

О СОСТОЯНИИ РАЗРАБОТОК И ПЕРСПЕКТИВАХ ПРИМЕНЕНИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ДЕТОНАЦИОННОЙ ГАЗИФИКАЦИЕЙ ТОПЛИВА

Выполнен анализ научно-технических данных о двигателях с быстрым выделением энергии (взрывных или детонационных). Отмечается, что разрабатываемые детонационные реактивные двигатели по своим ожидаемым техническим характеристикам лучше использующихся в настоящее время химических и можно прогнозировать, что они будут одними из основных среди нового поколения двигателей для объектов ракетно-космической, ракетной и боевой техники. Основное внимание уделено детонационным ракетным двигателям твёрдого топлива.

Виконано аналіз науково-технічних даних по двигунам зі швидким виділенням енергії (вибуховим або детонаційним). Відмічається, що детонаційні реактивні двигуни, що розробляються, за своїми очікуваними технічними характеристиками краще хімічних, що використовуються у даний час, та можна прогнозувати, що вони будуть одними з основних серед нового покоління двигунів для об'єктів ракетно-космічної, ракетної та бойової техніки. Основна увага прикута до детонаційних ракетних двигунів твердого палива.

Scientific and technical data about engines with a high energy release (explosive or knocking engines) are analyzed. It is shown that developed knocking jet engines stand higher in their expecting technical data than the existing chemical engines, and it may predict that they will be important new-generation engines for rocket-space, rocket technologies and military equipment. Prominence is given to knocking solid rocket engines. It is noted that today there are technical prerequisites on some simple types of knocking jet engines for creation and the advisability of their applications in rocket-space, rocket technologies and military equipment.

Среди направлений разработок и исследований по совершенствованию двигателей ракетно-космической техники в последние десятилетия все больше внимания уделяется разработке двигателей с резко увеличенной скоростью выделения энергии – детонационных реактивных двигателей (ДРД). Взрывными или детонационными называют двигатели, у которых время выделения энергии топлива в заданном объёме меньше времени начала расширения продуктов газификации. При такой скорости выделения энергии (сгорания) топлива улучшаются термогазодинамические характеристики двигателя, создаются предпосылки для упрощения конструкции камеры сгорания, уменьшения размеров, объема и массы двигателя, улучшения баллистических характеристик летательного аппарата [1 – 10].

Отмеченные преимущества взрывных и детонационных двигателей дают основание прогнозировать, что эти типы двигателей относятся к двигателям будущего поколения объектов ракетно-космической техники.

До настоящего времени большинство разработок по взрывным и детонационным двигателям выполнено на уровне проектов перспективных воздушно-реактивных двигателей, ядерных двигателей ступеней ракет, а также двигателей космических летательных аппаратов; ряд работ посвящен теоретическим разработкам применительно к решаемым задачам или разрабатываемым объектам, общетеоретическим вопросам по проблеме детонации (взрыва); имеется ряд обзорных статей и специальных изданий, в которых обобщены разработки по отдельным аспектам и типам двигателей, в частности [1, 2, 3, 7, 11], в том числе по истории развития.

В 1960 – 1970-х гг. идея применения ядерных двигателей «внешней» схемы была реализована в ряде проектов, а именно: «Орион» (СССР), «Дедал» (США), «Икар» (СССР) [11]. Преимущества взрывных двигателей, выполненных по «внешней» схеме, перед двигателями, работающими по «внут-

© Н.Д. Коваленко, А.Е. Золотко, А.О. Кириченко, 2011

ренной» схеме, состоят в том, что они проще, легче и занимают меньший объём [2, 3, 11].

Большинство известных работ выполнено в СССР (в том числе в Украине) и США, с 70-х годов начали интенсивно развиваться разработки во Франции, ФРГ, Японии. Большинство разработок проведено по детонационным ракетным двигателям, использующим твердое топливо (ДРДТТ), с конкретной ориентацией их применения в разрабатываемых объектах. Эти двигатели наиболее близки к реализации на ряде объектов, они более полно (по сравнению с двигателями, использующими нетвёрдые топлива) разработаны и экспериментально исследованы [5, 6, 8, 9].

Целью настоящей статьи является общий анализ уровня разработки и перспектив применения ДРД и обобщение основных результатов исследований, выполненных в Институте технической механики НАН Украины и НКА Украины (далее – ИТМ) по детонационным ракетным двигателям твёрдого и пастообразного топлива.

1. Классификация принципиальных схем и типы рабочих процессов детонационных реактивных двигателей.

Детонационные двигатели разделяются на два класса:

- двигатели, использующие химическое топливо;
- двигатели, использующие ядерное топливо.

Ниже рассматриваются только химические двигатели, которые классифицируются по типу применяемого топлива на использующие:

- атмосферный воздух с газообразными, жидкими и твердыми горючими;
- твердые и пастообразные топлива;
- одно- и двухкомпонентные жидкие топлива;
- газообразные топлива.

Основное внимание в данной статье уделено ДРДТТ.

По принципиальным типам конструктивных схем выделяют двигатели, выполненные по:

- «внутренней» схеме (используется сопло для организации и ускорения потока продуктов сгорания);
- «внешней» схеме (двигатели без сопла).

По режиму работы двигатели целесообразно классифицировать на:

- одноимпульсные двигатели кратковременного действия;
- одноциклового и многоциклового срабатывания;
- многоимпульсные двигатели с последовательной детонацией;
- одноимпульсные с продолжительной непрерывной детонацией;
- многоимпульсные двигатели с продолжительной детонацией.

Столь большое разнообразие типов, схем, способов организации рабочих процессов создаёт разные направления разработок и исследований, двигатели каждого типа имеют свою область рационального использования, базируются на коренным образом отличающихся принципах действия, описываются разными математическими моделями.

2. Воздушно-реактивные детонационные двигатели.

Одним из основных направлений является разработка и исследование воздушно-реактивных детонационных двигателей (ВРДД). Разрабатывается ряд одноимпульсных и многоимпульсных детонационных двигателей с использованием воздуха, отличающихся принципиальной схемой и организацией рабочих процессов.

В 1950 – 1960-х гг. появились сообщения о ВРДД, в частности выполненных по схеме конструкции М. Роя [2, 11]. При такой скорости полёта в воздушном потоке в двигателе создаётся ударная волна. Форсунки располагают так, чтобы скачок давления произошёл в смеси воздуха и топлива, при этом происходит детонационное воспламенение топливной смеси. Считается, что детонационная волна при такой скорости встречного воздуха уносится к концу цилиндрической части камеры и двигателя, достигая скорости звука. Сверхзвуковое сопло (расширяющийся раструб), пристыкованное к концу цилиндрической части двигателя, увеличивает скорость и тягу.

К особому классу ВРДД относятся реактивные силовые установки с циклическим детонационным сжиганием топлива. В книге [3] публикуется ряд оригинальных статей видных зарубежных (в т.ч. российских) учёных по фундаментальным и прикладным проблемам организации рабочего процесса и тяговым характеристикам упомянутых импульсных детонационных двигателей, по вопросам компоновки камер сгорания, входных и выходных устройств, а также по оптимизации тяговых показателей; рассмотрены принципы работы и характеристики нескольких воздушно-реактивных и ракетных макетов-демонстраторов и обсуждены результаты их огневых испытаний. Отмечается, что в таких импульсных детонационных двигателях применяется новый принцип преобразования химической энергии топлива в реактивное движение: топливо периодически или непрерывно сжигают в бегущей детонационной волне. В сравнении с существующими схемами организации горения в воздушно-реактивных и ракетных двигателях детонационное сжигание топлива в бегущей волне имеет ряд принципиальных преимуществ, главные из которых: высокий термодинамический коэффициент полезного действия детонационного цикла в сравнении с другими циклами тепловых машин и простота конструкции.

3. Ракетно-космические детонационные реактивные двигатели.

Для объектов ракетно-космической техники разрабатываются детонационные реактивные двигатели, которые в зависимости от того, в каком виде топливо поступает в камеру сгорания, разделяются на детонационные жидкостные реактивные двигатели (ДЖРД), детонационные газовые реактивные

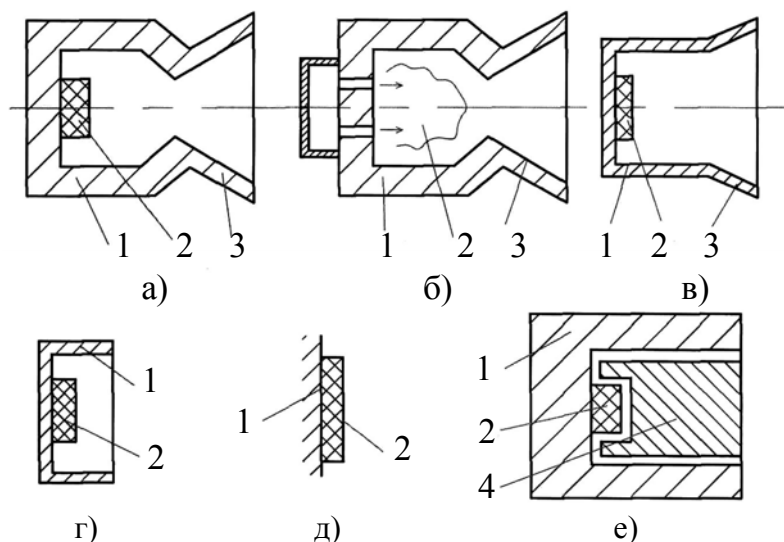


Рис. 1

двигатели (ДГРД) и детонационные реактивные двигатели твёрдого топлива (ДРДТТ). Возможные схемы одноимпульсных ДРД представлены на рис. 1.

Простейшие схемы сопловых двигателей (рис. 1 а, б) представляют собой камеру 1 с размещенным (или подаваемым) в ней зарядом твердого, жидкого или газообразного взрывчатого вещества (ВВ) 2 и сужающе-расширяющийся раструб 3. При инициировании заряда ВВ «мгновенно» газифицируется, продукты газификации наполняют камеру, а затем истекают из сопла, создавая определенный импульс переменной тяги в течение некоторого малого промежутка времени. Достоинство этой схемы в том, что здесь хорошо организован процесс истечения газов, имеются малые потери на рассеяние энергии, а при работе двигателя в плотных слоях атмосферы имеется в 1,5 – 2 раза более высокий удельный импульс тяги за счёт отбрасывания присоединенной массы и резкого снижения влияния давления окружающей среды. Основным недостатком этой схемы – большая масса конструкции двигателя в связи с большим давлением в камере. Двигатели, представленные на рис. 1 в), г), д), намного проще двигателей, показанных на рис. 1 а), б), но уступают последним в части величин удельного импульса. На рис. 1 е) показана схема балластного двигателя, он может развивать высокий удельный импульс за счет отбрасывания твердой балластной массы 4, но по своим массовым характеристикам уступает предыдущим.

На рис. 2 показаны схемы многоимпульсных взрывных двигателей на твердых (а, б), жидких и газообразных топливах (в). Эти двигатели могут быть реализованы как по сопловой, так и по бессопловой схеме.

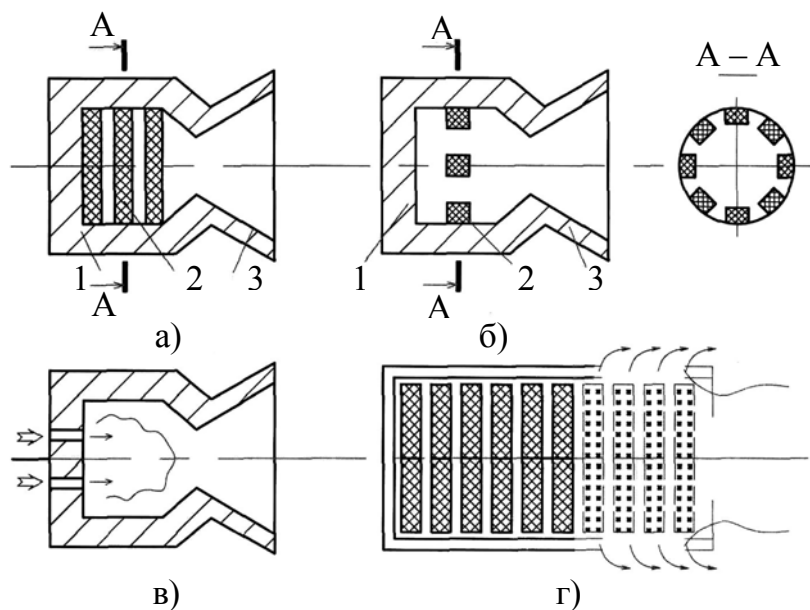


Рис. 2

Такой твердотопливный двигатель состоит из камеры сгорания 1 с соплом 3 и множества автономных импульсных зарядов ВВ 2, установленных в камере сгорания и защищенных от разрушения при срабатывании одного из них. Автономные заряды могут быть уложены отдельными торцевыми зарядами, разделёнными демпфирующими защитными слоями (а), или могут

быть расположены по цилиндру камеры (б). Инициирование автономных зарядов проводится последовательно.

Для двигателей, работающих на жидких и газообразных топливах (в), автономный заряд формируется путем последовательно подаваемых порций ВВ; после наполнения камеры ВВ иницируется и работает, как описанный выше одноимпульсный двигатель, после некоторого опорожнения камеры (с требуемым интервалом) подаются новые порции ВВ.

Наиболее интересной представляется схема двигателя твёрдого топлива с торцевым зарядом, которая наиболее эффективно может быть реализована в бессопловом варианте. Известен ракетный двигатель, состоящий из чередующихся слоев ВВ с высокой теплотворной способностью и слоев из инертных материалов с малой плотностью, ослабляющих высокие ударные напряжения, растягивающих возникающий импульс давления на более продолжительный период времени и газифицирующихся после детонации прилегающих слоёв ВВ [12].

Если двигатель выполнить по бессопловой схеме (рис. 2 г), то имеется принципиальная возможность в процессе инициирования слоев ВВ разрушать и отбрасывать отработавшие части двигателя, т.е. создать многоступенчатый разгонный блок; последний открывает перспективу резкого повышения баллистической эффективности ракеты на активном участке траектории. Известен ряд других патентов с последовательным подрывом порций ВВ в сопловых и бессопловых многоимпульсных взрывных двигателях на газообразном, жидком и твёрдом топливе. В частности, в [13] предложена схема бессоплового многоимпульсного детонационного двигателя на жидком топливе, в котором компоненты топлива подаются из центрального тела, разбрызгиваются и перемещаются над днищем к его периферии, у края днища струйки смеси иницируются и ударная волна движется от периферии к центру; когда ударная волна доходит до центрального тела, процесс детонации прекращается, так как топливо здесь в данный момент не подготовлено. Рабочий процесс реализуется автоматически по схеме: подача топлива – инициирование – детонация – прекращение детонации – подача топлива и т. д.

Особый интерес у разработчиков и исследователей вызывает детонационный жидкостной ракетный двигатель с цилиндрической камерой сгорания, в которой организуется вращающаяся детонация подаваемых в кольцевой канал компонентов топлива [4, 10, 14, 15]. Последнее десятилетие эти двигатели развиваются наиболее интенсивно. Особый интерес представляет камера с центральным телом, длина которой в 2 – 3 раза меньше камеры с соплом Лаваля. Разрабатываются конструкции опытных образцов, развивается экспериментальная база и математическое моделирование процессов при использовании кислородно-водородной смеси [14, 15].

Анализ всего многообразия известных схем детонационных реактивных двигателей, базирующихся на существенно разных принципах организации рабочих процессов, выходит за рамки настоящей статьи. Ниже рассмотрены основные результаты разработок и исследований по ДРД на твёрдом или пастообразном топливе с продолжительной импульсной или непрерывной детонационной газификацией топлива, выполненных в ИТМ и ряде других организаций.

4. Двигатели с продолжительной детонационной газификацией твёрдого топлива.

Для обеспечения продолжительной работы детонационных двигателей в неимпульсном режиме процесс детонации должен быть растянут по времени. Это может быть реализовано в детонационных двигателях твердого топлива с конструкцией заряда, выполненного в виде шнура большой длины (или ленты), уложенного в камеру сгорания и инициируемого с одного конца. В этом случае детонация происходит не по всему объему ВВ, а протекает по шнуру со скоростью детонационной волны [5, 6, 9, 16, 17, 18].

Инициатор (детонатор) устанавливается со стороны выходного сечения камеры (со стороны сопла). Величина тяги двигателя и время его работы будут определяться толщиной слоя ВВ в ленте и ее длиной, а также скоростью распространения детонационной волны по длине ленты (рис. 3 а, б).

Наибольшими преимуществами обладает заряд, выполненный в виде шнура круглого или квадратного поперечного сечения, уложенного последовательно плоскими спиралями, пространства между витками и слоями которых заполнено защитным (демпфирующим) газифицируемым материалом (рис. 3 в) [17 – 23].

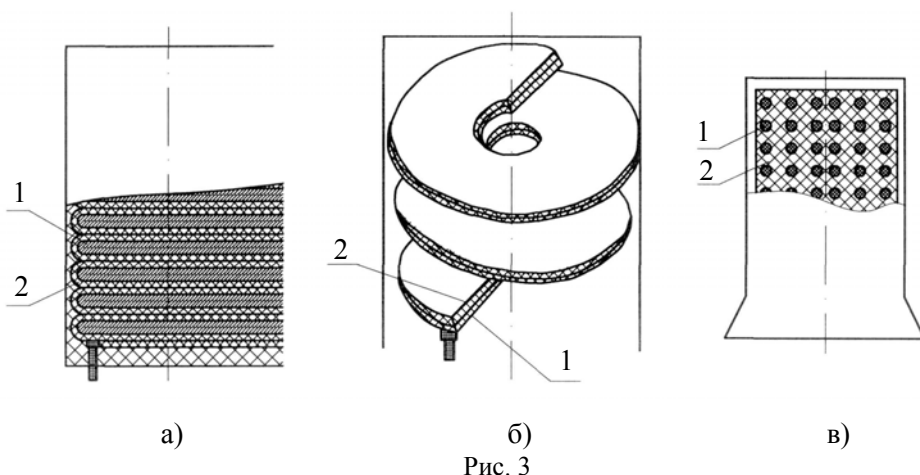


Рис. 3

Идея использования режима детонационного сгорания твёрдого топлива в ракетных двигателях давно привлекала внимание исследователей. Имеется теоретическое обоснование возможности повышения эффективного удельного импульса тяги двигателя примерно в два раза по сравнению с традиционными РДТТ. Теоретические и экспериментальные исследования за рубежом, опубликованные в семидесятых годах прошлого столетия, были выполнены с целью разработки ДРДТТ для аппаратов, движущихся в плотных слоях атмосферы других планет, в частности Венеры [8]. Практическое применение ДРДТТ было затруднено тем, что идея использования в качестве топлива ракетного двигателя взрывчатых веществ при традиционном подходе к её реализации предопределяла импульсный режим работы двигателя с высокими динамическими перегрузками.

Необходимо было найти решение по увеличению времени детонационного горения заряда ДРДТТ. Эта проблема исследовалась ИТМ совместно с ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля с 1984 г. Предложены многочисленные модели, изготовлен и испытан ряд образцов экспериментальных ДРДТТ. Ряд разработок (более 10), отличающиеся типом заряда и конструкцией камеры, выполнены на уровне изобретений [6, 16 – 23].

Работы проведены по двум типам зарядов: заряды шнурового типа и заряды объёмные (гомогенные) цилиндрической или конусообразной формы из низкомолекулярного или порошкообразного твёрдого топлива с обычными компонентами в составе и распределёнными по объёму гранулами взрывчатого вещества.

Заряды шнурового типа базируются на укладке детонационного шнура спиральными, цилиндрическими или конусообразными слоями; детонирующая часть шнура снабжена оболочкой из газифицируемого материала, демпфирующей ударную волну, или детонирующий шнур укладывается на профилированную поверхность разделительной прокладки, разделяющей слои и демпфирующей поперечные и продольные ударные волны от бегущей по шнуру детонационной волны.

Объёмный заряд может быть выполнен с торцевой (или другой формы) глухой поверхностью горения.

В результате исследований детонационно-дефлаграционного горения шнуровых зарядов из взрывчатых веществ, а также порошкообразных зарядов была показана возможность обеспечения скорости горения порядка десятков метров в секунду [2, 16, 19].

Процесс детонационно-дефлаграционного горения происходит с высокой скоростью истечения газа, что позволяет в ряде случаев отказаться от сопла Лаваля и выполнить высокую полноту заполнения камеры топливом (до 98% объёма) и плотную компоновку ступени ракеты с постепенным отбрасыванием масс отработавших частей конструкции корпуса двигателя. По оценкам ИТМ, описанным в [5], реализация упомянутых решений позволит снизить стартовую массу баллистической твёрдотопливной ракеты среднего класса на 30%.

Испытания модельных ДРДТТ показали, что порошкообразное топливо на основе нитрата или перхлората аммония является хорошим поглотителем ударных волн. Это обеспечивает надёжную работу двигателя с зарядом, имеющим высокий коэффициент объёмного заполнения. При этом нет необходимости в использовании зарядов сложной формы, как у обычных РДТТ.

Особый интерес представляют разработки и результаты исследований ДРДТТ с управляемым детонационным горением топлива, использующего взрывчатые вещества, сформированные в виде детонационного шнура, уложенного в камере сгорания плоскими слоями с поглотителем ударных волн. Принципиальная схема такого двигателя и рабочего процесса в нём показаны на рис. 4, заимствованном из [6], где 1 – локальный объём, 2 – ударная волна, 3 – фронт расширения продуктов детонации, 4 – зона сверхвысокого давления, 5 – зона «среднего» давления в объёме камеры, 6 – корпус камеры двигателя, 7 – шнуровой заряд.

Действительная картина рабочего процесса в камере более сложная в связи с влиянием на процесс расширения и истечения из камеры продуктов детонации имеющихся в конструкции камеры стенок и элементов конструкции её топливного заряда.

Разработаны и испытаны экспериментальные ДРДТТ с различными типами формирования зарядов с детонационными шнурами. Ряд разработок защищён авторскими свидетельствами СССР на изобретения [17, 18, 20 – 23]. Для проведения экспериментальных исследований процессов в детонационном двигателе в ИТМ была создана уникальная экспериментальная база с инерционным и двумя маятниковыми стендами, позволяющими измерять им-

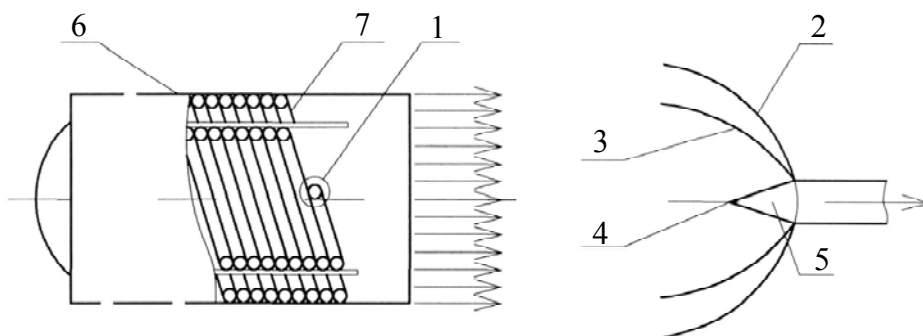


Рис. 4

пульсные параметры двигателя. Проведено более 200 испытаний ДРД разных схем и конструкций зарядов и корпуса камеры, подтвердивших высокую эффективность устройств разных конструкций и схем укладки с детонационным горением топлива, снаряжённого в камере в виде заряда – детонационного шнура. Параллельно с проведением экспериментальных исследований развивалась теория детонационных ракетно-космических двигателей, разрабатывались методы расчёта характеристик ДРД, рекомендации по разработке, отработке и условиям эффективного использования.

Теоретические разработки и экспериментальные исследования детонационных РДТТ далеко не завершены, однако в ходе ряда испытаний, выполненных в ИТМ, была показана возможность получения сверхзвукового потока продуктов сгорания в выходном сечении камеры без использования сопла Лавала. Это объясняется тем, что в локальной зоне газификации топлива реализуется сверхвысокое давление (порядка 10^9 Па и более), расширение продуктов сгорания и отбрасывание их к выходному сечению камеры, за которым давление равно примерно атмосферному, происходит при столь большом перепаде давления, при котором поток приобретает сверхзвуковую скорость. Эти результаты получены при сравнительных испытаниях трёх видов ДРДТТ, отличающихся конструкцией камер: 1 – камера, выполненная в виде цилиндрической оболочки с длиной, равной примерно половине диаметра цилиндра; 2 – та же камера с пристыкованным к ней соплом Лавала; 3 – с пристыкованным к ней расширяющимся раструбом длиной, равной примерно половине диаметра цилиндра.

Упомянутые три типа ДРДТТ со шнуровым зарядом одной конструкции прошли серию огневых испытаний на стендах ИТМ в равных условиях с измерением создаваемого ими импульса тяги. При этом наибольший импульс тяги получен при испытании двигателя с расширяющимся раструбом, а наименьший – с соплом Лавала. Разность измеренных импульсов тяги составляла диапазон (15 – 20 %), разброс объясняется, в основном, разбросом технологий изготовления зарядов и разнообразием конструкций экспериментальных образцов, а также погрешностью эксперимента. Статическое давление в камере сгорания, измеряемое безынерционными приборами, составляло не более (7 – 10) МПа, т.е. находилось в диапазоне давлений, характерных для обычных РДТТ. Статическую температуру потока продуктов сгорания измерить не удавалось в связи с малой продолжительностью процесса. Однако следует заметить, что сразу после испытания двигателя температура наружной поверхности камеры ДРДТТ не превышала 330К.

Предложенные и экспериментально опробованные решения по увеличению времени детонационного горения заряда топлива создали предпосылки для разработки ДРДТТ с существенно новыми качествами. Применение в двигателе в качестве заряда детонирующего шнура, уложенного в камере изолированными между собой спиральными слоями, позволяет ограничить площадь поверхности, по которой осуществляется детонационное горение, и в зависимости от длины шнура может обеспечить время работы двигателя от долей секунды до десятков секунд. Тяга такого двигателя $P_{ДРД}$ пропорциональна расходу продуктов сгорания детонирующего шнура $\dot{m}_{н.д.}$, энергосодержанию продуктов детонации, которое можно охарактеризовать импульсом давления продуктов детонационной газификации $I_{Р.д.г.}$ (вычислить который можно, зная энтальпию рабочего тела) и коэффициентом тяги $K_{Р.ДРД}$, характеризующим эффективность процесса истечения продуктов детонации из камеры двигателя

$$P_{ДРД} = \dot{m}_{н.д.} \cdot I_{Р.д.г.} \cdot K_{Р.ДРД}.$$

Массовый газоприход в камеру при детонации шнурового заряда в камере $\dot{m}_{д.ш.}$ можно определить по формуле

$$\dot{m}_{д.ш.} = \rho_{ВВ.ш} S_{ВВ.ш} D_{ВВ.ш} K_{д.м.};$$

где $\rho_{ВВ.ш}$ – плотность взрывчатого вещества шнура; $S_{ВВ.ш}$ – площадь поперечного сечения шнура; $D_{ВВ.ш}$ – скорость распространения детонационной волны (детонационной газификации шнура); $K_{д.м.}$ – коэффициент, учитывающий газоприход в камеру от газификации демпфирующего материала.

Изменяя диаметр детонирующего шнура, а также используя в заряде несколько отрезков шнура, можно обеспечить работу двигателя в режиме непрерывного действия с заданной диаграммой изменения величины тяги и многократным остановом и запуском.

Описанные особенности детонационного превращения топлива шнура в газы и истечения их из камеры таковы, что имеются теоретические и экспериментальные предпосылки к упрощению (или устранению) соплового блока РДТТ, являющегося самой сложной, имеющей относительно большую массу и наименее надёжной составной частью традиционных РДТТ. Это, в свою очередь, открывает перспективы упрощения конструкции ступеней ракет, упрощения технологии и снижения стоимости их изготовления.

При описанных выше новых качествах ДРДТТ он может применяться для решения широкого круга задач ракетной, ракетно-космической техники, объектов вооружения и ряда народно-хозяйственных задач.

Выполненные расчётные оценки, а также результаты экспериментальных исследований моделей ДРД показали, что для обеспечения тяги двигателя в пределах (20 – 180) тонн при скорости детонационной волны по шнуру, равной $6 \cdot 10^3$ м/с, диаметр поперечного сечения шнура ориентировочно составит примерно (5 – 15) мм. На начальном этапе экспериментальных исследований моделей ДРД для изготовления заряда использовался стандартный серийно выпускаемый детонирующий шнур диаметром 5 мм в матерчатно-нитяной оплётке. В дальнейшем специализированной организацией (ВНИИ специальных конструкций) по заданию ИТМ были разработаны и изготовлены опытные

партии шнуров из эластичных составов, представляющих собой высоконаполненные гетерогенные композиции на основе пластифицированного полимерного связующего и активного наполнителя. В качестве активного наполнителя в указанных составах использовался продукт ОСТ В84 – 1385 – 76, который и определяет основные характеристики составов.

В качестве связующего состава шнура использованы полимеры полиизобутилен ПИБ – 85 (в составе ОСТ В84 – 1994 – 85) и дивинилстирольный термоэластопласт ДСТ – 30. Полимеры с целью сохранения эластичности пластифицируются маслами. В качестве упрочняющей добавки в эластичных материалах используется фторопласт. В эластичный состав вводится дибутилласбодинаат для снижения температуры хрупкости и ряд других добавок-стабилизаторов (в сумме не более 0,5 %).

Отработана технология изготовления детонирующих шнуров диаметром 2,3 мм (ДШ – 2,3) из состава ОСТ В84 – 1994 – 62 и шнуров 1,3 мм (ДШ – 1,3) из состава ОСТ В84 – 1473 – 77, выполняющая основные требования, вытекающие из условий использования шнуров для изготовления шнуровых зарядов ДРД. В частности, скорость детонационной волны для ДШ – 2,3 составляла 7600 м/с, для ДШ – 1,3 – 7300 м/с, температура вспышки – 463К и 442К соответственно, плотность материала ДШ – 1470 кг/м³ и 1350 кг/см³, прочность шнуров была не менее $6 \cdot 10^4$ кг/м², эластичность шнуров не допускала образования трещин при изгибе шнура через стержень диаметром 20 мм в диапазоне температур $T_n = 253\text{К}$ и $T_g = 343\text{К}$.

Для оценки стабильности срабатывания шнуров на изгибах и стыках была проведена проверка работоспособности шнуров при соединении их встык клеем марки 88НП ТУ38 – 105540 – 85 на петлях диаметром 10, 15 и 20 мм. Срабатывание шнуров в таких конструкциях зарядов было полным.

Работы по технологии изготовления ДШ для зарядов ракетно-космических двигателей далеко не завершены. Одной из основных задач дальнейших работ является уменьшение линейной усадки шнура после длительного хранения. Полученные результаты по определению усадки шнуров показали, что в условиях термообработки и при воздействии технологических параметров полной стабилизации геометрических размеров шнуров не получено. При хранении шнуров в отапливаемом складском помещении в течение 9 месяцев линейная усадка шнуров из состава ОСТ В84– 1994 – 82 составила 2%, из состава ОСТ В84 – 1473 – 77 – 1%. При этом наиболее интенсивно процесс усадки протекал в первые 30 дней хранения – усадка составляла более половины. Явление усадки линейных размеров шнуров необходимо учитывать при их эксплуатации (прежде всего, это важно при разработке технологии формирования зарядов для ДРД, подлежащих длительному хранению). На данном этапе разработки ДШ изготовление из них зарядов должно производиться непосредственно перед испытанием двигателя. Основные результаты получены при испытании экспериментальных образцов ДРД с модификациями зарядов, у которых использованы серийно выпускаемые детонирующие шнуры марки ДШ – В (ГОСТ 6196–78), ДШТ – 200 (ТУ 84 – 711 – 83), ДШЭ – 12Г (ГОСТ 6196–78), имеющие диаметр поперечного сечения $d=5,5$ мм и скорость детонационной волны $D \approx (6000 - 7000)$ м/с. При проведении экспериментальных исследований получен импульс тяги двигателя, отнесенный к массе взрывчатого вещества шнура, не менее 5000 м/с; если относить к суммарной массе шнура, т.е. к массе ВВ и массе негазифицируемой матерчатонитяной оплётки ВВ, то удельный импульс составил 2700 м/с.

Применение в детонирующем шнуре высокоэнергетических материалов облётки, которые газифицируются в процессе детонации ВВ, позволит повысить удельный импульс тяги. При испытании ДШ в полиэтиленовой оболочке (навеска ВВ составляла $33 \cdot 10^{-3}$ кг/м, при этом масса оболочки – $6 \cdot 10^{-3}$ кг/м) оболочка газифицировалась полностью. Это даёт основание прогнозировать повышение удельного импульса тяги на (10 – 15)%, т.е. до 3100 м/с. Аналогичные результаты по удельному импульсу следует ожидать для двигателей с эластичным шнуром малого диаметра. Имеются перспективы улучшения энергомассовых характеристик ДРД за счёт совершенствования их конструкции и применения более эффективных топлив.

Учитывая технологичность состава ОСТ В 84 – 1473 – 77, обеспечивающую сохранность геометрических размеров шнуров в процессе изготовления и применения их, а также учитывая идентичность его составу ОСТ В84 – 1994 – 82 по спецхарактеристикам, рекомендуется для дальнейших работ использовать ДШ с составом ОСТ В84 – 1473 – 77. Эти шнуры благодаря большей прочности и эластичности удобны в эксплуатации, сохраняют свою форму (не слеживаются при длительном хранении) при температуре от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$, имеют стабильные физико-механические характеристики и работоспособность.

Технология сборки зарядов из детонирующих шнуров эластичных составов малого диаметра для экспериментальных ДРД до настоящего времени не отработана.

Первые испытания ДРД с зарядами на базе упомянутых шнуров при использовании ранее отработанных технологий прошли неудачно. В процессе работы двигателя со спиралью ДШ без демпфирующих прослоек заряд разрушался так, что после испытания оставались фрагменты шнура. При испытании двигателя со спиралью, уложенными слоями, разделёнными демпфирующими прослойками, последние не успевали газифицироваться в процессе прохождения волны детонации и в газовом потоке из камеры наблюдались фрагменты демпфирующего материала. Дальнейшие исследования ДРД планировалось провести с зарядом со спиралью ДШ, уложенного в полиэтиленовую оболочку. Однако дальнейшие работы в ИТМ по этим двигателям были остановлены в связи с прекращением поставок ДШ из Российской Федерации.

Теоретическому исследованию нестационарного движения газа, возникающего при взрывных процессах, посвящён ряд работ [5, 16, 24, 25 и др.], однако точные решения получены только для одномерных расчётных схем. Расширение продуктов взрыва в ограниченном пространстве – сложный нестационарный процесс, не поддающийся в настоящее время теоретическому исследованию. Здесь имеет место сложная картина взаимодействия ударных волн между собой и со стенками камеры. Приближённые расчёты отдельных импульсов по одномерной расчётной схеме дают возможность оценить максимальные значения удельного импульса тяги в неатмосферной среде; согласно этим оценкам он находится в диапазоне (5000 – 9000) м/с в зависимости от применяемого взрывчатого вещества. В реальных условиях удельный импульс тяги будет ниже и определить его можно только экспериментальным путём.

Экспериментальные исследования одноимпульсных ДРД, проведенные в лаборатории реактивных двигателей Калифорнийского института США, показывают, что величины удельных импульсов находятся в широких пределах

от 2000 м/с до 5500 м/с, т.к. условия испытаний были очень разнообразны: варьировался состав атмосферы (углекислый газ, азот, гелий, смеси, имитирующие атмосферы планет Солнечной системы), давление окружающей среды от 30 атм до 900 атм; определялись мгновенные и средние значения удельного импульса, последние примерно в два раза меньше.

Известные зарубежные исследования ДРДТТ выполнены применительно к одноимпульсным двигателям, предназначенным для работы в плотных атмосферах планет.

Теоретические или экспериментальные исследования по ДРДТТ с непрерывным или пульсирующим (циклическим) детонационным сжиганием топлива, кроме работ, выполненных в ИТМ, авторам настоящей работы в настоящее время неизвестны. Вместе с тем, процессы в пульсирующем ДРД намного сложнее упомянутых выше одноимпульсных, т.к. в них происходит совокупность взаимодействующих между собой и со стенками камеры взрывных процессов, локальные и интегральные характеристики которых в отдельности и совокупности зависят от частоты взрывов, от области расположения их в камере, от процессов активации и мощности взрывов, от компоновки камеры сгорания, входных и выходных устройств. Разработка теоретической базы по отдельным аспектам таких двигателей интенсивно развивается в течение последних десятилетий.

В ДРДТТ с непрерывной растянутой во времени детонационной газификацией топлива происходят принципиально новые, практически не изученные процессы. Процессы расширения и течения продуктов детонации в камере с взаимодействием их с демпфирующими элементами заряда и стенками камеры не поддаются математическому описанию и в сильной степени зависят от конструктивных схем заряда, камеры сгорания и сопла двигателя.

В разработках ДРДТТ выделяется три типа камер: камеры с соплом Лаваля, камеры цилиндрические без сопла, камеры цилиндрические со сверхзвуковым соплом в виде расширяющегося раструба.

Процессы в камере первого типа описываются интегральными уравнениями для газоприхода в камеру, обеспечиваемого площадью детонирующей поверхности (в данном случае площадью поперечного сечения шнура) и скоростью детонационной волны, и для газорасхода из камеры, обеспечиваемого площадью критического сечения сопла. В таком виде камера выполняет функции наполняемого и опорожняемого ресивера с соплом дозвукового и сверхзвукового расширения. Для достижения упомянутых выше преимуществ ДРД в таких камерах сгорания реализуется высокое давление, что приводит к увеличению массы камеры и снижает баллистическую эффективность двигателя.

В цилиндрической камере сгорания процессы отличаются коренным образом. Продукты детонации движутся от области взрыва в сторону выходного сечения с большой сверхзвуковой скоростью, увлекая за собой боковые потоки, отражённые от стенок сопла. При большой длине незаполненной топливом цилиндрической части камеры сгорания в ней могут возникать скачки торможения (уплотнения) потока продуктов сгорания, что приведет к некоторым энергетическим потерям газового потока и дополнительным тепловым потокам в стенку камеры. Это нежелательное явление диктует необходимость поиска оптимальной длины камеры сгорания и её конструктивно-компоновочной схемы.

Наибольший импульс тяги измерен в камере третьего типа, содержащей расширяющийся раструб. Задача поиска оптимальных решений по камере и соплу этого типа усложняется и расширяется.

Описанные особенности бесплохов ДРДТТ со шнуровым зарядом, выполненным в виде уложенных плоскими слоями спиралей, диктуют целесо-

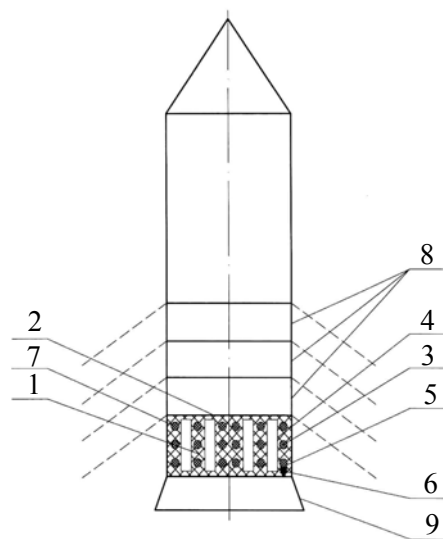


Рис. 5

образность создания камер сгорания ДРДТТ с отбрасываемыми (уже отработавшими) фрагментами цилиндрической оболочки камеры. Это открывает перспективы и упрощает проблемы создания многоступенчатых ракет, используя многосекционные двигатели с последовательно отбрасываемыми массами. Одна из таких принципиальных схем многосекционных ДРДТТ описана в работе [5]. На её основании с применением описанной выше камеры сгорания ДРД с расширяющимся раструбом можно представить многоступенчатую ракету (рис. 5), содержащую двигатель с торцевым зарядом твёрдого детонационного топлива, уложенного в камеру сгорания 1 спиральными слоями детонирующего шнура 3 с демпфирующими прослойками 4. Детонационное горение в камере сгорания инициируется капсюлем-детонатором 6, расположенным на одном из концов 5 детонирующего шнура со стороны выходного сечения камеры сгорания, и продолжается до тех пор, пока детонационная волна, распространяющаяся по ДШ со скоростью 6 – 8 км/с, не дойдёт до конца 7 ДШ, расположенного у переднего днища 2. Секции 8 отделяются и отбрасываются кольцевыми зарядами ВВ по мере выгорания ДШ и освобождения некоторого объёма камеры сгорания. Шнуровой заряд может быть выполнен из нескольких отрезков, расположенных вдоль корпуса камеры сгорания так, что двигатель при необходимости может включаться несколько раз, образуя участки активного полёта ракеты. Для повышения экономичности двигателя и, таким образом, снижения запасов топлива на борту летательного аппарата перед отделением отбрасываемые секции могут развёртываться в конические оболочки 9 и функционировать некоторое время как сопловой насадок двигателя.

5. Детонационные реактивные двигатели на пастообразном топливе.

Известные в настоящее время импульсные ДРД на жидких или газообразных топливах содержат системы высокочастотной (до 50 – 100 Гц) подачи топлива в камеру сгорания и системы инициирования их детонации. Для такого типа импульсных ДРДТТ чрезвычайно сложной остаётся задача подачи порций топлива в камеру детонационного сгорания с обеспечением требуемой частоты импульса тяги.

Известные ДРДТТ, предусматривающие размещение топлива в камере сгорания, требуют разработки специальной конструкции заряда (ленточного, шнурового, сотового и др.), сложность которой резко возрастает, если к дви-

гателью предъявляются требования по многократному запуску и регулированию тяги.

Учитывая это, особый интерес имеет использование в качестве топлива для детонационного двигателя унитарного пастообразного топлива, которое используется в известных ракетных двигательных установках на пастообразном топливе (РДУПТ).

Наибольший интерес имеют РДУПТ на унитарном топливе, которое изготавливается по технологии, отработанной при изготовлении твёрдых топлив для современных ракетных двигателей. Как отмечено в [26], такое пастообразное топливо является промежуточным продуктом производства смесевых твёрдых топлив на этапе формирования топлива в заряд и до его затвердевания.

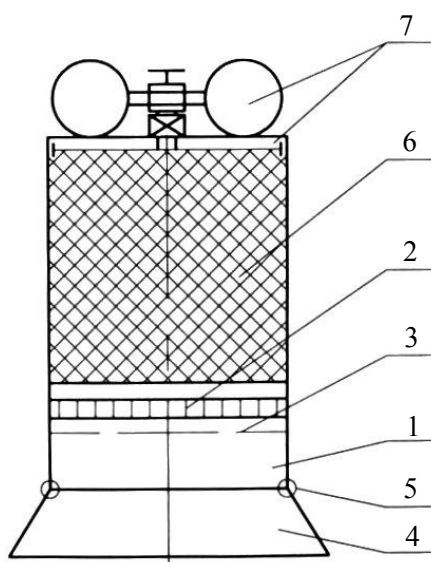


Рис. 6

Такое пастообразное топливо имеет высокий энергетический потенциал и высокую плотность, особенно при его металлизации. Кроме того, в [6] отмечаются следующие достоинства пастообразного топлива:

1 – возможность непосредственно изменять расход топлива в камеру и таким образом регулировать тягу двигателя в широком диапазоне;

2 – возможность заполнить топливом весь свободный объём топливного бака;

3 – возможность гибкого изменения состава топлива и его характеристик.

Ракетная двигательная установка на пастообразном топливе (рис. 6) [27] содержит в себе камеру 1 детонационного сгорания топлива с подающе-

распределяющей головкой 2, систему запуска 3 камеры (инициирование детонации), сверхзвуковое сопло (4) и систему его качания с целью регулирования вектора тяги, бак с пастообразным топливом 6 и вытеснительную систему 7 подачи его в камеру сгорания. Устройство работает следующим образом. Во время запуска двигателя включается вытеснительная система 7 топливного бака 6 двигателя, под давлением газа наддува пастообразное топливо поступает в подающе-распределяющую головку 2, которая содержит в себе управляемые механизмы подачи порций пастообразного топлива в одну или несколько, или совокупность форкамер (типа сотовых элементов), которые открыты в пространство камеры сгорания и изолированы от бака с топливом. Одновременно с поступлением топлива в форкамеры подаётся импульс для последовательной или одновременной детонации порций топлива. В период детонации срабатывает перезарядный механизм и подаёт в камеру новые порции топлива, которые аналогично детонируют, и процесс продолжается с частотой, которую обеспечивает механизм подачи топлива (50 – 100 Гц). Для регулирования тяги изменяется частота подачи топлива в камеру сгорания двигателя. При выключении двигателя (обнулении тяги) выключается вытеснительная система и выключается механизм подачи топлива в камеру.

Для регулирования вектора тяги двигателя после его запуска включаются бортовые источники энергии и приводы качания сопла, таким образом соз-

даются боковые управляющие силы по тангажу и курсу. При выключении двигателя автоматически выключаются приводы и их источники энергии.

Большие преимущества такого двигателя состоят в том, что он не требует высокого давления в топливном баке и, таким образом, ему необходим небольшой запас газа для наддува. В таких условиях целесообразно использовать «холодную» систему наддува топливного бака и обеспечить более экономные расходы газа, необходимые для функционирования двигателя.

В такой двигательной установке резко упрощается конструкция систем хранения и подачи топлива, резко уменьшается масса конструкции двигательной установки, срок и стоимость её отработки.

Такие двигатели могут быть выполнены с соплом и в бессопловом варианте с цилиндрической выходной частью или с расширяющимся раструбом.

6. Возможные области применения детонационных ракетных двигателей твёрдого топлива.

Отличительные особенности детонационных двигателей, а именно: высокая скорость выделения энергии и, следовательно, высокая тяговооруженность и более высокий коэффициент полезного действия термодинамического цикла двигателя, высокое быстродействие реализации большой тяги, малые разбросы времени срабатывания и величины создаваемого импульса тяги, возможность создания бессопловой конструкции двигателя (следовательно, упрощение конструкции и уменьшение габаритов двигателя), возможность получения в несколько раз более высоких удельных импульсов при работе в среде с высокой плотностью, определяют перспективность их применения и большие потенциальные возможности во многих типах объектов ракетно-космической, военной и другой техники.

Первоначально разработка ДРДТТ проводилась применительно к маршевым двигателям космических летательных аппаратов, работающих в плотных слоях атмосферы планет.

В настоящее время наиболее очевидной и ближайшей представляется перспектива использования детонационных химических двигателей в качестве двигателей, управляющих и корректирующих движение летательного аппарата, когда необходимо выполнение операций, требующих высокого быстродействия, высокой точности срабатывания и высокой точности выдачи импульса при высоком уровне тяговооруженности.

Детонационные двигатели имеют особые преимущества при выполнении задач, требующих многократного создания импульсов тяги. В импульсных двигателях с обычным горением топлива имеет место большое время задержки воспламенения топлива и нестационарность давления в камере сгорания, что приводит к снижению эффективного удельного импульса и точности его выдачи. Для детонационных двигателей из-за большого уровня давления во время выдачи импульса тяги резко сокращается время воспламенения и газификации топлива, в результате чего повышается эффективный удельный импульс и точность его выдачи. Преимущества детонационных двигателей (импульсных и с непрерывным режимом работы) по удельному импульсу резко возрастают при работе их в условиях высокого давления окружающей среды (при высоком противодавлении). В этом случае эффективность обычных двигателей с горением топлива снижается из-за низких степеней расширения продуктов газификации $\left(\frac{P_k}{P_a}\right)$, где P_k – давление в камере сгорания, P_a – дав-

ление на срезе сопла), в то время как при детонационной газификации топлива можно получить более высокие степени расширения.

Важным преимуществом импульсных двигателей является то, что их удельный импульс при работе в плотной среде может быть увеличен в несколько раз за счет отбрасывания внебортовой присоединенной массы. Эти свойства ДРДТТ (и других типов ДРД) создают перспективу их применения в объектах военной техники, функционирующих в условиях большого давления окружающей среды, в частности в качестве маршевых двигателей для разгона ракет при их глубоководном старте, для разгона торпед, для управления скоростными маневрирующими объектами при полете их в атмосфере и др.

ДРД могут быть применены для обеспечения мягкой посадки КЛА на Землю и поверхности других планет, в качестве тормозных и разгонных двигателей для выполнения транспортировочных операций при создании орбитальных группировок КЛА и при их перестройке, быстрого разведения и функционирования активных ложных маскирующих целей, для разгона, коррекции траектории управляемых снарядов при подходе к цели и др. Для решения ряда задач в космических системах противокосмической и противоракетной обороны детонационные двигатели могут стать единственно приемлемыми.

Из анализа известных решений можно сделать выводы, что наибольший интерес представляют ДРДТТ со шнуровым зарядом или зарядом, выполненным в виде многослойной спиральной конструкции с чередованием слоев ВВ и демпфирующих (ослабляющих) газифицируемых слоев. На основе таких ДРДТТ в принципе возможно создание ракет с большой многоступенчатостью; многократное отделение конструкции обеспечит резкое увеличение эффективности разгона. Так, при использовании ДРДТТ со шнуровым зарядом и двадцатью отбрасываемыми ступенями стартовая масса ступененосителей ракеты типа МХ может быть уменьшена на 25 – 30% при той же полезной нагрузке и решаемых задачах [5].

Вполне очевидно, что для создания таких двигателей требуется решить ряд научно-технических, технологических и других проблем по созданию конструкции и технологии изготовления заряда, управлению процессом детонационного горения заряда и газификации демпфирующих слоев. Вместе с тем, к настоящему времени разработаны некоторые схемы зарядов, которые могут быть использованы в детонационных РДТТ с непрерывным режимом работы и требуемыми тяговыми характеристиками.

Помимо указанных выше возможных направлений применения детонационных двигателей в объектах ракетно-космической техники, в некоторых работах рассматривается ряд других задач, в частности:

- создание управляющего импульса для коррекции движения самонаводящегося вращающегося космического (или другого типа) снаряда типа американских снарядов противокосмической и противоракетной обороны "АСАТ" и "Хит";

- создание новых высокоэффективных реактивных торпед и объектов, систем ближнего боя, коррекции и стабилизации боеприпасов на траектории;

- создание на основе детонационных РД "внешней" схемы устройств высоких быстродействия и тяговооруженности для резкого торможения или изменения курса движения судов и транспортируемых плавсредств.

7. Направления дальнейших исследований ДРДТТ.

Дальнейшие исследования детонационных химических двигателей должны выполняться в следующих направлениях:

- уточнение и расширение информации об энергетических и массовых характеристиках двигателей и зарядов взрывчатых веществ;
- создание конструкций двигателей, способных работать в различных условиях окружающей среды (вакуум, высокое давление, набегающий поток);
- дальнейшее более детальное изучение областей использования.

На основании выполненного анализа известных данных по детонационным химическим двигателям вышеуказанные укрупненные направления дальнейших исследований могут быть в разной степени конкретизированы в зависимости от уровня разработки того или иного типа двигателя.

Наиболее детально такую конкретизацию можно выполнить по детонационным двигателям твердого топлива, которые в настоящее время, как отмечалось ранее, наиболее полно разработаны и которые наиболее близки к практическому использованию (в сравнении с другими типами детонационных двигателей).

Ряд проблемных задач, от успешного решения которых зависит создание реальных конструкций ДРДТТ и реализация прогнозируемых преимуществ, касаются следующих сторон решаемой проблемы создания ДРДТТ:

- разработка и выбор рецептур детонационного топлива и демпфирующих материалов;
- разработка и создание специальных шнуров, лент и других форм взрывных веществ, обеспечивающих необходимые скорости горения топлива, требуемые режимы и надёжность рабочего процесса;
- исследование процессов истечения из камеры;
- исследование процессов истечения продуктов газификации зарядов, выбор рациональных форм и конструкций сопловых блоков;
- исследование влияния на удельный импульс тяги состава ВВ и защитных покрытий, толщины и материала демпфирующих прослоек между слоями ВВ, соотношения масс ВВ и защитных покрытий, ограничения пространства детонации и др.;
- исследование прочности и демпфирующих свойств покрытий, определение минимальных гарантийных толщин, исключающих разрушения и (или) несанкционированные срабатывания последующего слоя ВВ от предыдущего;
- исследование разбросов основных характеристик двигателей, в том числе по суммарному импульсу тяги, величине и направлению сообщаемой аппарату скорости и т.д.;
- создание эффективных малогабаритных систем инициирования и управления взрывом;
- разработка технологии снаряжения камеры сгорания двигателя;
- совершенствование экспериментальной базы и методов исследования рабочих процессов и отработки ДРДТТ;
- создание научных основ и методического обеспечения по проектированию и отработке, и др.

Большинство из отмеченных здесь проблем и путей дальнейших исследований детонационных ракетных двигателей твёрдого топлива относится и к детонационным двигателям на жидких и газообразных топливах с учетом специфики проблем, связанных с типом топлив. При этом процессы в этих двигателях резко усложняются, так как зависят еще от конструкции и параметров систем подачи топлива, процессов смешения топлив.

Вместе с тем известно, что создание любого нового типа двигателя требует в большей или меньшей мере специальных исследований и разработок по всем затронутым выше аспектам.

Выводы.

Проведенный анализ известной информации о детонационных двигателях с целью оценки потенциальных возможностей, уровня разработки и областей их применения в ракетно-космической и других областях техники показал, что эти двигатели перспективны для решения многих актуальных задач и работы по ним развиваются во многих странах.

В результате анализа рассмотренных схем основных типов двигателей выделены основные особенности, создающие этим двигателям большие преимущества перед известными другими.

Наиболее интенсивно начали развиваться работы по детонационным двигателям в последние два-три десятилетия. Известные в настоящее время разработки ДРДТТ выполнены в СССР (в том числе и в Украине) и в США на уровне проектов, патентов и изобретений, экспериментальных образцов и научно-исследовательских работ. Уровень разработки наиболее простых импульсных детонационных ракетных двигателей твердого топлива достаточен для разработки опытных конструкций и товарных образцов, по другим типам ДРД требуется решение ряда разного уровня сложности задач и проблем. Из анализа перечисленных задач и проблем следует, что все они в принципе решаемые, время решения их будет определяться возможностями материально-технического обеспечения и потребностями рынка.

1. Lu F. K. Prospects for Detonation in propulsion / ISAI9 Paper. – 2009. – No. 2.
2. Детонационное сгорание и реактивные двигатели. – ИНИ АН СССР. – Пер. № 2630/1. – 1955.
3. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С. М. Фролова. – М.: ТОРУС ПРЕСС. – 2006. – 592 с.
4. Nicholls J. A. Feasibility studies of a rotating detonation wave rocket motor / J. A. Nicholls, R. E. Cullen, K. W. Ragland // J. Spacecr Rockets. – 1966. – 3 (6). – P. 893 – 898.
5. Брилев Ю. П. О применении режима детонационного горения твёрдых топлив в ракетных двигателях / Ю. П. Брилев, Н. С. Голубенко, А. Г. Головач, Н. Д. Коваленко, В. И. Кукушкин и др. // Ракетно-космическая техника. – ЦНТИ «Поиск». – Серия 1. – Выпуск 4. – 1986. – С. 68 – 75.
6. Kukushkin V. I. The state and perspectives of the development of solid-propellant rocket engines / V. I. Kukushkin // AIAA Paper – 1992. – № 3872. – С. 9.
7. Daniau E. Pulsed and Rotating Detonation Propulsion System: First Step Toward Operational Engines / E. Daniau, F. Falempin, F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan // AIAA Paper. – 2005. – № 3233.
8. Бэк Р. В. Двигатели на взрывном топливе для сред с высоким давлением / Р. В. Бэк, Л. Х. Варзу // Ракетная техника и космонавтика. – 1974. – Т. 12. – № 8.
9. Коваленко Н. Д. О перспективных типах двигательных установок для новых космических летательных аппаратов / Н. Д. Коваленко, А. Г. Головач, Н. А. Гулий, С. В. Тынына // Проблемы высокотемпературной техники. – Днепропетровск: РИО ДНУ. – 2002. – С. 71 – 73.
10. Falempin F. Continuous Detonation Wave Engine / Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft. – Neuilly-sur-Seine, France: RTO. – 2008. – Paper 8. – P. 8 - 1 – 8 - 16.
11. Взрывоимпульсный (пульсирующий) ракетный двигатель: исторический обзор развития перспективной схемы ракетного двигателя. – ГОНТИ – 8. – Пер. № 2128. – 1981.
12. Пат. на изобретение 3369365 США, МПК F02K 9/34. Solid propellant rocket motor / Olson Henry A. – опубл. 20.02.1968.
13. Пат. на изобретение 3240010 США, МПК F02K 9/04. Rotary detonation power plant / Morrison Richard B. и др. – опубл. 15.03.1966.
14. Zhdan S. A. Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen oxygen mixture / S. A. Zhdan, F. A. Bykovskii, E. F. Vedelnikov // Combust. Explosion and Shock Waves. – 2007. – V. 43. – P. 449 – 459.
15. Bykovskii F. A. Continuous spin detonations / F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan, E. F. Vedelnikov // Jet, Propulsion and Power. – 2006. – V. 22. – P. 1204 – 1216.
16. Головач А. Г. Расчётные оценки параметров рабочего процесса детонационных РДТТ на основе экспериментальных данных / А. Г. Головач, Н. С. Голубенко, Н. Д. Коваленко // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. Сб. науч. тр. ИТМ. – Киев: Наукова думка. – 1988. – С. 46 – 54.
17. А. с. 256135 СССР. Детонационный ракетный двигатель / Н. Д. Коваленко, Н. С. Голубенко, А. Г. Головач, Н. Н. Кувишинова (СССР). – 314648; заявл. 30.07.1986, опубл. 01.06.1987.

18. А. с. 275884 СССР. Детонационный ракетный двигатель твёрдого топлива / *Н. Д. Коваленко, А. Г. Головач, Н. С. Голубенко* (СССР). – 3167884; заявл. 31.03.1987, опубл. 01.06.1988.
19. *Головач А. Г.* Детонационный ракетный двигатель твёрдого топлива / *А. Г. Головач, Н. С. Голубенко, П. И. Заболотный, Н. Д. Коваленко, Н. Н. Кувишинова, С. И. Цикало* // Саратов : Сб. науч. трудов СВВКИУ. – Вып. 20. – 1988. – С. 89 – 94.
20. А. с. 277656 СССР. Детонационный ракетный двигатель твёрдого топлива / *Н. Д. Коваленко, А. Г. Головач, Н. С. Голубенко* (СССР). – 3168268; заявл. 16.04.1987, опубл. 01.07.1988.
21. А. с. 281571 СССР. Детонационный ракетный двигатель / *Н. Д. Коваленко, А. М. Барановский и др.* (СССР). – 3175102; заявл. 30.06.1987, опубл. 01.09.1988.
22. А. с. 290715 СССР. Детонирующий шнур / *Н. Д. Коваленко, А. Г. Головач* (СССР). – 3165648; заявл. 12.03.1987, опубл. 01.04.1989.
23. А. с. 296665 СССР. Детонационный ракетный двигатель твёрдого топлива / *Н. Д. Коваленко, А. М. Барановский, В. Н. Ведмидский и др.* (СССР). – 3189792; заявл. 06.01.1988, опубл. 03.06.1989.
24. *Головач А. Г.* Численное исследование газодинамических особенностей и характеристик детонационных РДТТ / *А. Г. Головач, Н. С. Голубенко, Н. Д. Коваленко, Н. Н. Кувишинова, А. И. Кувишинов* // Саратов : Сб. науч. трудов СВВКИУ. – Вып. 21. – 1989. – С. 79 – 81.
25. *Головач А. Г.* Неизэнтропическое течение в ударной волне / *А. Г. Головач, М. Т. Гупало, Н. Д. Коваленко* // Николаев : Сб. науч. трудов Импульсные процессы в механике сплошных сред. – ИИПНАУ. – 1996. – С. 98 – 99.
26. *Иванченко А. Н.* Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / *А. Н. Иванченко, С. Г. Бондаренко* // Проблемы высокотемпературной техники. – Днепропетровск : РИО ДНУ, 2008. – С. 40 – 50.
27. Пат. на винахід 94560 Україна, МПК F02K 7/00, F02K 9/70, F02K 9/94. Ракетна двигунна установка на пастоподібному паливі з детонаційною швидкістю спалювання палива / *Коваленко М. Д., Кіріченко О. О.*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ. – 201010868 ; заявл. 09.09.2010, опубл. 10.05.2011.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 17.03.11,
в окончательном варианте 01.06.11