

ОЦЕНКА ИМПУЛЬСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕТОНАЦИОННЫХ РАКЕТНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і
Государственного космического агентства України,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: vako@email.ua

Метою цієї статті є порівняння результатів розрахунків імпульсних характеристик детонаційних ракетних двигунів твердого палива (ДРДТП) з результатами випробувань. Описано принцип дії і устрій імпульсних ракетних двигунів, що використовують в якості твердого палива вибухову речовину. Проведено розрахункову оцінку імпульсних характеристик ДРДТП з шнуром зарядом вибухівки. Розглянуто параметри перетворення енергії в камері згоряння ДРДТП стосовно умов можливого використання. Розраховано показник ізоентропи розширення продуктів згоряння для ударних процесів. Наведено результати розрахунків швидкостей витікання продуктів згоряння різних вибухових речовин і відносних питомих імпульсів. Розрахунки проводились для широкого кола вибухових речовин. Усі результати розрахунків одержані вперше. Випробування ДРДТП проводились на стендах, спеціально розроблених, виготовлених і установлених в земляній обвалові. Детонаційні двигуни були виготовлені різних розмірів, з різноманітним укладенням детонаційного шнуря в різні камери згоряння, з соплами різних розмірів і форми. Двигуни були оснащені детонуючими шнурами різних марок різної довжини. Проводилися випробування системи відділення і уведення моделі головного обтічника з детонаційним твердопаливним двигуном. Описані методи випробувань ДРДТП. Результати розрахунків співпадали з результатами огневих стендових випробувань цих двигунів на полігоні Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Розраховані і підтвержені експериментально енергетичні характеристики ДРДТП можуть бути використані при проєктуванні систем відокремлення і уведення обтічників ракет в щільних шарах атмосфери, для розрахунків конструкцій силових збуджувачів – піротехнічних, що застосовуються для тих же цілей і використовують такі ж вибухові речовини.

Ключові слова: шнуром заряд, камера згоряння, питомий імпульс, температура, вибухова речовина.

Целью данной статьи является сравнение результатов расчётов импульсных характеристик детонационных ракетных двигателей твёрдого топлива (ДРДТ) с результатами испытаний. Описаны принцип работы и устройство импульсных ракетных двигателей, использующих в качестве твёрдого топлива взрывчатое вещество. Проведена расчётная оценка импульсных характеристик ДРДТ со шнуром зарядом взрывчатки. Рассмотрены параметры преобразования энергии в камерах сгорания ДРДТ применительно к условиям их возможного использования. Вычислен показатель изоэнтропы расширения продуктов сгорания для ударных процессов. Приведены результаты расчётов скоростей истечения продуктов сгорания различных взрывчатых веществ и относительных удельных импульсов. Расчёты проводились для широкого круга взрывчатых веществ. Все результаты расчётов получены впервые. Испытания ДРДТ проводились на стендах, специально разработанных, изготовленных и установленных в земляной обваловке. Детонационные двигатели для испытаний были изготовлены различными размерами, с различной укладкой детонационного шнуря в различных камерах сгорания, с соплами различной формы и размеров. Двигатели оснащались различными марками детонационного шнуря, различных размеров. Проводились испытания системы отделения и увода модели головного обтекателя с детонационным твердотопливным двигателем. Описаны методы испытаний ДРДТ. Результаты расчётов совпадали с результатами огневых стендовых испытаний этих двигателей на полигоне Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины. Рассчитанные и подтверждённые экспериментально энергетические характеристики ДРДТ могут быть использованы при проектировании систем отделения и увода обтекателей ракет в плотных слоях атмосферы, для расчётов конструкций силовых возбудителей – пиротехнокателей, применяемых для тех же целей и использующих также взрывчатые вещества.

Ключевые слова: шнуром заряд, камера сгорания, удельный импульс, температура, взрывчатое вещество.

The aim of this paper is to compare calculated impulse characteristics of solid-propellant detonation rocket engines with test results. The paper describes the principle of operation and the design of impulse rocket engines that use an explosive as solid propellant. Calculated estimates of the impulse characteristics of solid-propellant detonation rocket engines (SPDREs) with a cord explosive charge are presented. Parameters of energy conversion in the combustion chambers of SPDREs in conditions of their possible use are considered. The isentropic exponent of combustion product expansion is calculated for shock processes. Calculated combustion product exhaust velocities and relative specific impulses for various explosives are presented. The calculations were made for a wide variety of explosives. All the calculated results are original. SPDREs were tested on specially made earth-banked benches. The test engines differed in dimensions, detonating cord placement in different combustion chambers, and nozzle shape and dimensions. The engines had detonating cords of different types and dimensions.

© В. С. Козин, 2019

A model nose cone separation and removal system with a solid-propellant detonation engine was tested. The SPDRE test methods are described. The calculated results agree with the firing test results obtained on the testing ground of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine. The SPDRE energy characteristics calculated and verified by experiment may be used in the design of systems for rocket nose cone separation and removal in the dense atmosphere and in the design of explosive pushers, which are employed for the same purposes and use the same explosives.

Keywords: *cord explosive charge, combustion chamber, specific impulse, temperature, explosive.*

Введение. Существенной проблемой последнего времени является отделение и увод головного обтекателя одноступенчатой твердотопливной ракеты в приземных плотных слоях атмосферы. Кроме сверхзвукового набегающего потока воздуха, возможны запуски одноступенчатой твердотопливной ракеты с такой головной частью в условиях пустыни, где частицы пыли и песка поднимаются на высоту от 4,5 км до 5,0 км. При аэродинамических расчётах необходимо учитывать сопротивление двухфазного потока сбросу головного обтекателя. Всё это предъявляет высокие требования к быстродействию системы увода обтекателя с траектории ракеты и к определению возможных удельных импульсов используемых для этой цели двигателей.

Расчёт динамических характеристик детонационных ракетных двигателей твёрдого топлива (ДРДТТ). ДРДТТ состоит из шнурового заряда определенной массы детонирующего топлива, помещенного в камеру сгорания, снабженную соплом (типа сопла Лаваля или каким-то другим). Рабочий процесс в таком двигателе описывается теорией мгновенной (взрывной) газификации топлива массой m_{BT} и заполнения объема V_k камеры сгорания продуктами взрыва. В ДРДТТ с многослойным детонационным зарядом топлива процесс его газификации растянут по времени; в нем устанавливается кратковременный участок режима $\dot{m} = \text{const}$ с подпиткой камеры сгорания массоподводом от горящего топлива как от газогенератора. Длительность этого периода равна времени детонации шнура.

Уложенное в камере сгорания (КС) спиралью взрывчатое вещество (ВВ) детонирующего шнура (ДШ) в k слоев, соединенных между собой и разделенных демпфирующим материалом, газифицируется в режиме бегущей детонационной волны, без передачи детонации на соседние слои, одновременно с ним газифицируется демпфирующий материал. После детонации первого слоя ВВ к выходному сечению камеры двигателя движется ударная волна, вслед за ней движется с некоторой скоростью спутный поток газа. При срабатывании следующего слоя ВВ, область спутного потока «поджимается» и подталкивается второй ударной волной, за которой движется второй спутный поток, второй поджимается третьей ударной волной и так далее. Таким образом, устанавливается некоторая квазистационарная волновая структура течения продуктов газификации топлива по объему камеры двигателя. Продукты детонации ВВ, инициированного на периферии, движутся от области взрыва вначале в разные стороны, а затем переотражаются от стенок камеры, формируется общий поток к центру в сторону выходного сечения. Помимо волн сжатия, возможно образование и волн разрежения. В реальных условиях они возникают, например, в сжатом неподвижном газе после разрушения заключающей их оболочки либо при интенсивном охлаждении одного из концов трубы, содержащей нагретый газ [1]. При проводившихся в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ) экспериментах с детонирующими шнурями из ВВ ТЭН-Б такое явление не возникало. Технические характеристики шнуров указанного взрывчатого вещества приведены в табл.1. Детонирующий шнур содержит мощное легкодетонирующее с

высокой скоростью взрывчатое вещество (обычно ТЭН, в термостойких ДШ – гексоген, октоген и др.), способное создавать необходимый инициирующий импульс. В ДШ нормальной мощности сердцевина содержит взрывчатых веществ от 12 г/м до 14 г/м. Наружный диаметр ДШ нормальной мощности от 5 мм до 7 мм.

Таблица 1 – Основные физико-химические и взрывчатые характеристики детонирующих шнуро

Характеристики	Норма				
	ДШ-А	ДШ-Б	ДШ-В	ДШЭ-6	ДШЭ-12
Диаметр шнуря, мм	5,8	5,8	6,1	4,2 ± 0,5	5,0 ± 0,5
Длина шнуря в бухте, м		50 ± 0,5;		100 ± 1,0	
Скорость детонации, м/с, не менее		6500		6200	
Масса сердцевины, г/м	12,5 ± 0,5	14 ± 0,5	6,0 ± 0,5	12 ^{+0,5} _{-1,0}	
Материал сердцевины	ТЭН-Б				
Температурный диапазон применения, °C	-28...+50	-35...+60	-	-50...+65	

Как видно из таблицы 1, детонирующие шнуря ДШ-В и ДШЭ-12Г наполнены взрывчаткой ТЭН-Б. Характеристики взрывчатых превращений некоторых взрывчатых веществ, в том числе и ТЭН-Б, приведены в табл. 2 [2]. Во второй колонке табл. 2 приведены молекулярные массы взрывчатых веществ.

Таблица 2 – Характеристика взрывчатых превращений некоторых ВВ [2]

ВВ	Молекулярная масса	Реакция взрывчатого разложения	Теплота взрыва кДж/кг	Объем газов взрыва, л/кг
Нитроглицерин	227	$4\text{C}_3\text{H}_3 - (\text{ON}_2)_3 = 12\text{CO}_2 + 10\text{H}_2\text{O} + 6\text{N}_2 + 0_2$	6535	715
Динитрогликоль	152	$\text{C}_2\text{H}_4(\text{ONO}_2)_2 = 2\text{CO}_2 + 2\text{H}_2\text{O} + \text{N}_2$	7120	738
Тротил	227	$2\text{C}_6\text{H}_2(\text{NO}_2)_3\text{CH}_3 = 5\text{H}_2\text{O} + 7\text{CO} + 7\text{C} + 3\text{N}_2$	3455	750
Аммиачная селитра	80	$2\text{NH}_4\text{NO}_3 = 4\text{H}_2\text{O} + 2\text{N}_2 + \text{O}_2$	1425	980
Динитроафталин	218	$\text{C}_{10}\text{H}_6(\text{NO}_2)_2 = \text{CO} + 3\text{H}_2\text{O} + 3\text{N}_2 + 9\text{C}$	2500	750
Коллодионный хлопок	1053	$\text{C}_{22,5}\text{H}_{28,8}\text{O}_{36,1}\text{N}_{8,7} = 14,4\text{H}_2\text{O} + 21,7\text{CO} + 0,8\text{C} + 4,35\text{N}_2$	3395	936
Гексоген	222	$\text{C}_3\text{H}_6\text{N}_6\text{O}_6 = 3\text{H}_2\text{O} + 3\text{CO} + 3\text{N}_2$	5700	890
ТЭН	316	$\text{C}_5\text{H}_8(\text{O NO}_2)_4 = 4\text{H}_2\text{O} + 3\text{CO}_2 + 2\text{CO} + 2\text{N}_2$	5950	790
Тетрил	287	$2\text{C}_6\text{H}_6(\text{NO}_2)_4\text{CH}_3 = 5\text{H}_2\text{O} + 6\text{CO} + 8\text{C} + 5\text{N}_2$	4870	740
Тетранитрометан	196	$\text{C}(\text{NO}_2)_4 = \text{CO}_2 + 2\text{NO}_2 + 2\text{NO}$	–	–

При взрыве образуется двухслойная структура детонационной волны, состоящей из первого слоя, представляющего собой адиабатическую ударную волну, и второго слоя, в котором протекает горение [3].

В том случае, если ВВ инициируется в центре уложенного спиралью плоского заряда напротив его сопла и детонация распространяется от центра

к периферии, происходит истечение газов в полость КС с последующим истечением газов через сопло. В камере давление газа увеличивается и, соответственно, повышается температура. Поэтому все изменения полной энергии будут сопровождаться увеличением количества теплоты:

$$\Delta Q = T \cdot \Delta S, \quad (1)$$

где T – удельная температура газа в КС; S – энтропия газа.

Величины теплоты взрыва различных ВВ приведены в табл. 2.

Считая, что работа ДРДТ будет происходить на высоте, где скорость звука равна 295 м/с, принимаем давление на срезе сопла $P_a = 295/330 = 0,89$ атм. Значение P_a/P_k известно из работы [4] и равно 0,0822, где P_k – давление в камере сгорания. Тогда внутрикамерное давление $P_k = 10,82$ атм.

Так как указанное отношение давлений связано со средним показателем изоэнтропы n через термодинамический к.п.д., который можно рассматривать как термодинамический к.п.д. взрыва η_t , равный 0,7 – 0,8 [5], то получаем $n = 2$. Такие большие величины n характерны для ударных процессов

$$\eta_t = 1 - (P_a/P_k)^{\frac{n-1}{n}}. \quad (2)$$

Предположим, что вся масса взрывчатки детонационного шнура преобразуется в такую же массу газов – продуктов сгорания. В этом случае удельная масса газа в камере сгорания (отнесённая к одному килограмму газов продуктов сгорания) [4]

$$m_e = \sum m_i = 0,6, \quad (3)$$

где m_i – молекулярная масса продуктов сгорания i -того вещества.

Удельная температура газа в камере сгорания будет равна $T \approx 8,69$ (град·кмоль)/ кг.

Зная теплоту взрыва и массу газа продуктов сгорания, можно определить их скорость истечения и удельный импульс

$m_e \cdot \Delta Q = E$ – кинетическая энергия газа в КС;

$\sqrt{2 \cdot E} = \omega_a$ – удельный импульс, м/с;

$\omega_a/g = I_{y\partial}$ – величина удельного импульса (с), в технической системе единиц;

где g – ускорение свободного падения.

Результаты расчётов скоростей истечения продуктов сгорания и относительных удельных импульсов приведены в табл. 3. Результирующая температура газа в камере сгорания будет определяться результирующим молекулярным весом продуктов сгорания, по примеру работы [4], где физическая природа конкретного газа не учитывалась.

Таблица 3 – Энергетические характеристики продуктов сгорания

ВВ	Молекулярная масса продуктов сгорания m_i	Температура газа в камере, $^{\circ}\text{C}$	Удельный импульс I_{yo} , с	Удельный импульс ω_a , м/с
Нитроглицерин	116	1281,19	201,8	1980,0
Динитрогликоль	84	1003,11	210,68	2066,8
Тротил	74	916,21	146,76	1439,79
Аммиачная селитра	78	950,97	94,25	924,66
Динитроафталин	74	916,21	124,84	1224,7
Коллодионный хлопок	74	916,21	145,48	1427,23
Гексоген	68	864,07	188,51	1849,32
ТЭН	106	1194,29	192,6	1889,44
Тетрил	74	916,21	174,24	1709,3
Тетранитрометан	114	1263,81		

В то же время, чем больше молекулярный вес продуктов сгорания детонационного твердого топлива, тем выше температура газа в камере сгорания и тем выше удельный импульс ДРДТТ. Это положение соответствует пропорциям калориметрии. Ударная волна распространяется по продуктам детонации, доходит до границы с воздухом и возвращается обратно в камеру. И так – многократно. Последовательно в ударной волне происходит адиабатическое сжатие и появление пламени. Следовательно, чем длиннее ДШ, тем большее количество раз ударные волны вызывают сжатие и нагрев продуктов взрыва в процессе конвективного теплообмена, и это приводит к увеличению удельного импульса ДРДТТ. Таким образом, изменения длину детонирующего шнуря, можно изменять удельный импульс двигателя.

Молекулярные массы продуктов сгорания ВВ и соответствующие им температуры газа в такой камере, вычисленные с учетом температурного коэффициента 8,69 (град·кмоль)/ кг, приведены в табл. 3.

Как видно из приведенных расчетов, тротил, динитроафталин, коллодионный хлопок и тетрил имеют одинаковую молекулярную массу продуктов сгорания. Примерно одинаковую молекулярную массу имеют продукты сгорания нитроглицерина и жидкого тетранитрометана. Но эти последние два вещества очень неустойчивы к воздействию изменений температуры. Наибольшую температуру газа в камере сгорания можно получить при сгорании вещества ТЭН, что подтверждается проведенными в ИТМ НАНУ и ГКАУ экспериментами. Реальная температура газа в камере будет несколько меньше из-за тепловых потерь.

На основе полученных значений температуры газа можно вычислить удельный импульс по известной формуле [6]

$$\omega_a = \sqrt{\frac{2n}{n-1} RT_{\hat{e}} \left[1 - \left(\frac{P_{\hat{a}}}{P_{\hat{e}}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (4)$$

где T_k – температура газообразных продуктов в камере сгорания; $R = 8,32 \cdot 10^3$ Дж/(кмоль·град.) – газовая постоянная.

Результаты расчёта $I_{y\ddot{o}}$ приведены в табл. 3.

Если полученную величину удельного импульса для ВВ ТЭН умножить на термодинамический к.п.д. взрыва, то $I_{y\ddot{o}} \cdot \eta_t = 192,6 \cdot 0,8 = 154,08$ с – величина удельного импульса, полученного при испытаниях на полигоне ИТМ НАНУ и ГКАУ с погрешностью 4 с. В случае использования детонирующего шнуря ДШ-В или ДШЭ-12Г длиной 100 м масса ВВ удваивается и удельный импульс умножается на $\sqrt{2}$. Тогда $I_{y\ddot{o}} = 154,08 \cdot \sqrt{2} = 218$ с, что также подтверждается результатами испытаний на полигоне [7]. Описание оборудования полигонной измерительной базы института приведено ниже.

Для испытания двигателей были разработаны, изготовлены и сданы в эксплуатацию четыре типа стендов, установленных на автономных площадках в специальной изолированной обваловке (~ 2 м высоты):

1. Большой маятниковый стенд (рис. 1) с шарнирной подвеской груза до 500 кг, длина маятника ~ 3500 мм, имеет две системы измерения импульса тяги, предназначен для испытания одноимпульсных и с продолжительной работой РДТТ.

2. Малый маятниковый стенд в бронебоксе предназначен для испытания импульсных РДТТ и ДРДТТ с непрерывной продолжительной работой автономных камер сгорания, устройств их запуска, средств измерений.

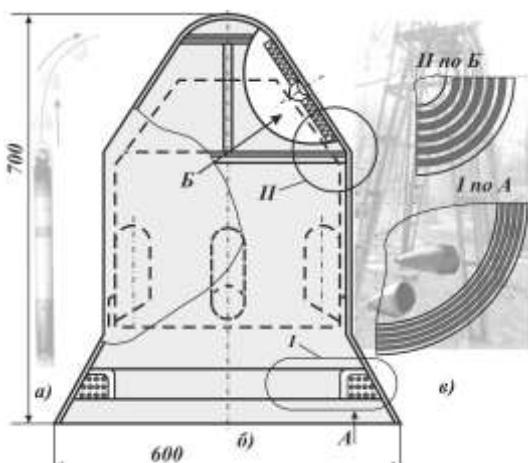
Определение удельного импульса в экспериментах на маятниковых стенах производилось по измеренному углу отклонения подвеса с детонационным двигателем от нейтрального положения.

Результаты разработки и исследований экспериментальных образцов ДРДТТ со шнуровым зарядом топлива. Разработано и проведено более 200 огневых испытаний нескольких модификаций камер сгорания и экспериментальных ДРДТТ, заряды которых выполнены с укладкой детонационного шнуря спиральными, цилиндрическими или конусообразными слоями, разделенными газифицирующимся материалом, демпфирующим детонационную волну, бегущую по шнурю. Основные разработки и испытания проведены по ДРДТТ с цилиндрической камерой сгорания и с торцевым зарядом сформированным детонационными шнурами круглой формы в бумажно-тканевой оплетке, уложенными плоскими спиральными слоями.

Наибольший импульс тяги был получен при испытании двигателя с расширяющимся раструбом, а наименьший – в бессопловом ДРДТТ. На начальном этапе экспериментальных исследований моделей ДРД для изготовления заряда использовались стандартные серийно выпускаемые детонационные шнуры марки ДШ-В (ГОСТ 6196-78), ДШТ-200 (ТУ 84-711-83), ДШЭ-12Г (ГОСТ 6196-78), используемые в гранитном карьере. Наружный диаметр по-перечного сечения шнура $d_w \approx 5,5$ мм, толщина бумажно-матерчатой оболочки $\delta_{cp} \approx 0,6$ мм, скорость детонационной волны $D = (6200 \div 6500)$ м/с. Шнур укладывался плоскими спиралью и скреплялся жидким клеем (силикатным и поливинилхлоридным), клей заполнял также пазы между спиралью шнура и между слоями. Такое демпфирование детонационной волны было достаточно для сохранения структуры заряда и последовательной газификации шнура.

Двигатели для отделения и увода головного обтекателя ракеты были разработаны в бессопловом варианте со шнуровым зарядом с кольцевой и с плоской камерой сгорания. ИТМ НАНУ и ГКАУ совместно с Государственным конструкторским бюро «Южное» предложены модификации головного обтекателя с упомянутыми детонационными РДТТ [8], изготовлены уменьшенная (1:5) модель обтекателя (рис. 2) и проведены огневые испытания на большом маятниковом стенде. Модель была изготовлена из металла, что позволило укладывать в неё детонирующие шнуры без какого-либо корпуса двигателя, и подвешивалась горизонтально параллельно земле. При этом, ставилась задача оценить принципиальную возможность поступательного движения и увода в радиальном направлении головного обтекателя под действием

энергии взрыва. Методика определения прошедшего подвешенным обтекателем пути давала высокую погрешность определения удельного импульса. Кольцевой двигатель (рис. 2) был установлен у основания модели обтекателя; для кольцевого торцевого заряда был использован детонационный шнур марки ДШ-В (ГОСТ 6196-78). Двигатель с плоской камерой был расположен на внутренней стенке оболочки модели обтекателя; в камере было три слоя спирально уложенного детонационного шнура. Упомянутые двигатели прошли автономные испытания с измерением импульса тяги, и проведено было три испытания двигателя с моделью головного обтекателя, подтвердившие возможность управления движением отделившегося объекта. Удельный импульс по ориентиро-



А и Б – направления качания маятника;

а) направление отстрела головного обтекателя;

б) конструктивная схема модели головного обтекателя;

в) вид стенда с направлениями качания маятника;

І и ІІ схемы размещения шнуровых зарядов в модели.

Рис. 2 – Модель головного обтекателя ракеты с ДРДТТ отделения и увода

тания с измерением импульса тяги, и проведено было три испытания двигателя с моделью головного обтекателя, подтвердившие возможность управления движением отделившегося объекта. Удельный импульс по ориентиро-

вочным оценкам составил $I_{y\partial} = (120 - 150)$ с, при этом отмечалась в выхлопном факеле большая доля негазифицированной бумажно-тканевой оплетки детонационного шнуря [8].

Выводы. Верификация корректности проведенных экспериментов осуществлена сделанными расчётными оценками импульсных характеристик детонационных ракетных твердотопливных двигателей, что позволяет оценить возможность применения ДРДТТ для увода обтекателя.

1. Розловский А. И. Научные основы техники взрывобезопасности при работе с горючими газами и парами. М. : Химия, 1972. 364 с.
2. Кутузов Б. Н. Взрывные работы. М.: Недра, 1980. 392 с.
3. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. 3-е издание, перераб. и доп. М.: изд. Физ.-мат. литературы, 1969. 824 с.
4. Гулий Н. А., Коваленко Н. Д., Тынына С. В. Газореактивная двигательная установка с импульсной подпиткой ресивера. Техническая механика. № 2. 2002. С. 64–70.
5. Ефремов Э. И., Вовк А. А. Справочник по взрывным работам. Киев: Наукова думка, 1983. С. 59.
6. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: пер. с англ. М.: Мир, 1990. 292 с.
7. Коваленко Н. Д., Кукушкин В. И., Игнатьев А. Д., Кириченко А. О. Научно-техническая база для создания детонационных ракетных двигателей твёрдого топлива. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2016. № 1. С. 34–45.
8. А. с. 27354 СССР. Способ и стенд для огневых испытаний РДТТ / А. Б. Войтенко, А. Г. Головач, Н. С. Голубенко, Н. Д. Коваленко, А. Т. Онищенко (СССР); № 3143488/40-23; 15.05.1986.

Получено 06.06.2019,
в окончательном варианте 22.11.2019