

УДК 621.454.3

Г. Э. Толочьянц, Н. С. Михайлов, Э. К. Магдин, канд. техн. наук В. В. Оглих

РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ РДТТ НОВОГО ТИПА

Рассмотрены принципиально новые варианты конструкции малогабаритных ракетных двигателей на твердом топливе, предназначенных для управления полетом ракет и космических объектов на основе использования серийного артиллерийского пироксилинового пороха в качестве заряда и дискретно срабатывающих в баллон-ресивер твердотопливных газогенераторов. Предварительные результаты выполненных на ГП «КБ «Южное» проектно-конструкторских и экспериментальных работ показали принципиальную возможность и целесообразность создания двух новых типов перспективных малогабаритных РДТТ. Испытания РДТТ с зарядами из пироксилинового пороха подтвердили возможность создания оптимальной конструкции двигателя только на базе применения специально разработанной методики расчета газодинамической картины течения пороховых газов в камере двигателя с определением поля давлений и скоростей. Такая методика была разработана на базе программного комплекса Ansys. Статья содержит направления дальнейших проектных и экспериментальных работ, выполнение которых обеспечит создание серийных образцов указанных двигателей. Методика расчета внутрибаллистических характеристик, приведенная в данной статье, может быть использована при проектировании и расчетах нового типа микроимпульсных РДТТ со временем работы менее 0,1 с. Также данная статья поможет определить область применения твердотопливных двигательных установок дискретного действия, в пределах которой они имеют преимущество перед газореактивными системами на холодном газе.

Ключевые слова: методика, микроРДТТ, газореактивная система, коэффициент теплоотдачи.

Розглянуто принципово нові варіанти конструкції малогабаритних ракетних двигунів на твердому паливі, призначених для керування польотом ракет і космічних об'єктів на основі використання серийного артилерійського піроксилінового порошу як заряду та твердопаливних газогенераторів, що дискретно спрацьовують у балон-ресивер. Попередні результати виконаних на ДП «КБ «Південне» проектно-конструкторських та експериментальних робіт показали принципову можливість і доцільність створення двох нових типів перспективних малогабаритних РДТТ. Випробування РДТТ з зарядами із піроксилінового порошу підтвердили можливість створення оптимальної конструкції двигуна тільки на базі спеціально розробленої методики розрахунку газодинамічної картини течії порохових газів у камері двигуна з визначенням поля тисків і швидкостей. Таку методику було розроблено на базі програмного комплексу Ansys. У статті показано напрями подальших проектних і експериментальних робіт, виконання яких дозволить здійснити розроблення серийних зразків розглянутих двигунів. Методику розрахунку внутрішньобалістичних характеристик, наведену в цій статті, може бути використано під час проектування та розрахунків нового типу мікроімпульсних РДТТ з часом роботи менше 0,1 с. Також ця стаття допоможе визначити сферу застосування твердопаливних рушійних установок дискретної дії, в якій вони мають перевагу у порівнянні з газореактивними системами на холодному газі.

Ключові слова: методика, мікроРДТТ, газореактивна система, коефіцієнт тепловіддачі.

This article considers essentially new versions of small-sized solid propellant rocket engines (SRE), designed for rocket and spacecraft flight control with serial artillery pyroxiline powder taken as grain and solid-propellant gas generators discretely operating into the receiver.

Preliminary results of design and experimental activities, performed in Yuzhnoye SDO, showed the possibility in principle and practicability to develop two new types of advanced small-sized SRE. Testing SRE with pyroxiline powder grain showed that the optimum design of the engine can be developed only with the application of the specially developed design procedure of the gas-dynamic flow pattern of powder gases in the engine chamber with definition of field of pressure and velocity. Such procedure has been developed based on Ansys software package.

The article describes areas of further design and experimental activities, fulfilment of which will provide development of production models of the described engines.

Intraballistic characteristics design procedure, mentioned in the article, can be used to design new type of micropulse SRE with less than 0.1 s burn time. This article will also facilitate definition of the application area for discrete solid-propellant propulsion systems, where they get the edge over the cold gas gas-jet systems.

Keywords: procedure, microSRE, gas-jet system, heat-transfer factor.

ГП «КБ «Южное» занимается разработкой РДТТ более 50 лет. За это время было создано около ста видов крупногабаритных маршевых и малогабаритных вспомогательных двигателей и пороховых аккумуляторов давления различного назначения. При этом был разработан впервые в мировой практике ракетостроения ряд уникальных по конструкции РДТТ и пороховых аккумуляторов давления (ПАД), экспериментальная отработка которых проходила с преодолением больших трудностей как научно-технического, так и организационного характера. В качестве примера можно привести разработку маршевого двигателя ЗД65 с системой управления вектором тяги, основанной на вдуве в сверхзвуковую часть сопла камерного газа [1], а также разработку ПАДов для минометного старта ракет [2]. В процессе экспериментальной отработки все возникшие проблемы с указанными изделиями были успешно решены, в результате чего были созданы ракетные комплексы, обладающие многими выдающимися достоинствами.

В части малогабаритных вспомогательных РДТТ было создано уникальное большое семейство двигателей (25 наименований) для выброса ложных целей с применением зарядов в виде набора цилиндрических шашек, у которых тонкий слой смесового топлива был нанесен на армирующие стеклопластиковые трубки. Благодаря такой конструкции шашек было достигнуто весьма малое время работы – не более 0,17 с.

В настоящее время на ГП «КБ «Южное» сохранилось новаторское стремление к созданию РДТТ на основе принципиально новых проектно-конструкторских решений, которые позволяют значительно улучшить их габаритно-массовые и энергетические характеристики.

Результаты новаторских проектно-конструкторских и научно-исследовательских работ, проводимых на ГП «КБ «Южное» в двух направлениях, изложены в данной статье.

Разработка малогабаритных импульсных РДТТ со временем работы $\tau \sim 0,02-0,05$ с

Современные тенденции развития ракетной техники и систем управления, в частности, предъявляют высокие требования к динамике создаваемых управляющих импульсов тяги, время действия которых должно находиться в пределах $\tau \sim 0,02-0,05$ с. Достижение такого времени работы двигателя возможно двумя уже известными путями:

- использование быстрогорящего топлива (скорость горения 160-170 мм/с), как в американской ракете «Эринт» [3], и существенное повышение давления в камере сгорания (до 1000 кгс/см²);

- нанесение тонкого слоя смесового топлива на несущие основания, имеющие цилиндрическую форму.

Анализ указанных путей, рассмотренный в [4], показал, что они являются на данном этапе развития ракетного двигателестроения неприемлемыми. В работе [4] был предложен экспериментально опробованный третий путь решения данной задачи за счет применения в качестве зарядов серийных артиллерийских порохов. Экспериментальные исследования, рассмотренные в работе [4], показали принципиальную возможность создания такого двигателя.

В дальнейшем экспериментальные исследования были продолжены с выбранной рецептурой пороха 12/7 ВА, при этом конструкция стендового варианта двигателя была изменена – исключена предсопловая диафрагма, а площадь перфорационных отверстий в центральной трубке была значительно увеличена. Испытания проводились с зарядами различной навески при сохранении внутреннего объема камеры. Испытания показали, что уровень максимального давления в камере сгорания двигателя, в значительной степени определяющий массу корпуса двигателя, зависит от двух основных параметров: массы порохового заряда и площади проходных отверстий в газораспределительном устройстве, состоящем из предсопловой диафрагмы и центральной трубки или только из трубки, или только из диафрагмы.

Испытания показали, что оптимальная конструкция двигателя может быть создана только на базе применения специально разработанной методики расчета газодинамической картины течения пороховых газов в камере двигателя с определением поля давлений и скоростей.

Такая методика была разработана на базе программного комплекса Ansys.

Система дифференциальных уравнений внутренней баллистики при указанных допущениях имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dP}{d\tau} = \frac{1}{W} \left(S\rho uRT_g - AF_{kr}RTP - P\frac{dW}{d\tau} - (k-1)\frac{dQ}{d\tau} \right), \\ \frac{dT}{d\tau} = \frac{RT}{WP} \left(S\rho u(kT_g - T) - (k-1)(AF_{kr}TP + \right. \\ \left. + \frac{P}{R}\frac{dW}{d\tau}) - \frac{k-1}{R}\frac{dQ}{d\tau} \right), \\ \frac{de}{d\tau} = u, \\ u = u_1P^\nu, \\ S = f(e), \\ \frac{dW}{d\tau} = Su, \end{array} \right. \quad (1)$$

где P – давление в камере;
 τ – время работы;
 W – свободный объем двигателя;
 S – поверхность горения заряда;
 ρ – плотность топлива;
 R – газовая постоянная;
 T_g – температура горения;
 A – коэффициент истечения;
 F_{kr} – площадь критического сечения;
 T – температура продуктов сгорания;
 k – показатель адиабаты;
 Q – тепловые потери;
 e – свод горения;
 u – скорость горения;
 u_1 – коэффициент в законе скорости горения;
 ν – показатель степени в законе скорости горения.

В системе уравнений (1) учитываются процессы прихода и расхода массы, освождение объема, связанное с горением и истечением продуктов сгорания, а также изменение температуры продуктов сгорания за счет работы газа. Численное инте-

грирование системы уравнений (1) дает возможность построить кривую давления в камере двигателя по времени его работы.

Однако в некоторых случаях, как например при расчете кривой давления $P(\tau)$ нетеплоизолированных микроимпульсных РДТТ, время работы которых менее 0,1 с, необходимо обязательно учитывать тепловые потери при теплообмене газа со стенками камеры путем введения в исходную систему уравнений внутренней баллистики (1) дополнительного уравнения, учитывающего изменения $dQ/d\tau$ по времени работы.

Для определения текущего по времени количества теплоты, которая уходит в стенки двигателя при его работе, необходимо решить задачу теплоотдачи одновременно с задачей внутренней баллистики. Теплоотдача в РДТТ – это передача энергии в форме тепла от продуктов сгорания топлива к элементам конструкции двигателя. В камере РДТТ теплоотдача осуществляется двумя способами: конвекцией и излучением. Теплоотдача конвекцией преобладает над излучением, поэтому теплоотдачей излучением во многих случаях можно пренебречь. Значение конвективного теплового потока в соответствии с гипотезой Ньютона определяется по формуле [5]

$$q = \alpha(T_0 - T_{ст}) = \frac{\lambda}{\delta} Nu(T_0 - T_{ст}), \quad (2)$$

где α – коэффициент теплоотдачи;
 T_0 – температура продуктов сгорания;
 $T_{ст}$ – температура стенки;
 λ – коэффициент теплопроводности стенки;
 δ – толщина стенки;
 Nu – число Нуссельта.

Температура стенки определяется путем решения дифференциального уравнения теплопроводности. В случае если процесс протекает сотые доли секунды и прогреться успевает только близкий к поверхности теплообмена слой стенки, можно отказаться от решения уравнения теплопроводности, а температуру стенки задавать осредненно. Тогда уравнение (2) можно свести к зависимости, используемой в инженерных расчетах [7],

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha(T_0 - T_{ст})F_T, \quad (3)$$

где F_T – расчетная площадь поверхности теплообмена.

Входящий в формулы (2), (3) коэффициент теплоотдачи α (или число Нуссельта Nu) трудно определить теоретически, а экспериментальные данные по теплообмену в РДТТ весьма малочисленны. Вследствие этого при расчете теплообмена в РДТТ коэффициент теплоотдачи часто определяют по имеющимся в литературе эмпирическим зависимостям для условий обтеканий тел простой формы (пластина, труба, цилиндр, сфера и др.). В импульсных РДТТ с насыпными зарядами картина течения довольно сложная ввиду наличия в камере сгорания таких элементов, как перфорированная трубка и насыпки пороховых элементов. Из-за чего определить коэффициент теплоотдачи в камере импульсного РДТТ аналитически не представляется возможным.

Учитывая вышеизложенное, определим коэффициент теплоотдачи на стенке численно с использованием пакета Ansys CFX, который позволяет определять коэффициент теплоотдачи на стенке без моделирования нагрева самой стенки. Возможности Ansys CFX для определения коэффициента теплоотдачи показаны в статье [8]. Для этого в пакете Ansys CFX построим трехмерную модель стационарного течения однофазного потока продуктов сгорания для характерных точек работы двигателя. Насыпку пороховых элементов будем имитировать при расчете как пакет сфер со следующими допущениями:

- объем сферического элемента соответствует объему порохового элемента (т.е. свободный объем при пакете сфер соответствует реальным условиям работы);
- сферические элементы уложены в камере двигателя равномерно.

Расчет проведем для шести моментов времени работы двигателя, а именно:

- четыре точки на участке набора давления, соответствующие 0; 0,2; 0,4 и 0,6 мм по своду;
- две точки на участке спада, соответствующие 0,7 и 0,9 мм по своду.

При этом на участке спада будем проводить расчет из условия отсутствия в камере пороховых элементов, так как догорающие остатки существенно не влияют на течение у стенки. Для расчета построим 3D-модели свободных объемов для всех характерных точек, как показано на рис. 1 (для наглядности приведены рисунки только для начального момента времени и для конца работы двигателя). Расчетная сетка генерируется в стандартном пакете Ansys ICEM CFD, который интегрирован в рабочую среду Ansys(CFX). Сетка состоит из 1 254 968 элементов, размер элемента 1 мм.

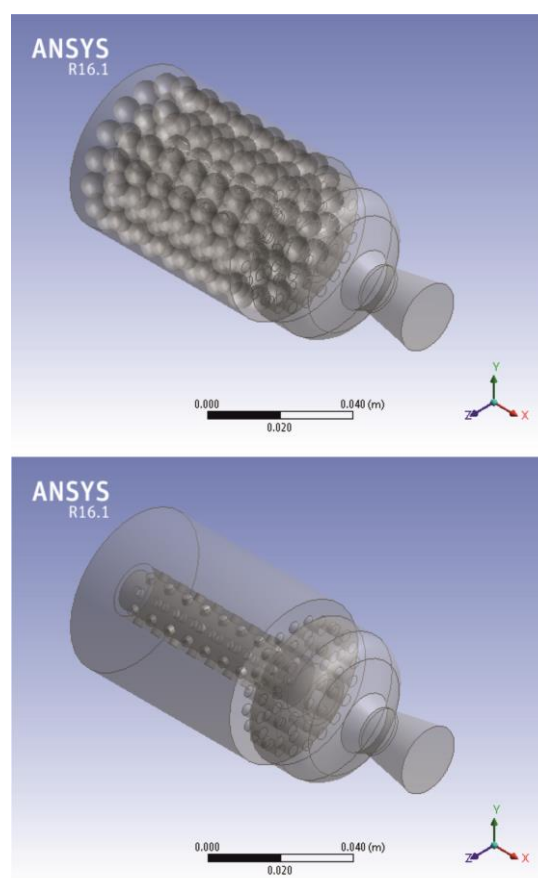


Рис. 1. Внутренний свободный объем двигателя

Поверхности сфер задаются как плоскости входа с граничным условием секундного массового расхода от расчетной поверхности горения для данной точки по своду, определенного для средней по времени работы скорости горения. Поверхность среза сопла задается как плоскость выхода с граничным условием среднего статического давления на срезе сопла. На остальных поверхностях задается условие «прилипания». В качестве рабочего тела задается газ.

При моделировании турбулентности применяется модель переноса касательных напряжений Shear-Stress Transport (SST). Суть модели SST состоит в том, что уравнения движения преобразуются в уравнения, учитывающие влияние флуктуации средней скорости (в виде турбулентной кинетической энергии) и процесса уменьшения этой флуктуации за счет вязкости (диссипации). В данной модели решаются два дополнительных уравнения для переноса кинетической энергии турбулентности и переноса диссипации турбулентности. В статье [9] показано, что при моделировании течений с большим градиентом скорости именно модель SST дает наилучшую сходимость результатов. Кроме того, данная модель хорошо описывает течение в пристеночном слое, что важно при расчете коэффициента теплоотдачи, а также не требовательна к ресурсам компьютера. Вышеперечисленное подтверждает, что модель SST наиболее применима при проведении инженерных расчетов.

Для моделирования процесса переноса тепла при движении газа используется стандартная модель Total Energy. Суть модели состоит в определении изменений кинетической энергии при движении газа.

В результате определим скорости потока продуктов сгорания для всех характерных точек (рис. 2) и коэффициент теплоотдачи на стенке (рис. 3).

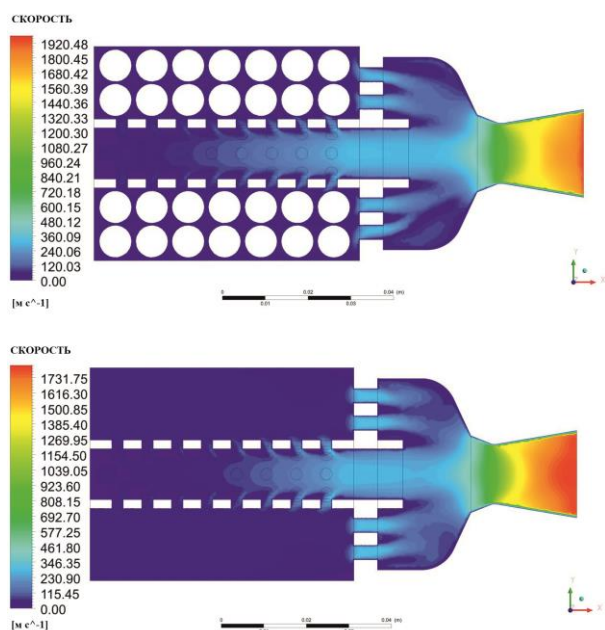


Рис. 2. Внутренний свободный объем двигателя

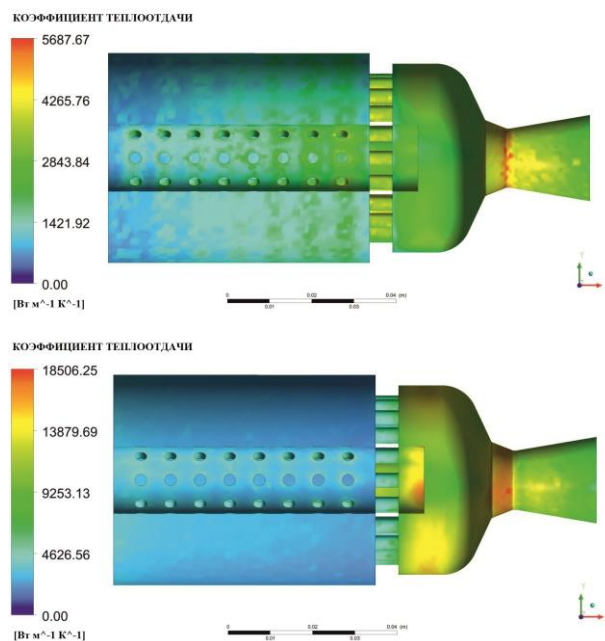


Рис. 3. Коэффициент теплоотдачи на стенке

Коэффициент теплоотдачи для остальных точек свода определим методом линейной интерполяции по своду. Таким образом, мы получили переменный по своду коэффициент теплоотдачи, который можно использовать при расчете переменных по времени работ тепловых потерь.

Далее систему уравнений внутренней баллистики (1) дополним уравнением, учитывающим тепловые потери,

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha F_T (T - T_n), \quad (4)$$

где T_n – начальная температура стенки (для двигателей, время работы которых составляет сотые доли секунды, начальная температура стенки постоянна).

В системе уточненных уравнений учитываются процессы прихода и расхода массы, освобождения объема, связанные с горением и истечением продуктов сгорания, изменения температуры продуктов сгорания за счет работы газа с учетом текущих по времени работ тепловых потерь. Причем коэффициент теплоотдачи определяется как среднеквадратичное по всей поверхности теплообмена, задается в исходных данных в виде массива от свода горения и в процессе расчета интерполируется по шагу интегрирования так же, как и поверхность горения.

Результаты расчета с помощью данной методики приведены на рис. 4.

Наиболее достоверные результаты получены при расчете, в котором учитывается изменение температуры газа в камере. Однако следует отметить, что на участке набора давления давление в камере при расчете на 2-3 МПа выше, чем среднее по результатам опытов. Это объясняется, по-видимому, наличием тепловых потерь за счет теплообмена газа со стенками камеры, максимальные значения которых реализуются в начальный период работы двигателя. В теплоизолированных двигателях эти тепловые потери не реализуются и не оказывают влияния на кривую давления. На рис. 4 приведены расчеты с учетом тепловых потерь, а на рис. 5 – фрагмент максимального давления.

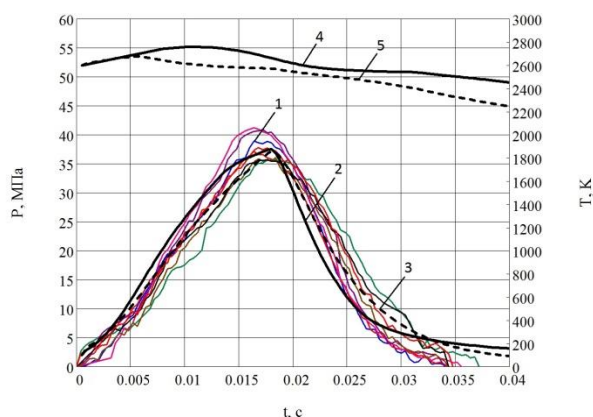


Рис. 4. Изменение давления и температуры газа в камере: 1 – эксперимент; 2 – расчет с учетом изменения температуры; 3 – расчет с учетом тепловых потерь; 4 – расчетная температура газа в камере; 5 – расчетная температура газа в камере с учетом тепловых потерь

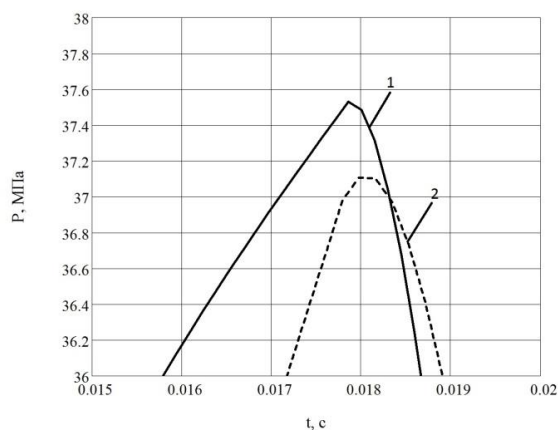


Рис. 5. Фрагмент максимального давления: 1 – расчет с учетом изменения температуры; 2 – расчет с учетом тепловых потерь

Как видно, учет тепловых потерь по предложенной методике позволяет получить кривую давления, которая наиболее близка к экспериментальным данным. До времени работы 0,005 с кривые № 2 и 3 (рис. 4) совпадают, а затем давление (кривая №3) становится меньше за счет оттока тепла в стенки двигателя. Максимальное давление (рис. 5) снизилось с 37,55 (кривая № 1) до 37,1 МПа (кривая № 2).

Твердотопливная двигательная установка ориентации и стабилизации дискретного действия для управления космическими объектами

В настоящее время для управления космическими объектами в полете широко используются газореактивные установки, работающие на холодном сжатом газе, хранящемся в баллоне, которые позволяют сравнительно легко осуществлять дискретный характер их работы [5]. Однако газореактивные установки имеют ряд недостатков, основными из которых являются низкий удельный импульс и завышенные габаритно-массовые характеристики. Эти недостатки наиболее сильно проявляются в установках с большим запасом рабочего тела, для хранения которого требуется баллон увеличенных габаритов и массы.

На ГП «КБ «Южное» прорабатывается идея о возможности замены газореактивной установки на холодном сжатом газе на твердотопливную двигательную установку, в которой для создания тяги используется горячий газ от малогабаритных газогенераторов периодически по мере необходимости срабатывающих в баллон-ресивер (рис. 6). Газогенераторы могут располагаться как внутри баллона-ресивера, так и вне его. Внутреннее расположение зарядов газогенераторов, размещенных в корпусах из теплозащитных материалов более предпочтительно с точки зрения достижения минимальных габаритов и массы двигательной установки, однако требует организации надежной защиты их от нагрева.

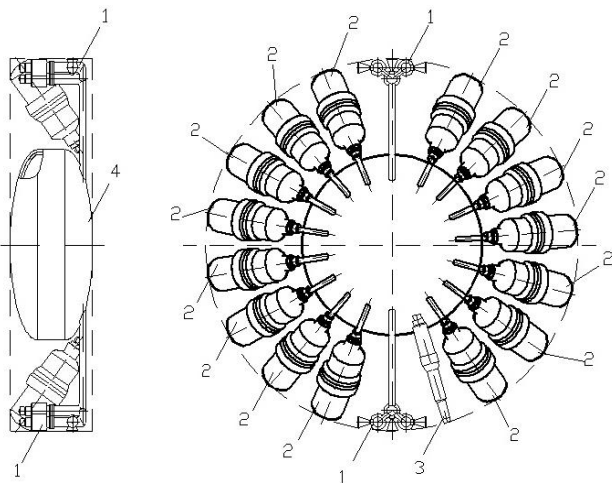


Рис. 6. Компонентная схема двигательной установки с набором дискретно-срабатывающих газогенераторов: 1 – клапан-газораспределитель с соплом; 2 – газогенератор; 3 – клапан-регулятор давления; 4 – ресивер

Выполненные проектные проработки двух вариантов двигательной установки ориентации и стабилизации с суммарным импульсом тяги $I_{\Sigma}=4900$ Н·с и временем до 325 с показали [10], что в данном случае твердотопливная установка имеет по сравнению с установкой на холодном газе меньшую на ~30 % массу и меньшие габариты. Такой эффект достигается за счет более высокого удельного импульса горячего газа в отличие от холодного, что позволяет уменьшить запас рабочего тела, а также вследствие большой разницы между объемами баллона-ресивера и баллона с холодным газом, поскольку весь запас рабочего тела хранится в твердом виде и преобразовывается в газ небольшими порциями по мере необходимости. Следует, однако, отметить, что преимущества твердотопливной двигательной установки реализуются не всегда, а только в тех случаях, когда требуется обеспечить большой суммарный импульс тяги. В дальнейшем необходимо проведение в большом объеме как проектно-конструкторских проработок, так и экспериментальных исследований, которые позволят определить область применения твердотопливных двигательных установок дискретного действия, в пределах которой они имеют преимущество перед газореактивными системами на холодном газе.

В процессе выполнения этих проектных и исследовательских работ необходимо решить, в частности, такие вопросы:

- определить, в каких случаях целесообразно внутреннее расположение газогенераторов;
- дать рекомендации по металлическим и теплозащитным материалам, которые будут использоваться в конструкции баллона-ресивера, в том числе определить целесообразность нанесения теплозащиты на его внутреннюю или наружную поверхность;
- определиться с химсоставом низкотемпературного твердого топлива исходя из требования минимального содержания твердых частиц;
- определиться с оптимальной конструкцией клапанных устройств, надежно работающих в горячем газе.

По-видимому, кроме полученных общих рекомендаций по указанным выше вопросам, в каждом конкретном случае необходимо находить свои дополнительные решения, которые позволят создать двигательную установку с оптимальными параметрами.

Выводы

Предварительные результаты выполненных на ГП «КБ «Южное» проектно-конструкторских и экспериментальных работ показали принципиальную возможность и целесообразность создания двух новых типов перспективных малогабаритных РДТТ, предназначенных для управления полетом ракет и космических объектов на основе использования серийных артиллерийских порохов и дискретно-срабатывающих в баллон-ресивер твердотопливных газогенераторов. Указаны направления дальнейших проектных и экспериментальных работ, выполнение которых обеспечит создание серийных образцов указанных двигателей.

Для РДТТ, использующего серийные артиллерийские пороха, разработана методика расчета внутрибаллистических характеристик, которая может быть применена как инструмент для разработки его оптимальной конструкции.

Список использованной литературы

1. Коваленко Н. Д., Кукушкин В. И. Триумф и трагедия системы управления вектором тяги двигателя ЗД65 вдувом камерного газа в сопло // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2014. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное». – С. 97-106.
2. Оглих В. В. и др. Разработка пороховых аккумуляторов давления для минометного старта ракет – важнейшее условие его успешной реализации / В. В. Оглих, В. А. Вахромов, А. С. Кириченко, М. Г. Косенко // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2016. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное». – С. 88-92.
3. Голубев К. С., Светлов В. Г. Проектирование зенитных управляемых ракет. – М.: Изд-во МАН, 2001. – 730 с.
4. Оглих В. В. и др. Экспериментальные исследования возможности создания импульсного РДТТ с малым временем работы/ В. В. Оглих, Г. Э. Толочьянц, Н. С. Михайлов, В. Н. Попков // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2016. – Вып. 2. – Днепр: ГП «КБ «Южное». – С. 30-34.
5. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.
6. Губертов А. М. и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях на твердом топливе / А. М. Губертов, В. В. Миронов, Д. М. Борисов. – М.: Машиностроение, 2004.
7. Кутателадзе С. С. Теплопередача и гидродинамическое сопротивление. – Энергоатомиздат, 1990. 368 с.
8. Щербаков М. А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в Ansys CFX // Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов: Сб. науч. статей. – М.: Науч.-техн. центр им. А. Люльки, 2014.
9. Москвичев А. В. Применимость моделей турбулентности, реализованных в Ansys CFX для исследования газодинамики в щелевом канале ТНА ЖРД. – Воронежский государственный технический университет, 2015.
10. Магдин Э. К., Оглих В. В., Розливан А. Б. Твердотопливная двигательная установка ориентации и стабилизации дискретного действия для управления космическими объектами // Вестн. двигателестроителей. – 2017. – Вып. 2. – С. 108-111.

Статья поступила 12.12.2018