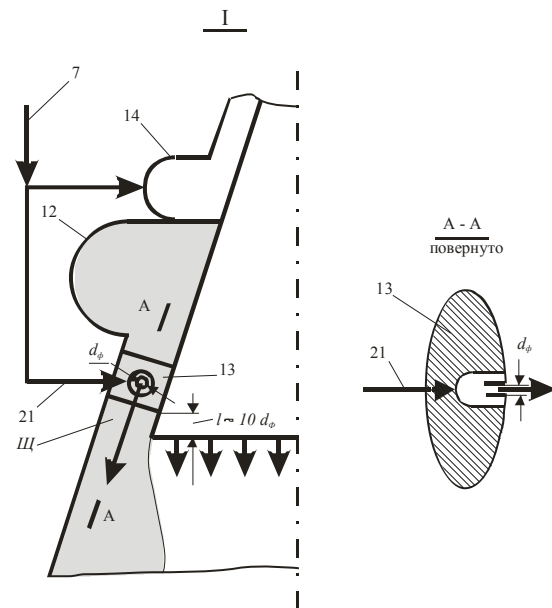


Рис. 3. Повышение полноты дожигания вдуваемого генераторного газа

Литература

1. Алемасов В.Г., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
2. Назаренко В.Ф. Иванов И.И. Конструктор, учёный, организатор // Техническая механика. – 2003. – № 2. – С. 6-17.
3. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. – Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
4. Конюхов С.Н. Украина космическая. Задача удержаться на высокотехнологической орбите // Экспо- 2003, Индустрия Украины. – 2003. – № 4 (29). – С. 38-42.

Поступила в редакцию 31.05.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск.