

УДК 621.454.3

Канд. техн. наук В.В. Оглих, Г.Э. Толочьянц, Н.С. Михайлов, В.Н. Попков

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ИМПУЛЬСНОГО РДТТ С МАЛЫМ ВРЕМЕНЕМ РАБОТЫ

*В статье рассмотрены возможные пути создания импульсного РДТТ со временем работы от 0,02 до 0,05 с. Испытания опытного двигателя показывают возможность создания такого двигателя. В качестве заряда для импульсного РДТТ предлагается использовать существующие артиллерийские пороха.*

*У статті розглянуто можливі шляхи створення імпульсного РДТТ з часом роботи від 0,02 до 0,05 с. Випробування дослідного двигуна показують можливість створення такого двигуна. Як заряд для імпульсного РДТТ запропоновано використовувати існуючі артилерійські порохи.*

*The paper considers possible ways of the development of impulse SRM with operating time from 0.02 to 0.05 s. The tests of prototype motor show the development capability of such motor. It is suggested to use the existing gunpowders as a charge for impulse SRM.*

Современные тенденции развития ракетной техники, и систем управления в частности, ставят высокие требования к динамике создаваемых управляющих импульсов. Двигатели управления с клапанными устройствами не всегда могут обеспечить необходимую динамичность импульсов при их достаточно высоких значениях (порядка 15-30 кгс·с). В связи с этим возникает необходимость замены двигателя управления на совокупность индивидуальных импульсных РДТТ (ИРДТТ), к которым предъявляют очень жесткие требования по времени их работы. Время работы такого двигателя должно составлять сотые доли секунды. Создание ИРДТТ с таким малым временем работы является достаточно сложной задачей по ряду причин.

Во-первых, в связи с очень малым временем работы двигателя даже для быстрогорящих топлив заряд получается тонкосводным. Использование обычных многошашечных зарядов неприемлемо, так как из-за возможного разрушения тонкосводных шашек в процессе эксплуатации двигателя существенно уменьшается суммарный импульс тяги.

Во-вторых, коэффициент заполняемости топливом корпуса в случае применения тонкосводных шашек получается довольно низким, что приводит к увеличению габаритов двигателя, на которые задают обычно жесткие ограничения.

В-третьих, существующие методики расчета не позволяют выполнить достоверные расчеты характеристик двигателя, в котором время протекания переходных процессов соизмеримо со временем его работы.

В данной статье сделан обзор публикаций по этой теме и на примере специально спроектированного стендового ИРДТТ показаны пути достижения столь малого времени работы двигателя.

Возможным способом достижения времени работы импульсного РДТТ менее 0,1 с является применение сверхбыстрогорящих смесевых топлив, как это реализовано в американской ракете «Эринт» [1].

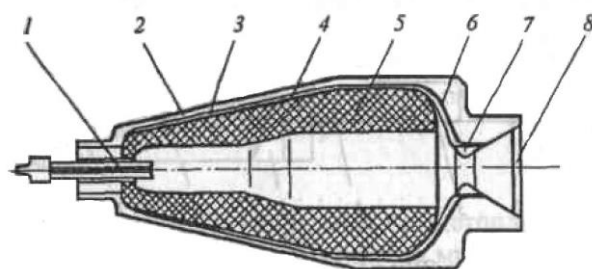


Рис. 1. Конструкция ИРДТТ ракеты «Эринт»:

- 1 – воспламенитель; 2 – графито-эпоксидный корпус; 3 – алюминиевый корпус; 4 – внутренняя теплозащита; 5 – заряд; 6 – стальное днище;
- 7 – сопловой вкладыш; 8 – заглушка

Конструкция двигателя приведена на рис. 1, а характеристики ИРДТТ ракеты «Эринт» – в табл. 1.

РДТТ имеет корпус цилиндроконической формы, изготовленный методом намотки из высокопрочного композиционного углепластика на тонкостенную камеру из алюминиевого сплава. В камере находится моноблочный пороховой заряд из сверхбыстрогорящего смесового твердого топлива, прочно скрепленный с ее стенками. На переднем днище расположен электровоспламенитель, а на заднем – сопловой блок.

Такие заряды могут быть выполнены также в виде цилиндрических шашек, тогда топливо наносят на армирующую трубку.

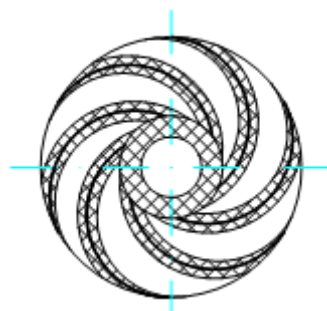


Рис. 2. Заряд с несущим основанием

Таблица 1  
Характеристики ИРДТТ ракеты «Эринт»

Характеристика	Значение
Суммарный импульс тяги, кгс·с	5,076
Время работы, мс	23
Максимальное давление в камере, кгс/см <sup>2</sup>	до 1000
Скорость горения топлива при P=1000 кгс/см <sup>2</sup> и t=20°C, мм/с	160-170

В принципе такое решение может быть применено и для импульсных РДТТ, однако его недостатком является низкий коэффициент заполняемости камеры сгорания топливом, что влечет за собой значительное увеличение габаритов двигателя, а это в данном случае, когда на одной ракете устанавливают десятки двигателей, является совершенно недопустимым.

Такой путь решения данной задачи требует создания специального, весьма опасного производства быстрогорящих твердых топлив, что также приводит к увеличению класса опасности самого двигателя. Кроме того, при таких давлениях в камере сгорания (до 1000 кгс/см<sup>2</sup>) возникает необходимость упрочнения корпуса двигателя, что влечет за собой увеличение его массы или использование дорогостоящих материалов.

Наиболее привлекательный путь решения данной задачи дан в патентах [3, 4], в которых описано достижение малого времени работы двигателей путем уменьшения свода горения за счет применения так называемых гранулированных зарядов (трубки, таблетки, зерна и т.п.). Схемы таких двигателей представлены на рис. 3 и 4.

Еще один путь решения данной задачи описан в патенте [2] и заключается в использовании зарядов с несущим основанием. Идея заключается в том, что топливо наносят тонким слоем на армирующую конструкцию. В данном патенте приведен заряд, состоящий из цилиндрического сердечника с прикрепленными к нему боковыми элементами, которые выполнены по эвольвенте. Каждый элемент армирован пластинкой. Конструкция заряда показана на рис. 2.

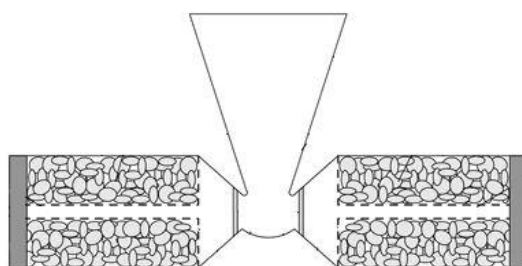


Рис. 3. Схема ИРДТТ с зарядом в виде зерен

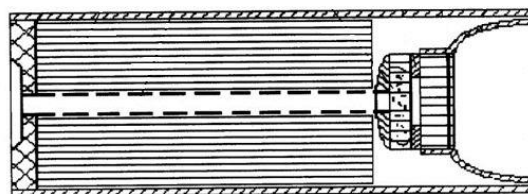


Рис. 4. Схема ИРДТТ с зарядом в виде трубок

В камере сгорания таких двигателей расположен газовый тракт, представляющий собой перфорированную трубку, вокруг которой уложено множество топливных гранул.

Заряд в виде множества гранул обладает большой поверхностью горения и, как следствие, создает большой газоприток. В результате на гранулах вблизи сопла может развиваться эрозионное горение, что может привести к росту давления в камере и значительному разбросу внутрибаллистических характеристик двигателя.

Для обеспечения равномерного горения заряда в камере сгорания таких двигателей размещается перфорированная трубка, соединенная с сопловым блоком, вокруг которой уложено множество индивидуальных гранулированных зарядов (трубки, таблетки, зерна и т.п.). При сгорании заряда пороховые газы истекают через трубку в сопло, создавая тягу. При такой схеме максимальный перепад давления (максимальная скорость потока газов) реализуется не в заряде, а в трубке.

В качестве гранулированных зарядов в таких двигателях могут быть использованы серийные артиллерийские (баллиститные или пироксилиновые) пороха, которые широко используются в современной ствольной артиллерии. Номенклатура артиллерийских порохов довольно широка, их изготавливают различной формы (трубка, лента, зерно), они обладают малым сводом горения.

Информация по вопросам проектирования и отработки двигателей с гранулированными зарядами в литературе практически отсутствует, поэтому с целью проверки возможности создания ИРДТТ со временем работы от 0,02 до 0,05 с были проведены экспериментальные работы на специально спроектированном стендовом двигателе.

### Конструкция стендового ИРДТТ

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 рис. 5, а на рис. 6 – его 3D-модель.

Стендовый двигатель был спроектирован исходя из обеспечения выполнения требований, которые приведены в табл. 2.

Таблица 2

Требования к ИРДТТ

Характеристика	Значение
Суммарный импульс тяги в пустоте по оси двигателя, кгс·с, не менее	15
Время работы на номинальном режиме, с	0,05

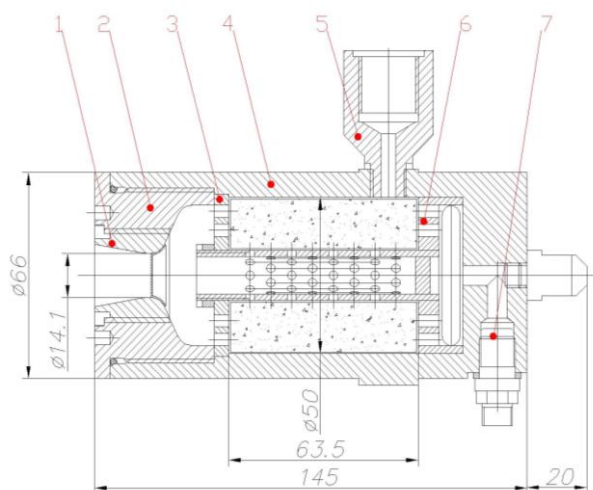


Рис. 5. Конструкция стендового ИРДТТ:  
1 – сопло; 2 – крышка; 3 – передняя диафрагма; 4 – корпус; 5 – штуцер замера давления; 6 – задняя диафрагма; 7 – пиропатрон

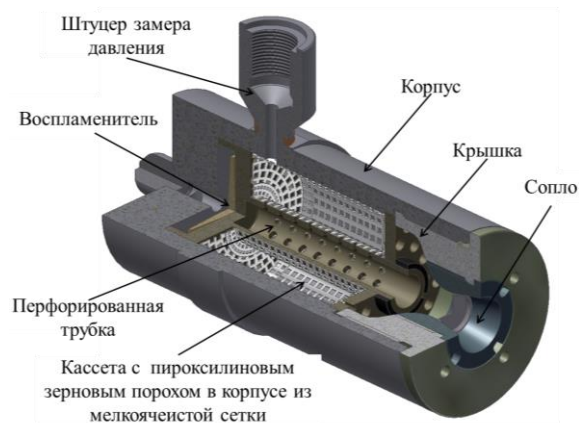


Рис. 6. 3D-модель стендового ИРДТТ

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. 7 и 8, а на рис. 9 – форма порохового зерна.

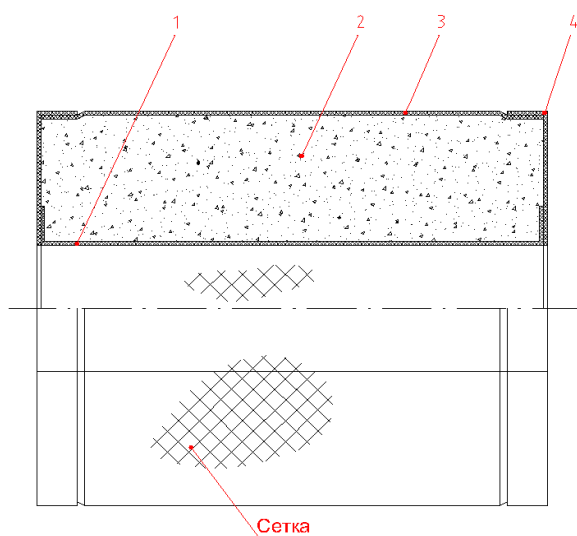


Рис. 7. Конструкция заряда:  
1 – трубка; 2 – навеска пороха; 3 – обечайка;  
4 – крышка



Рис. 8. Заряд с порохом марки 12/7ВА

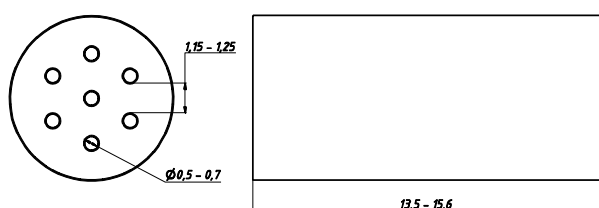


Рис. 9. Форма порохового элемента

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

### Результаты огневых стендовых испытаний

Испытания проводились с различными порохами (трубка, лента, зерно), однако наиболее приемлемые результаты были получены на зерненном порохе.

Испытания проводились при температуре заряда 20°C. При испытаниях измеряли давление в камере, а затем путем сравнения экспериментального удельного импульса давления и термодинамического определяли коэффициент потерь, который включает в себя в основном тепловые потери и потери на недогорание пороховых элементов. Результаты испытаний приведены на рис. 10.

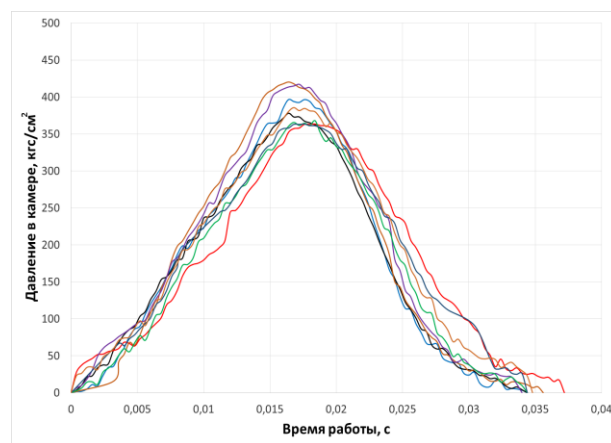


Рис. 10. Зависимости давления в камере от времени работы при испытаниях

Зерненные пороха с семью каналами называют также порохами прогрессивной формы. Особенностью горения таких порохов является распад зерна – явление, которого нет в порохам с одним каналом или без

каналов. Горение внутри каналов идет прогрессивно по концентрическим цилиндрическим поверхностям, дающим в сечении окружность. Когда во всех направлениях сгорает толщина свода, все цилиндрические поверхности встречаются и происходит распад зерна на 12 прутков криволинейного сечения, которые горят дегрессивно. Хаотичная укладка пороховых элементов в камере позволяет компенсировать влияние одних зерен на другие при их горении.

### Анализ результатов испытаний

Поскольку при испытаниях измеряли только давление в камере, то коэффициент потерь определяли как отношение экспериментального удельного импульса давления к его термодинамическому значению.

Экспериментальный удельный импульс давления определяли по формуле

$$\beta_{\text{экс}} = \frac{I_P^{\text{экс}} \cdot F_{\text{кр}}}{\omega}, \quad (1)$$

где  $I_P^{\text{экс}}$  – экспериментальный импульс давления (определяется как интеграл кривой давления по времени работы, среднее значение которого составляет 5,957 кгс·с/см<sup>2</sup>);

$F_{\text{кр}}$  – площадь критического сечения сопла (равна 1,55 см<sup>2</sup>);  $\omega$  – масса пороха (равна 0,065 кг).

Термодинамический удельный импульс давления определяли по формуле

$$\beta_{\text{терм}} = \frac{\sqrt{RT}}{(A1)}, \quad (2)$$

где  $RT$  – сила пороха, равна 100400 кгс·см/кгс;  $(A1)$  – газодинамическая функция, равна 2,06 и определяется по формуле

$$(A1) = \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k+1}} \cdot \sqrt{\frac{2gk}{k+1}}, \quad (3)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения;  $k$  – показатель адиабаты, равен 1,25.

Определенное по формуле (2) значение термодинамического удельного импульса давления составляет 153,8 кгс·с/кг.

Таким образом, коэффициент потерь составляет 0,92, из чего можно сделать вывод, что суммарная величина потерь не превышает

8%. Ввиду того, что корпус двигателя не теплоизолированный и его масса (3 кг) значительно больше массы пороха (0,065 кг), величину потерь в большей степени можно отнести к тепловым, а следовательно, конструкция двигателя обеспечивает приемлемую полноту сгорания пороха.

### Выводы

Экспериментальные исследования предлагаемого импульсного РДТТ, проведенные авторами, показали принципиальную возможность создания двигателя со временем работы от 0,02 до 0,05 с на базе серийных артиллерийских порохов. При испытаниях двигателей с зарядами из зерненного пороха получены следующие результаты: время работы составило порядка 0,035 с, а максимальное давление в камере – порядка 420 кгс/см<sup>2</sup>, т.е. значительно ниже, чем в случае применения сверхбыстрогогорящих твердых топлив (до 1000 кгс/см<sup>2</sup>).

Данные двигатели могут быть широко применены в ракетно-космической технике для выполнения различных задач. Большой выбор артиллерийских порохов различной формы дает возможность проектирования подобных двигателей без применения быстрогорящих твердых топлив, для изготовления которых необходимо развитие специализированного опасного производства.

### Список использованной литературы

1. Голубев И.С., Светлов В.Г. Проектирование зенитных управляемых ракет. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 730 с.
2. Пат. US 3256819 А. Gas generator/ Leeper Charles K.; Atlantic Res Corp. – Pub. June 21, 1966.
3. Пат. US 8.242.422 В2. Modular divert and attitude control system/ Thomas A. Olden, Robert J. Cavalleri: Raytheon Company. – Pub. Jan. 13, 2011.
4. Пат. RU 2268386, МПК F02K9/28. Импульсный ракетный двигатель на твердом топливе/ С.Н. Курков, В.В. Бурлов. – Опубли. 14.08.2008.

Статья поступила 13.06.2016