

УДК 621.454.3:531.57

- Михайлов Н. С.** инженер-конструктор 2 кат. отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: kolyanlicemer92@gmail.com
- Толочьянц Г. Э.** начальник группы отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: genatol26@gmail.com
- Оглих В. В.** канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: info@dpukrconfiaa.org
- Магдин Э. К.** начальник сектора отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: mapba@ukr.net

РАСЧЕТ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОГАБАРИТНЫХ РДТТ

В настоящее время в обширной технической литературе по теории РДТТ широко освещены различные методы расчета внутрибаллистических характеристик от самого простого в виде общеизвестного уравнения Бори, основанного на предположении равенства прихода и расхода продуктов сгорания твердого топлива, до сложных систем дифференциальных уравнений, учитывающих переменность по времени большого числа параметров, в том числе и температуры газа. Задача внутренней баллистики РДТТ состоит в определении основных характеристик двигателя (давление в камере, секундный массовый расход, тяга и др.) в зависимости от времени его работы. Теория внутренней баллистики РДТТ достаточно хорошо описана в литературе и на основе нее выведено множество инженерных методик расчета характеристик РДТТ. В то же время в литературе совершенно отсутствуют материалы, иллюстрирующие сходимость расчетных данных, полученных по различным методикам, с экспериментом, и рекомендации по их применению в практике проектирования РДТТ.

В статье представлены расчеты внутрибаллистических характеристик (ВБХ), проведенные по различным методикам для существующих малогабаритных РДТТ и ПАД, значительно отличающихся по конструкции и характеристикам. Показано сравнение расчетных и экспериментальных данных и на основе этого сравнительного анализа даны рекомендации по области применимости существующих методик расчетов и необходимости их уточнения. Анализ результатов показал, что в некоторых случаях как, например, расчет ВБХ стартовых ПАД, применение уравнения Бори недопустимо.

Определено, что на отличие расчетного давления в камере РДТТ от экспериментального наибольшее влияние оказывают три параметра: степень прогрессивности, отношение объема камеры к начальному объему заряда и время работы. Для оптимального выбора подходящей методики расчета ВБХ в статье приведены значения соответствующего критерия.

Ключевые слова: малогабаритные РДТТ, методика расчета.

Введение

Задача внутренней баллистики РДТТ состоит в определении основных характеристик двигателя (давление в камере, секундный массовый расход, тяга и др.) в зависимости от времени его работы. Теория внутренней баллистики РДТТ достаточно хорошо описана в литературе [1, 2, 3] и на основе нее выведено множество инженерных методик расчета характеристик РДТТ. Однако, рекомендации по выбору оптимального метода расчета, в каких

случаях и какие факторы стоит учитывать, в литературе отсутствуют.

Цель данной статьи, для существующих малогабаритных РДТТ и ПАД, значительно отличающихся по конструкции и характеристикам, провести расчеты ВБХ по различным методикам и сравнить их с экспериментальными данными и на основе этого сравнительного анализа дать рекомендации по области применения существующих методик расчетов и необходимости их уточнения.

1. Постановка задачи

Внутрибаллистический расчет определяет изменения давления 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 РДГТ, 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 в общем виде имеет следующий вид:

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

- где P – давление в камере;
 τ – время работы;
 W – свободный объем камеры сгорания 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;

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, изменение объема камеры сгорания, связанное с горением заряда, а также изменение температуры продуктов сгорания.

В некоторых случаях можно принять, что температура горения является постоянной, поскольку она довольно слабо изменяется с изменением давления, и отказаться от рассмотрения уравнения энергии. Тогда система уравнений (1) упростится до следующего вида:

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

Здесь учитываются только процессы прихода и расхода массы, а также изменение объема, связанное с горением заряда.

В тех случаях, когда давление в камере сгорания постоянно по времени работы или слабо меняется, систему уравнений внутренней баллистики можно дополнительно существенно упростить и свести ее к известному уравнению Бори для установившегося режима. При этом переходные участки – выход на режим и спад обычно не рассчитываются, а определяются на основе опытных данных, полученных при испытаниях двигателей-аналогов, близких по габаритам к проектируемому двигателю. Основное допущение при выводе уравнения Бори состоит в том, что расход продуктов сгорания через критическое сечение сопла равен газоприходу с поверхности горения заряда. Тогда давление в камере будет определяться по известной зависимости:

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

Необходимо отметить, что уравнение Бори широко используется в настоящее время в практике расчетов ВВХ как крупногабаритных, так и малогабаритных РДТТ, поскольку в большинстве случаев дает результаты близкие к экспериментальным данным. Однако, в некоторых случаях как, например, расчет ВВХ стартовых ПАД, его применение недопустимо.

Чтобы глубже разобраться в вопросе выбора приемлемой методики, были проведены сравнительные расчеты для семи типов малогабаритных РДТТ и ПАД по всем выше приведенным методикам и результаты были сопоставлены с экспериментальными данными.

2. Результаты расчета и их анализ

Для проведения сравнительного анализа расчетов были выбраны семь типовых конструкции малогабаритных РДТТ и ПАД, а именно:

- двигатель отделения отработавшей ступени;
- двигатель управления космическим объектом;
- пороховые аккумуляторы давления, применяемые при миномётном старте ракеты;
- двигатель отделения обтекателя ракеты;
- импульсный микро РДТТ.

Расчеты всех типов двигателей проводились для трех случаев:

- для установившегося режима по уравнению Бори (уравнение 3);
- с учетом уравнения энергии (система 1);
- без учета уравнения энергии (система 2).

2.1. Двигатель отделения отработавшей ступени ракеты (Рисунок 1)

Двигатель предназначен для отделения и увода космического объекта или отработавшей системы ракеты.

Данный тип двигателя характеризуется следующим:

- заряд вкладной (шашечный) всестороннего горения (поверхность горения слабо меняется в зависимости от свода горения);
- время работы от 0,5 до 1,1 с.

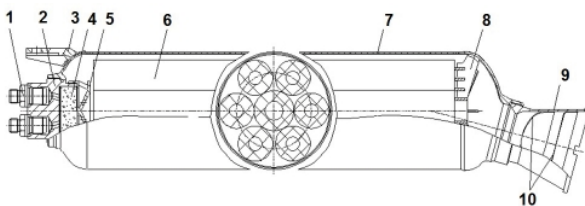


Рис. 1. Конструкция двигателя отделения
1 – пиропатрон (2 шт.); 2 – крышка; 3 – кронштейн;
4 – воспламенитель; 5 – рассекаТЕЛЬ; 6 – заряд твердого топлива; 7 – корпус; 8 – диафрагма; 9 – сопло;
10 – мембрана (2 шт.)

Результаты расчетов и результаты экспериментов приведены на рисунке 2.

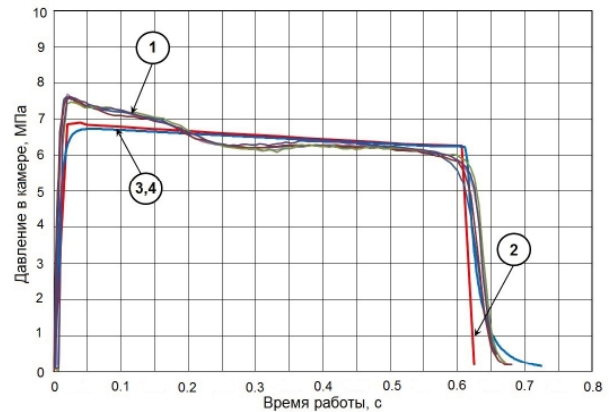


Рис. 2. Результаты расчета давления
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

Как видно из рис. 2, результаты расчета на стационарном участке хорошо сходятся с результатами эксперимента. Давление в камере меняется мало и режим работы двигателя близок к стационарному, в результате расчеты по различным системам уравнений дают идентичные результаты. Основные расхождения между расчетом и экспериментом имеют место на участке выхода на режим, поскольку в расчете не учитывается работа воспламенителя.

2.2. Двигатель управления космическим объектом

Двигатель предназначен для управления полетом космического объекта (Рисунок 3).

Данный тип двигателя характеризуется следующим:

- заряд вкладной торцевого горения (поверхность горения постоянна в зависимости от свода горения);
- время работы 55 с.

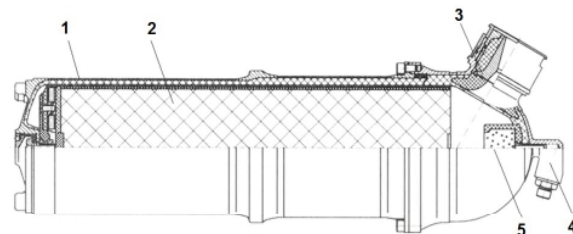


Рис. 3. Двигатель управления космическим объектом
1 – корпус; 2 – заряд; 3 – сопловой блок;
4 – пиропатрон; 5 – воспламенитель

Результаты расчетов и результаты экспериментов приведены на рисунке 4.

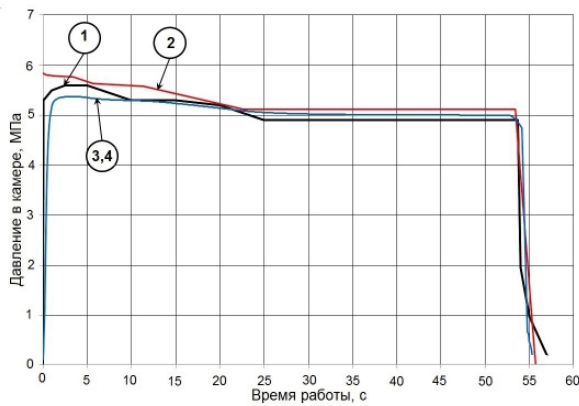


Рис. 4. Результаты расчета и результаты экспериментов

1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

Как видно, уравнение Бори для заряда торцевого горения как в случае двигателя отделения дает результаты, близкие к эксперименту.

2.3 Пороховые аккумуляторы давления (Рисунок 5)

При расчетах рассматриваются три типа ПАД, которые обладают различной степенью прогрессивности расхода и отличаются в основном конструкцией заряда.

Пороховые аккумуляторы характеризуются следующим:

- заряд вкладной, забронированный по наружной поверхности многоканальный моноблок с прогрессивной поверхностью горения (поверхность горения увеличивается по мере сгорания заряда);

- время работы от 1,5 до 3,5 с.

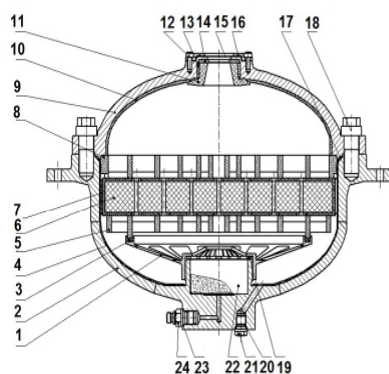


Рис. 5. Пороховой аккумулятор давления

1 – опора; 2 – корпус; 3 – компенсатор;
4, 10 – теплозащита; 5 – решетка; 6 – заряд; 7 – сухарь;
8 – диафрагма; 9 – крышка; 11 – сопловой блок;
12 – винт; 13 – прижим; 14 – вкладыш; 15 – мембрана;
16, 17 – кольцо уплотнительное; 18 – болт; 19 – матрица;
20, 23 – прокладка; 21 – заглушка; 22 – воспламенитель;
24 – электровоспламенитель

Результаты расчетов приведены на рис. 6, 7 и 8.

В связи с тем, что давление в камере сгорания ПАД динамично и прогрессивно изменяется в широких пределах от 10 кг/см² до 400 кгс/см² упрощенный внутрибаллистический расчет на основе уравнения Бори, который часто проводится при проектировании как малогабаритных, так и крупногабаритных РДТТ, в данном случае дает значительную погрешность. Это также связано и с особенностью конструкции ПАД, для которых характерен большой свободный объем, вследствие чего уравнение Бори дает не только погрешность, а и существенно завышенные значения по давлению.

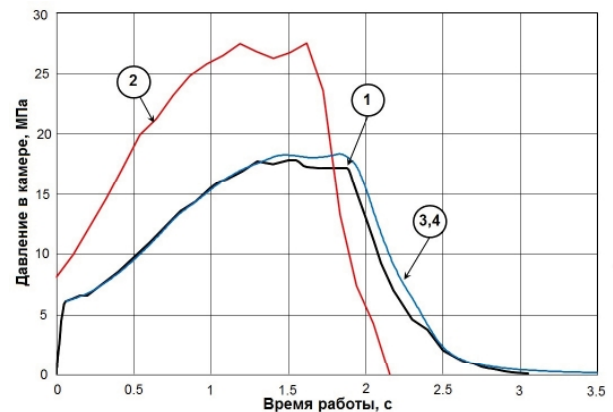


Рис. 6. Результаты расчета и результаты экспериментов (ПАД тип 1)

1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

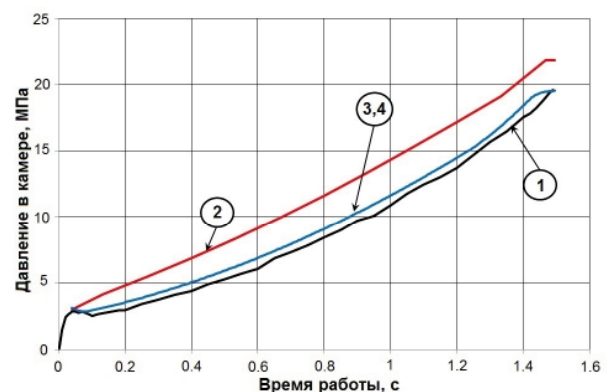


Рис. 7. Результаты расчета и результаты экспериментов (ПАД тип 2)

1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

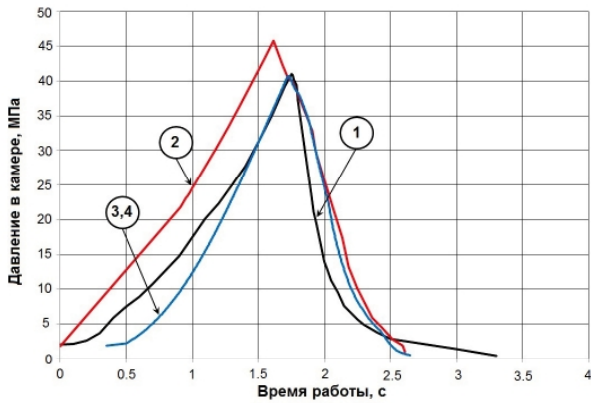


Рис. 8. Результаты расчета и результаты экспериментов (ПАД тип 3)
 1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
 3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

2.4. Двигатель увода обтекателя ракеты (Рисунок 9)

Двигатели данного типа устанавливаются в головном обтекателе и предназначены для его увода.

Двигатели данного типа характеризуются следующим:

- заряд вкладной, многоканальный моноблок с прогрессивной поверхностью горения (поверхность горения слабо меняется в зависимости от свода горения);
- время работы от 0,11 с.

Типовая конструкция двигателя отделения обтекателя приведена на рис. 9, 10.

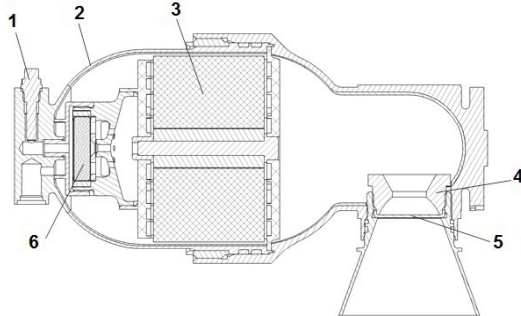


Рис. 9. Двигатель отделения обтекателя ракеты
 1 – пиропатрон; 2 – корпус в сборе; 3 – заряд;
 4 – сопло; 5 – заглушка; 6 – воспламенитель

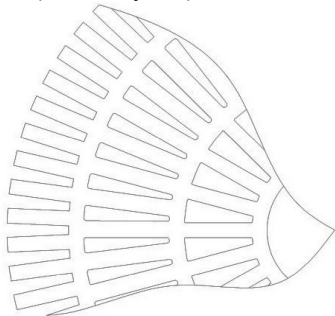


Рис. 10. Конструкция заряда двигателя отделения обтекателя ракеты

Результаты расчетов приведены на рисунке 11.

Как видно из рисунка 11, результаты расчета хорошо сходятся с результатами эксперимента. Давление в камере меняется мало и режим работы двигателя близок к стационарному, в результате расчеты дают идентичные результаты.

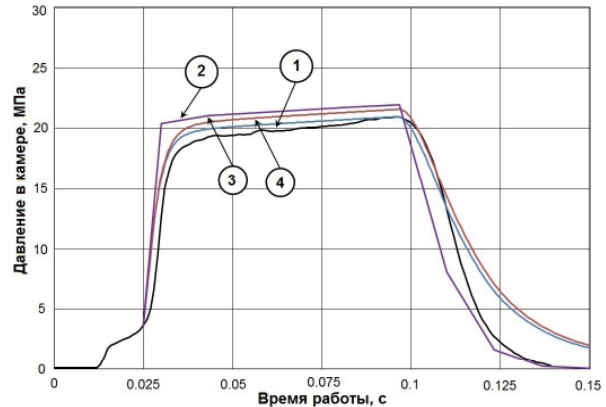


Рис. 11. Результаты расчета и результаты экспериментов

- 1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
- 3 – расчет по системе уравнений 1;
- 4 – расчет по системе уравнений 2

2.5. Импульсный микро РДТТ (Рисунок 12)

Двигатели предназначены для создания управляющих импульсов по каналам тангажа и рыскания [4].

Данный тип РДТТ характеризуется следующим:

- заряд гранулированный из пироксилинового артиллерийского пороха (поверхность горения увеличивается в зависимости от свода горения);
- время работы от 0,02 до 0,05 с.

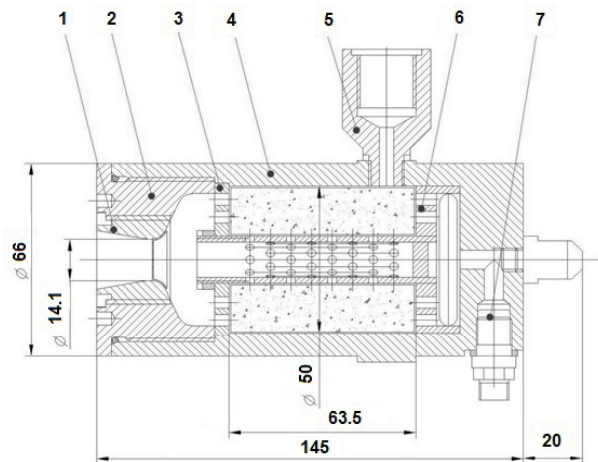


Рис. 12. Импульсный микро РДТТ

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

Результаты расчетов приведены на рис. 13.

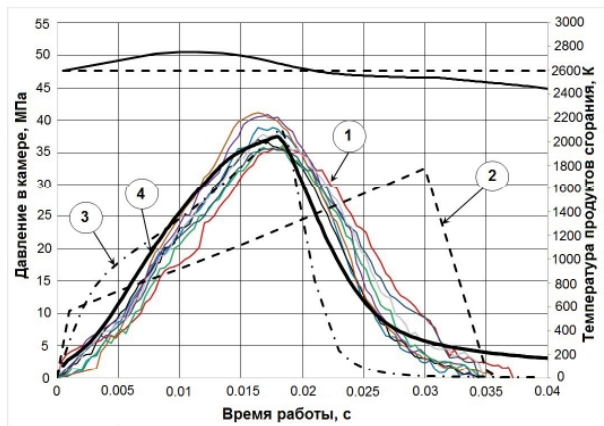


Рис. 13. Результаты расчета и результаты экспериментов

- 1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
- 3 – расчет по системе уравнений 1;
- 4 – расчет по системе уравнений 2

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 рисунка 13, не применимо. Результаты расчета №3 близки к эксперименту, однако, наиболее достоверные результаты получены при расчете №4, где учитывается изменение температуры газа в камере. Расчеты №3 и 4 отличаются между собой как на участке набора давления, так и на участке спада. Это объясняется изменением температуры газа в камере.

Выводы и рекомендации

1. Проведен расчет ВБХ для семи типов двигателей различных по конструкции и характеристикам. Результаты расчета сопоставлены с результатами эксперимента.
2. Анализ результатов показал, что наиболее близкие к эксперименту результаты расчетов дает решение системы уравнений с учетом уравнения энергии.
3. Анализ результатов показал, что в некоторых случаях как, например, расчет ВБХ стартовых ПАД, применение уравнения Бори недопустимо.
4. Определено, что на отличие расчетного давления в камере РДТТ от экспериментального наибольшее влияние оказывают три параметра: степень прогрессивности, отношение объема камеры к начальному объему заряда и время работы.

Для оптимального выбора подходящей методики расчета ВБХ введем следующий критерий:

$$\left(\frac{S'}{W'} \right)^{\frac{1}{\tau}}, \tag{4}$$

где $S' = \frac{S_{max}}{S_{нач}}$ – степень прогрессивности по поверхности горения;

$W' = \frac{W_{камеры}}{W_{нач.заряда}}$ – отношение объема камеры к начальному объему заряда;

τ – время работы двигателя.

Далее по формуле (4) определяется значение данного критерия для каждого из типов РДТТ и ПАД. Полученные значения приведены в таблице 1.

Таблица 1. Значение критерия для каждого типа РДТТ и ПАД

Двигатель	S'	W'	τ	Значение критерия
Двигатель отделения	0,92	1,6	0,55	0,37
Двигатель управление	0,95	1,2	55	0,99
ПАД 1	2,2	1,8	3	1,08
ПАД 2	4,1	2,1	1,5	1,55
ПАД 3	8	2	2,5	1,74
Двигатель увода обтекателя	1,15	1,65	0,15	0,23
Импульсный микро РДТТ	1,74	1,67	0,04	2,27

Учитывая вышеизложенное можно сделать следующие рекомендации по порядку применения методик расчета в соответствии с определенными критериями:

- при значении критерия ≤ 1 применяется уравнение Бори;
- при значении критерия > 1 применяется система уравнений 2;
- при значении критерия > 2 применяется система уравнений 1.

Литература

1. Соркин Р. Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных двигателях на твердом топливе [Текст] / Р. Е. Соркин. – М.: Наука, 1983. – 288 с.
2. Серебряков М. Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет [Текст] / М.Е. Серебряков. - М.: Оборонгиз, 1962. – 703 с.
3. Райзберг Б. А. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом то-

пливе [Текст] / Б.А.Райзберг, Б.Т.Ерохин, К.П.Самсонов.— М.: Машиностроение, 1972.

4. Экспериментальные исследования возможности создания импульсного РДТТ с малым временем работы: научно-технический

сборник Космическая техника. Ракетное вооружение [Текст] / канд. техн. наук В.В. Оглих, Г.Э. Толочьянц, Н.С. Михайлов, В.Н. Попков — Украина, г. Днепр, выпуск 2, 2016 г.

Поступила в редакцию 01.08.2018

М.С. Михайлов, Г.Е. Толочьянц, В.В. Оглих, Е.К. Магдін. Розрахунок внутрібалістичних характеристик малогабаритних РДТТ

У теперішній час у широкій технічній літературі з теорії РДТТ широко розглянуті різні методи розрахунку внутрішньобалістичних характеристик від самого простого, що має вигляд загальновідомого рівняння Борі, яке засноване на припущенні рівності приходу та витрати продуктів згоряння твердого палива, до складних систем диференціальних рівнянь, що враховують перемінність по часу більшого числа параметрів в тому числі й температури газу. Задача внутрішньої балістики полягає у визначенні основних характеристик двигуна (тиск в камері, секундно-масова витрата, тяга та ін.) в залежності від часу його роботи. Теорія внутрішньої балістики РДТТ достатньо добре описана в літературі та на основі неї виведено безліч інженерних методик розрахунку характеристик РДТТ. В той же час в літературі цілковито відсутні матеріали, що ілюструють збіжність розрахункових даних, які отримані за різними методиками, з експериментами, і рекомендації щодо їх застосування на практиці під час проектування РДТТ.

У статті представлені розрахунки ВБХ, що були проведені з використанням різних методик для існуючих малогабаритних РДТТ та ПАТ, що значно відрізняються конструкцією і характеристиками. Показано порівняння розрахункових і експериментальних даних та на основі цього порівняльного аналізу дані рекомендації щодо області використання існуючих методик розрахунків та необхідності їх уточнення.

Аналіз результатів показав, що в деяких випадках як наприклад розрахунок ВБХ стартових ПАТ застосування рівняння Борі неприпустимо.

Визначено, що на відмінність розрахункового тиску в камері РДТТ від експериментального найбільше впливають три параметри: ступінь прогресивності, відношення об'єму камери до початкового об'єму заряду і часу роботи. Для оптимального вибору відповідної методики розрахунку ВБХ в статті наведені значення відповідного критерію.

Ключові слова: малогабаритні РДТТ, методика розрахунку.

M.S. Mykhailov, H.E. Tolochyants, V.V. Oglikh, E.K. Mahdin. Calculation intraballistic characteristics small size solid propellant rocket motor (SRM)

Now in the extensive technical literature under theory SRM various methods of calculation of intraballistic testimonials from of the most simple in the form of the well-known equation of Bori based on the assumption of equality of arrival and the expense of combustion products of firm fuel, to difficult systems of the differential equations considering variability on time of a great number of parametres including temperature of gas are widely shined. The problem of internal ballistics solid rocket motor consists in definition of basic performances of the engine (chamber pressure, second mass flow, thrust, etc.) depending on time of its activity. The theory of internal ballistics solid rocket motor is well enough described in the literature and on the basis of it the set of engineering design procedures of characteristics solid rocket motor is injected. During too time in the literature absolutely there are no the materials illustrating convergence of computational data, received on various techniques, with experiment, and recommendations about their application in practice of designing solid rocket motor.

The article presents calculations of the intraballistic characteristics carried out using various techniques for existing small-size solid rocket motors and powder accumulators of pressure, which differ significantly in design and characteristics. Comparison of calculated and experimental data is shown and on the basis of this comparative analysis recommendations are given on the applicability of existing calculation methods and the need for their refinement.

The analysis of results showed that in certain cases as, for example, calculation of intraballistic characteristics of launching accumulators of pressure, application of the equation of Bori is inadmissible.

It is determined that on difference of a design pressure in chamber solid rocket motor from experimental the greatest influence is rendered by three parametres: progressiveness degree, the relation of a volume of the chamber to an initial volume of a charge and an operating time. For an optimum choice of suitable design procedure intraballistic characteristics in article values of corresponding criterion are resulted.

Key words: small size solid rocket motor, calculation methods.

References

1. Sorkin R.E. Teoriya vnutrikamernikh processov v raketnikh dvigatelyakh na tverdom toplive [Theory of processes into the combustion in solid propellant rocket motor]. Proceedings of the publishers "Science". Moscow, 1983. 288 p.

2. Serebryakov M.E. Vnytrenyaya ballistika stvol'nikh system i porokhovikh raket [Internal ballistics of barrel systems and powder rockets]. Proceedings of the publishers "Moscow". Moscow, 1962. 703 p.

3. Rayzberg B.A., Yerokhin B.T., Samsonov K.P. Osnovi teorii rabochikh processov v raketnikh sistemakh na tverdom toplive [Fundamental theory of processes in solid propellant rocket motor]. Proceedings of the publishers "Mechanical engineering". Moscow, 1972.

4. Oglikh V.V., Tolochyants H.E., Mikhaylov N.S., Popkov V.N. 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. Ukraine, 2016, pp 30-34.