

УДК 621.454.3

В. В. ОГЛИХ, Г. Э. ТОЛОЧЬЯНЦ, Н. С. МИХАЙЛОВ, В. Ф. КУБЛИК

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», Днепр, Украина

РАСЧЕТ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОИМПУЛЬСНОГО УПРАВЛЯЮЩЕГО РДТТ С ВРЕМЕНЕМ РАБОТЫ МЕНЕЕ 0.1 с

В статье рассмотрен вариант конструкции микроимпульсного ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) на основе использования в качестве заряда серийного артиллерийского пироксилинового пороха. Предложена методика расчета внутриваллистических характеристик (ВБХ) микроимпульсных РДТТ с учетом тепловых потерь. При этом задачу внутренней баллистики предлагается решать совместно с задачей теплообмена продуктов сгорания со стенками камеры двигателя, а коэффициент теплоотдачи определять с использованием пакета Ansys CFX, который позволяет определять коэффициент теплоотдачи на стенке без моделирования нагрева самой стенки. Проведены расчеты ВБХ опытного микроимпульсного РДТТ, результаты которых сопоставлены с результатами эксперимента.

Ключевые слова: микроимпульсный РДТТ, артиллерийский порох, коэффициент теплоотдачи

Введение

Современные тенденции развития ракетно-космической техники и систем управления в частности, ставят высокие требования по динамике создаваемых управляющих импульсов тяги. Твердотопливные двигатели управления с клапанными устройствами не всегда могут обеспечить необходимую динамичность импульсов при их достаточно высоких значениях (порядка 100-300 Н·с). В связи с этим возникает необходимость замены двигателя управления на совокупность индивидуальных микроимпульсных РДТТ, к которым предъявляют очень жесткие требования по времени их работы. Время работы такого двигателя должно составлять сотые доли секунды. Создание двигателей с таким временем работы представляет сложную техническую задачу, для решения которой предлагается использовать гранулированные артиллерийские пороха. В статье [1] показаны возможные пути создания микроимпульсного РДТТ с временем работы от 0.02 до 0.05 с и предложена конструкция опытного микроимпульсного РДТТ, который прошел серию огневых стендовых испытаний.

Однако существующие методики расчета не позволяют выполнить достоверные расчеты характеристик двигателя, в котором время протекания переходных процессов соизмеримо со временем его работы. Для более полного описания работы нетеплоизолированных микроимпульсных РДТТ, время работы которых менее 0.1с необходимо учитывать текущие по времени работы тепловые потери при теплообмене продуктов сгорания со стенками каме-

ры. В данной статье предложена методика расчета внутриваллистических характеристик микроимпульсных РДТТ с учетом тепловых потерь, проведены расчеты опытного микроимпульсного РДТТ, результаты которых сопоставлены с результатами эксперимента.

1. Конструкция опытного микроимпульсного РДТТ

Для оценки возможности создания двигателя со временем работы от 0.02 до 0.05 с был спроектирован и изготовлен стендовый двигатель, конструкция которого представлена на рисунке 1, а на рисунке 2 представлена его 3D-модель. Стендовый двигатель был спроектирован исходя из обеспечения выполнения требований, которые приведены в таблице 1.

Таблица 1

Требования к микроимпульсному РДТТ

Характеристика	Значение
Суммарный импульс тяги в пустоте по оси двигателя, Н·с, не менее	150
Время работы на номинальном режиме, с	0.02 – 0.05

Заряд представляет собой кассету, состоящую из короба, внутри которого уложены пороховые элементы. Короб состоит из обечайки, трубки и двух крышек, выполненных из мелкоячеистой сетки и сшитых между собой проволокой из нержавеющей

стали. Назначение сетки – максимально ограничить вылет несгоревших частиц пороховых элементов. Конструкция заряда представлена на рис. 3 и 4, а на рис. 5 представлена форма порохового зерна.

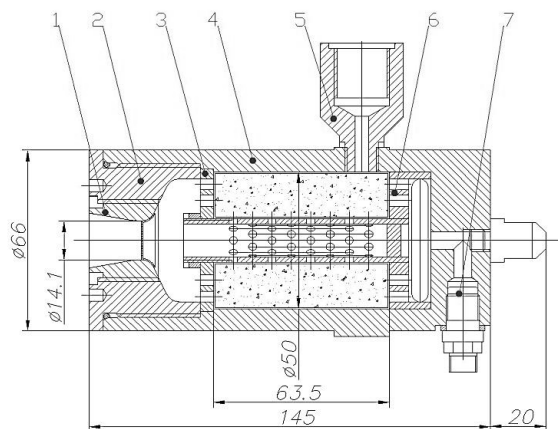


Рис. 1. Конструкция опытного микроимпульсного РДТТ:

1 – сопло; 2 – крышка; 3 – предсопловая диафрагма; 4 – корпус; 5 – штуцер замера давления; 6 – передняя диафрагма; 7 – пиропатрон

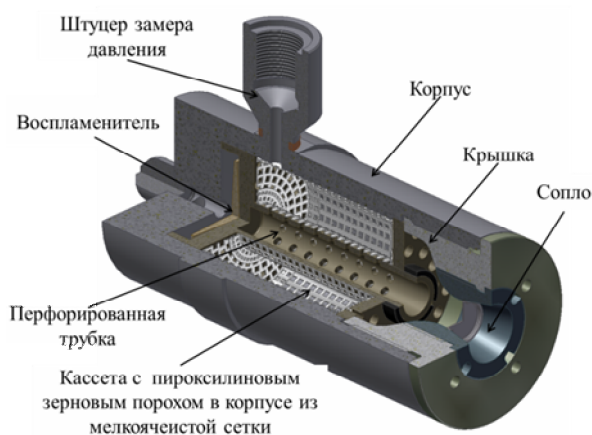


Рис. 2. 3D-модель опытного микроимпульсного РДТТ

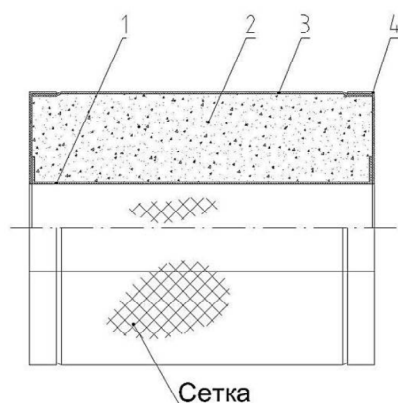


Рис. 3. Конструкция заряда:
1 – трубка; 2 – навеска пороха; 3 – обечайка; 4 – крышка



Рис. 4. Заряд с порохом марки 12/7ВА

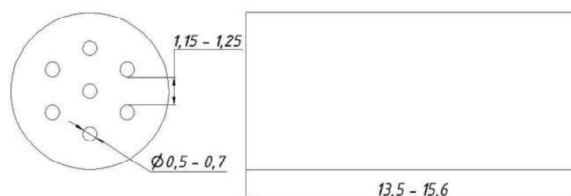


Рис. 5. Форма порохового элемента

Работа предлагаемого импульсного РДТТ осуществляется следующим образом: после срабатывания воспламенителя происходит зажигание пороховых элементов, размещенных в цилиндрическом корпусе из мелкаячеистой сетки вокруг перфорированной трубки. Передняя диафрагма обеспечивает равномерное зажигание пороховых элементов. Продукты сгорания через предсопловую диафрагму и перфорированную трубку истекают в окружающую среду через сопловой блок, создавая тягу.

2. Постановка задачи

Внутрибаллистический расчет определяет изменения давления и температуры в камере сгорания, а также массового расхода продуктов сгорания по времени, и проводится в общем случае с учетом различных факторов, связанных между собой системой дифференциальных уравнений внутренней баллистики. Ввиду особой сложности процессов, происходящих в камере сгорания РДТТ, расчет ВБХ обычно проводится с учетом следующих допущений:

- продукты сгорания даже при наличии в них взвешенных конденсированных частиц рассматриваются как газовая смесь, удовлетворяющая уравнению состояния идеального газа;
- камера сгорания предварительно наполнена

продуктами сгорания воспламенителя до давления устойчивого горения топлива;

- топливо воспламеняется мгновенно по всей поверхности заряда;

- скорость горения одинакова по всей поверхности заряда и зависит только от давления в камере и начальной температуры заряда, эрозионное горение отсутствует;

- топливо горит параллельными эквидистантными слоями;

- задача решается в нульмерной постановке, перепад давления по длине камеры сгорания определяется отдельным газодинамическим расчетом.

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

$$\begin{cases} \frac{dP}{d\tau} = \frac{1}{W} \left(S\rho uRT_g - AF_{kr}RTP - P\frac{dW}{d\tau} - (k-1)\frac{dQ}{d\tau} \right) \\ \frac{dT}{d\tau} = \frac{RT}{WP} \left(S\rho u(kT_g - T) - (k-1)(AF_{kr}TP + \right. \\ \left. + \frac{P}{R}\frac{dW}{d\tau}) - \frac{k-1}{R}\frac{dQ}{d\tau} \right) \\ \frac{de}{d\tau} = u \\ u = u_1 P^\nu \\ S = f(e) \\ \frac{dW}{d\tau} = Su \end{cases}, \quad (1)$$

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, освобождение объема, связанное с горением и истечением продуктов сгорания, а также изменение температуры продуктов

сгорания за счет работы газа. Численное интегрирование системы уравнений (1) дает возможность построить кривую давления в камере двигателя по времени его работы. Если в исходной системе уравнений допустить, что теплообмен продуктов сгорания со стенками камеры отсутствует и температура продуктов сгорания постоянна, то система (1) примет следующий вид:

$$\begin{cases} \frac{dP}{d\tau} = \frac{1}{W} \left(S\rho uRT_g - AF_{kr}RTP - P\frac{dW}{d\tau} \right) \\ \frac{de}{d\tau} = u \\ u = u_1 P^\nu \\ S = f(e) \\ \frac{dW}{d\tau} = Su \end{cases}. \quad (2)$$

На практике расчет давления в камере маршевых и малогабаритных РДТТ обычно производится по еще более простой зависимости, называемой уравнением Бори.

$$P = \left(\frac{Su_1\rho}{AF_{kr}} \right). \quad (3)$$

Уравнение Бори описывает квазистационарный процесс и в большинстве случаев дает результаты близкие к эксперименту. Однако в некоторых случаях, как например расчет, как правило, нетеплоизолированных микроимпульсных РДТТ, время работы которых менее 0.1 с необходимо учитывать нестационарные процессы и тепловые потери при теплообмене газа со стенками камеры путем введения в исходную систему уравнений внутренней баллистики (1) дополнительного уравнения, учитывающего изменения по времени работы слагаемого $dQ/d\tau$.

Для определения текущего по времени количества теплоты, которое уходит в стенки двигателя при его работе необходимо решить задачу теплоотдачи одновременно с решением задачи 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. Величина конвективного теплового потока в соответствии с гипотезой Ньютона определяется формулой [2]:

$$q = \alpha(T_0 - T_{ст}) = \frac{\lambda}{\delta} Nu(T_0 - T_{ст}), \quad (4)$$

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 (4) можно свести к зависимости, используемой в инженерных расчетах[3].

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha (T_0 - T_{ст}) F_T, \quad (5)$$

где F_T - расчетная площадь поверхности теплообмена.

Входящий в формулы (4, 5) 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 в виду наличия в камере сгорания таких элементов как перфорированная трубка и насыпка пороховых элементов. Вследствие чего, определить коэффициент теплоотдачи в камере импульсного РДТТ аналитически не представляется возможным из-за отсутствия в литературе необходимых данных.

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 [4]. 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 точек 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. 6 (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 1254968 элементов, размер элемента 1 мм.

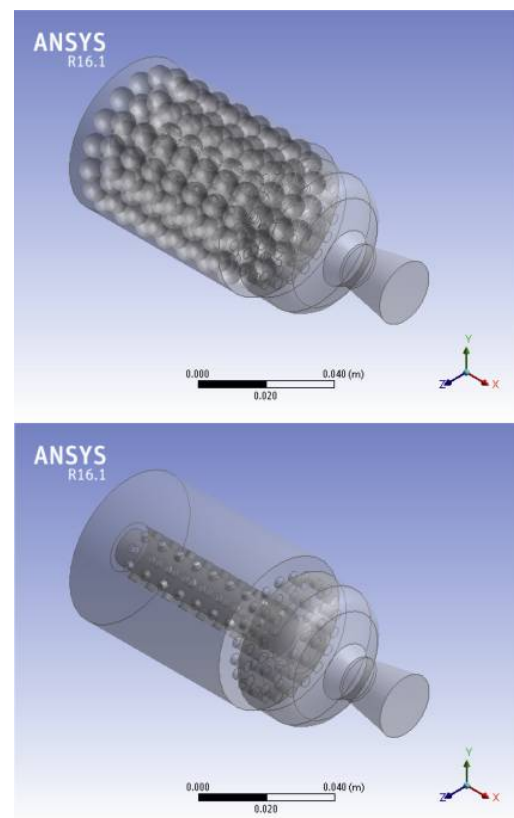


Рис. 6. Внутренний свободный объем двигателя

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

с характеристиками продуктов сгорания, приведенными в таблице 2.

Таблица 2

Термодинамические характеристики
продуктов сгорания

Характеристика	Значение
Температура, К	2500
Молярная масса, кг/кмоль	23.461
Удельная теплоемкость равновесная, кДж/(кг·К)	18.53
Коэффициент динамической вязкости, Н·с/м ²	0.000093
Коэффициент теплопроводности равновесный, Вт/(м·К)	0.217

При моделировании турбулентности применяется модель переноса касательных напряжений Shear-Stress Transport (SST). Суть модели SST состоит в том, что уравнения движения преобразуются к виду, в котором добавлено 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 [5] 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 так же 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. 7) и коэффициент теплоотдачи на стенке (рис. 8).

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 тепловых потерь.

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

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha F_T (T - T_H), \quad (5)$$

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

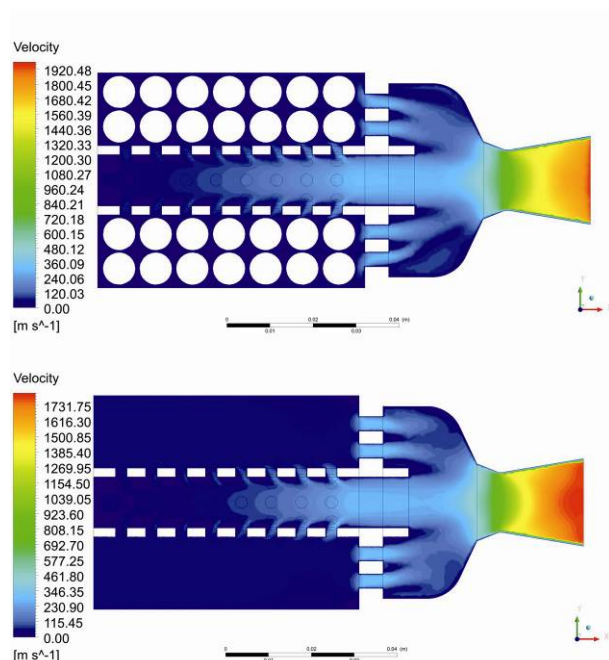


Рис. 7. Внутренний свободный объем двигателя

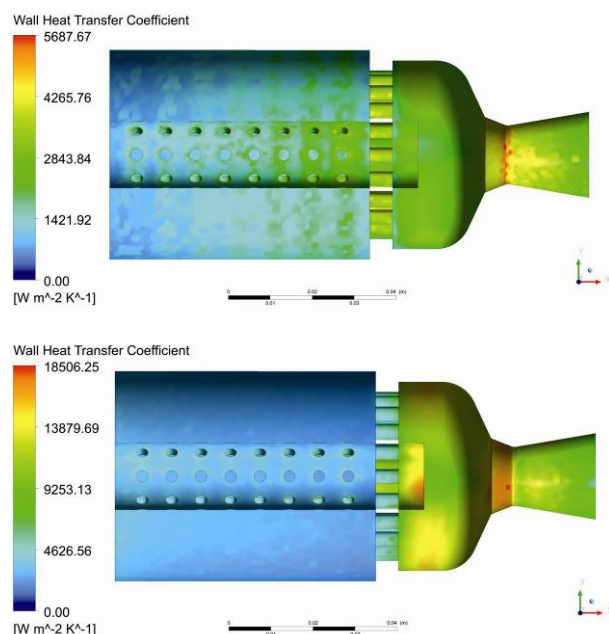


Рис. 8. Коэффициент теплоотдачи на стенке

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 работы тепловых потерь. Причем коэффициент теплоотдачи определяется как среднеквадратичное по всей поверхности теплообмена и задается в исходных данных в виде массива от свода горения и в процессе расчета интерполируется по шагу интегрирования, так же как и поверхность горения. Для решения данной системы уравнений составлена программа на языке C++.

3. Результаты расчета и их анализ

На рис. 9 представлены результаты расчета ВБХ по различным методикам, которые сопоставлены с результатами эксперимента.

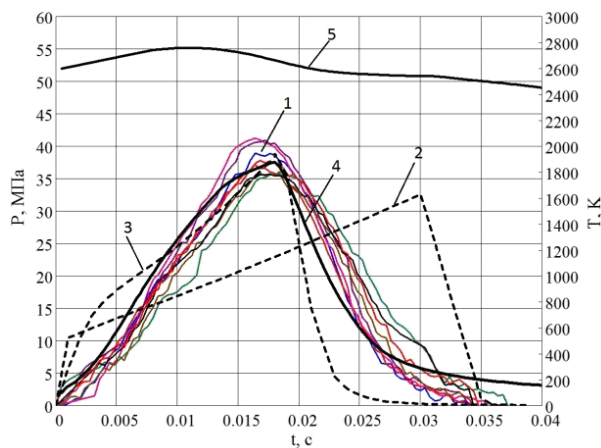


Рис. 9. Результаты расчета давления:
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори; 3 – расчет с постоянной температурой; 4 – расчет с учетом изменения температуры; 5 – расчетная температура газа в камере

В данном случае работа двигателя состоит из двух участков (участок набора давления и участок спада), каждый из которых занимает половину времени работы. Участок установившегося режима отсутствует. Для решения данной задачи уравнение Бори, как видно из рис. 9, не применимо. Результаты расчета № 3 близки к эксперименту, однако, наиболее достоверные результаты получены при расчете № 4, где учитывается изменение температуры газа в камере. Однако следует отметить, что на участке набора давления (кривая № 4) 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 тепло-

вые потери не реализуются и не оказывают влияния на кривую давления. На рис. 10 приведены расчеты с учетом тепловых потерь, а на рис. 11 фрагмент максимального давления.

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. 10) совпадают, а затем давление (кривая № 3) становится меньше за счет оттока тепла в стенки двигателя. Максимальное давление (рис. 11) снизилось с 38.4 МПа (кривая № 1) до 37.8 МПа (кривая № 2).

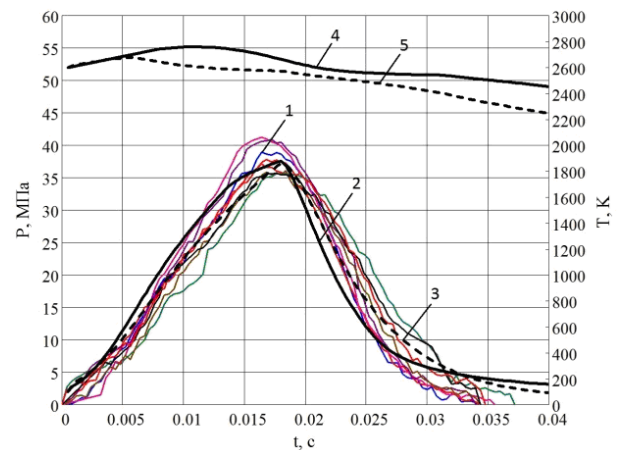


Рис. 10. Изменение давление и температуры газа в камере:

1 – эксперимент; 2 – расчет с учетом изменения температуры; 3 – расчет с учетом тепловых потерь
5 – расчетная температура газа в камере;
6 – расчетная температура газа в камере с учетом тепловых потерь

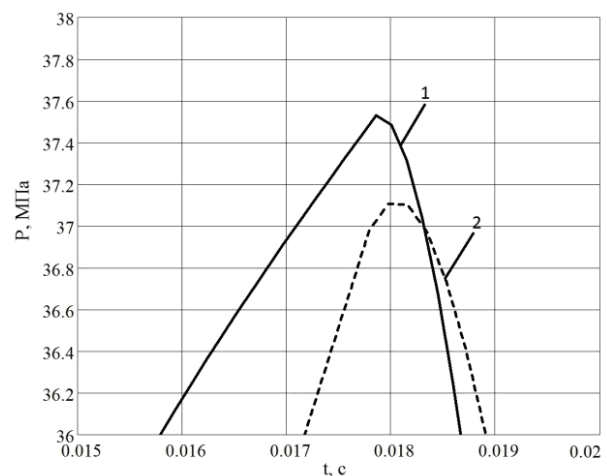


Рис. 11. Фрагмент максимального давления

4. Выводы и рекомендации

1. Анализ показал, что для более полного описания работы двигателей, время работы которых менее 0.1с необходимо учитывать нестационарные процессы прихода и расхода массы, освобождение объема, связанное с горением и истечением продуктов сгорания, а также изменение температуры продуктов сгорания за счет работы газа, а так же тепловые потери при теплообмене газа со стенками камеры путем введения в исходную систему уравнений внутренней баллистики (1) дополнительного уравнения, учитывающего изменения по времени работы слагаемого dQ/dt .

2. Предложена методика расчета внутрибаллистических характеристик импульсных РДТТ с учетом тепловых потерь, которая дает результаты близкие к эксперименту.

3. Предложенную методику рекомендуется применять при расчетах микроимпульсных РДТТ со временем работы менее 0.1с или при расчете не теплоизолированных малогабаритных РДТТ, режим работы которых сильно отличается от стационарного.

Литература

1. Экспериментальные исследования возможности создания импульсного РДТТ с малым временем работы [Текст] / В. В. Оглих, Г. Э. Толочьянц, Н. С. Михайлов и др. // Космическая техника. Ракетное вооружение : науч.-техн. сб. – Днепр, 2016. – Вып. 2. – 106 с.
2. Губертон, А. М. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях на твердом топливе [Текст] / А. М. Губертон, В. В. Миронов, Д. М. Борисов. – М. : Машиностроение, 2004. – 512 с.
3. Кутателадзе, С. С. Теплопередача и гидродинамическое сопротивление [Текст] / С. С. Кутателадзе. – М. : Энергоатомиздат, 1990. – 368 с.

4. Щербаков, М. А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в Ansys CFX [Текст] / М. А. Щербаков // Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов : сб. науч. ст. / Научно-технический центр им. А. Люльки. – М., 2014. – 123 с.

5. Москвичев, А. В. Применимость моделей турбулентности, реализованных в Ansys CFX для исследования газодинамики в целевом канале ТНА ЖРД [Текст] / А. В. Москвичев // Сб. науч. ст. / Воронежский государственный технический университет. – 2015. – С. 156.

References

1. Oglikh, V., Tolochyants, H., Mikhaylov, N., Popkov, V. Eksperimental'niye issledovaniya vozmozhnosti sozdaniya impul'snogo RDTT s malym vremenem roboty [Experimental research to possibility creation pulse SRM with small operation time]. *Space technology. Rocket arms*, 2016. 106 p.
2. Gubertov, M., Mironov, V., Borisov, D. *Gas-dinamicheskkiye i teplofizicheskkiye processy v raketnykh dvigatelyakh na tvordom toplive* [Gas-dynamic and thermal processes into solid rocket motor]. Moscow, Mechanical engineering Publ., 2004. 512 p.
3. Kutateladze, S. S. *Teploperedacha i gidrodinamicheskoye soprotivleniye* [Heat transfer and hydrodynamical resistance]. Moscow, Mechanical engineering Publ., 1990. 368 p.
4. Sherbakov, M. Opredeleniye koeffitsientov teplotdachi pri modelirovanii zadach v Ansys CFX [Definition coefficient of heat transfer of modeling task to Ansys CFX]. *Engine and power installation aircraft*, Moscow, 2014. 123 p.
5. Moskvishchev, A. Primenimost' modeley turbulentnosti, realizovannykh v Ansys CFX dlya issledovaniya gazodinamiki v schelevom kanale TNA ZHRD [Applicability turbulence model implement Ansys CFX for research fissural channel TBA LRE]. *Voronezh state university*, 2015, pp. 156.

Поступила в редакцию 13.04.2017, рассмотрена на редколлегии 12.06.2017

Рецензент: д-р техн. наук, главный конструктор В. И. Кукушкин, РДТТ, Днепр.

РОЗРАХУНОК ВНУТРІБАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МІКРОІМПУЛЬСНОГО УПРАВЛЯЮЧОГО РДТП С ЧАСОМ РОБОТИ МЕНШЕ 0.1 с

В. В. Огліх, Г. Е. Толочьянц, М. С. Михайлов, В. Ф. Кублік

У статті розглянуто варіант конструкції мікроімпульсного ракетного двигуна на твердому паливі (РДТП) на основі використання в якості заряду серійного артилерійського піроксилінового порошу. Запропоновано методику розрахунку внутрібалістичних характеристик мікроімпульсного РДТП з урахуванням теплових втрат. При цьому задачу внутрішньої балістики пропонується вирішувати спільно з задачею теплообміну продуктів згорання зі стінками камери, а коефіцієнт тепловіддачі визначати з використанням пакету Ansys CFX, який дозволяє визначати коефіцієнт тепловіддачі без моделювання прогріву самої стінки. Проведено розрахунки ВБХ дослідного мікроімпульсного РДТП, результати яких зіставлені з результатами експерименту.

Ключеві слова: мікроімпульсний РДТП, артилерійський порох, коефіцієнт тепловіддачі.

CALCULATION INTRABALLISTIC CHARACTERISTICS MICROPULSE SOLID PROPELAND ROCKET MOTOR (SRM) WITH OPERATION TIME LESS 0.1 s***V. V. Oglikh, H. E. Tolochyants, N. S. Mikhaylov, V. F. Kublik***

The article considers a variant of the design of micropulse solid propellant rocket motor (SRM) based on the use of the serial artillery pyroxylin gunpowder as a charge. A method is proposed for calculating the intraballistic characteristics (IBC) of a micropulse SRM with allowance for thermal losses. At the same time, the problem of internal ballistics is proposed to be solved together with the problem of heat exchange of combustion products with the walls of the chamber, and the coefficient of heat transfer is determined using the program Ansys CFX, which allows to determine the heat transfer coefficient without modeling the heating of the wall itself. The calculations of the IBC of the experimental micropulse SRM have been performed, the results of which are compared with the results of the experiment.

Keywords: micropulse SRM, gunpowder, heat transfer coefficient.

Оглих Валерий Викторович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», Днепр.

Толочьянц Геннадий Эдуардович – начальник группы по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», Днепр.

Михайлов Николай Сергеевич – инженер-конструктор 2 кат. по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», Днепр.

Кублик Владимир Федорович – ведущий инженер-конструктор по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», Днепр.

Oglikh Valeriy – Cand. Tech. of Sciences, direct research assistant to designing and working off special small SRM Yuzhnoye State Desing, Dnipro.

Tolochyants Hennadii – head command to designing and working off special small SRM Yuzhnoye State Desing, Dnipro.

Mikhaylov Nikolay – development engineer 2 category to designing and working off special small SRM Yuzhnoye State Desing, Dnipro.

Kublik Vladimir – direct development engineer to designing and working off special small SRM Yuzhnoye State Desing, Dnipro.