

## ГОРЕНИЕ, ВЗРЫВ И УДАРНЫЕ ВОЛНЫ

УДК 534.222.2

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ДЕМОНСТРАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННОМ ЖИДКОСТНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

© 2011 г. С. М. Фролов\*, В. С. Аксенов, В. С. Иванов

*Институт химической физики им. Н.Н. Семенова Российской академии наук, Москва*

*\*E-mail: smfrol@center.chph.ras.ru*

Поступила в редакцию 18.03.2011

Впервые разработан и испытан низкочастотный демонстратор рабочего процесса импульсно-детонационного ракетного двигателя на жидком горючем, формирующий будущий облик ракетного двигателя нового типа для системы стабилизации космических аппаратов. В результате испытаний найдены условия, при которых в демонстраторе происходил надежный переход горения в детонацию (ПГД) как в режиме однократного импульса, так и в частотном режиме. Поскольку ПГД происходил на очень коротких расстояниях (не более 10 калибров детонационной трубки), рабочую частоту демонстратора можно существенно увеличить.

*Ключевые слова:* импульсно-детонационный ракетный двигатель на жидком горючем, переход горения в детонацию, частотный режим, экспериментальные исследования.

В настоящее время возможности совершенствования существующих типов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) для космических транспортных систем практически полностью исчерпаны. Надежды на качественный скачок в развитии космического двигателестроения связывают с разработкой и внедрением принципиально новых типов ЖРД, работающих на импульсно-детонационном горении [1]. В таких импульсно-детонационных ракетных двигателях (ИДРД) топливные компоненты будут периодически подаваться в камеру сгорания и химически реагировать в периодически инициируемых детонационных волнах. Как известно, вследствие сильного ударного сжатия химическая реакция в детонационной волне протекает в режиме самовоспламенения при высоких избыточных давлениях и температурах. Следовательно, чтобы эффективно преобразовывать химическую энергию топлива в работу расширения, в таких двигателях нет необходимости поддерживать очень высокое давление в камере сгорания и использовать высоконапорные турбонасосные агрегаты.

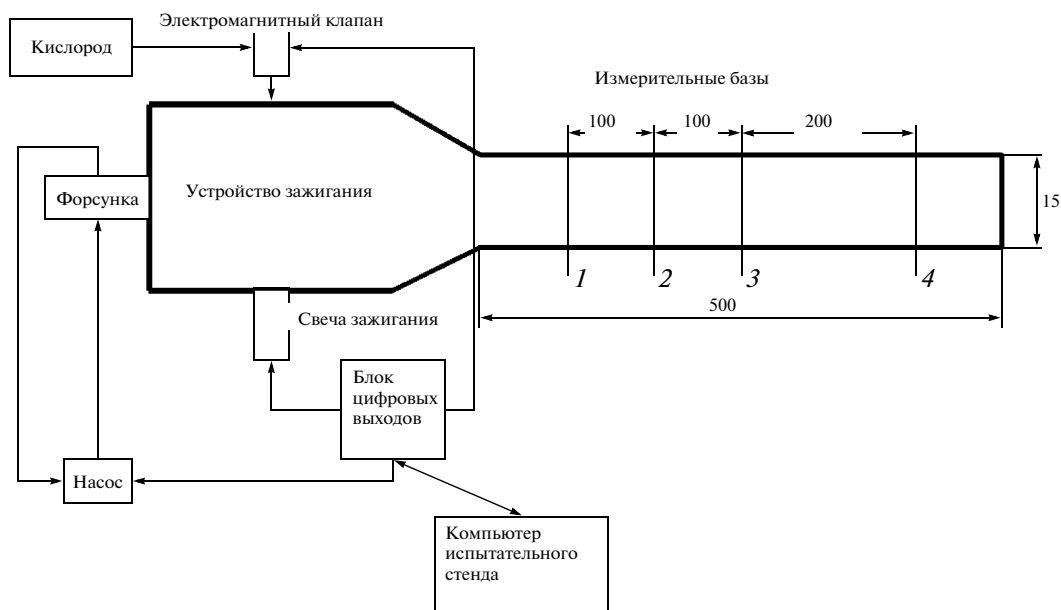
В литературе имеются десятки публикаций по экспериментальным исследованиям рабочего процесса в ИДРД, предназначенных для использования в качестве основных силовых установок космических аппаратов (см. [1]). Другое привлекательное приложение для ИДРД – микро-ИДРД для коррекции положения и орбитальных перемещений искусственных спутников Земли. Ожидается, что благодаря высокой термодинамической эффективности цикла с детонационным горением [2] и высокой

повторяемости детонационных импульсов такие микро-ИДРД превзойдут существующие аналоги не только по конструктивным (технологичность изготовления, простота конструкции и др.) и функциональным (надежность, циклическая стабильность и др.) характеристикам, но и по удельным тяговым характеристикам (удельный импульс, удельная масса и др.). Если будущий облик маршевых ИДРД в литературе активно обсуждается, то облик микро-ИДРД до сих пор не определен.

Цель данной работы – формирование будущего облика микро-ИДРД для системы стабилизации космических аппаратов на основе экспериментальной реализации низкочастотного импульсно-детонационного цикла в капельных смесях жидкого углеводородного горючего с газообразным кислородом в коротких трубках малого диаметра.

В ходе выполнения работы нами создан экспериментальный стенд с системами: подачи горючего и окислителя, зажигания, электропитания, диагностики, мониторинга горючих газов, аварийной безопасности, а также цифровым контроллером; разработано и испытано импульсное зажигающее устройство (ИЗУ), работающее в режиме однократного импульса и в частотном режиме с контролируемой частотой импульсов; и разработан и испытан низкочастотный демонстратор рабочего процесса микро-ИДРД (рис. 1).

Демонстратор состоял из ИЗУ и присоединенной к нему детонационной трубки. Корпус ИЗУ был выполнен из латуни. Газообразный кислород подавался в рубашку охлаждения с внутренними



**Рис. 1.** Схема демонстратора рабочего процесса микро-ИДРД: 1–4 – ионизационные зонды. Размеры указаны в миллиметрах.

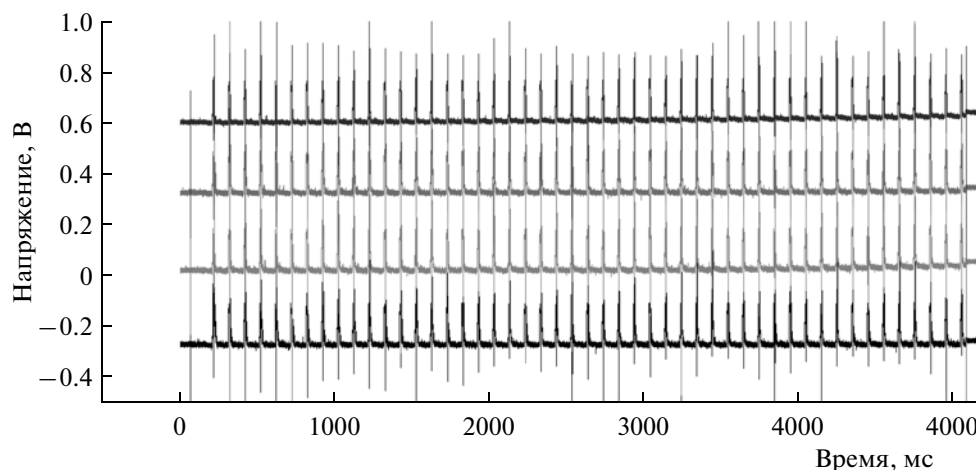
ребрами. Каналы теплообменника были выполнены таким образом, чтобы высокоскоростной поток кислорода пересекал струю жидкого горючего (н-гексана), подаваемого с помощью топливного инжектора (стандартный инжектор для автомобиля ВАЗ-2110), и направлял горючее в сопловое отверстие, соединяющее систему подачи компонентов смеси с камерой сгорания ИЗУ. Камера сгорания ИЗУ имела сложную форму с расширяющимися и сужающимися участками. В стенках камеры сгорания были предусмотрены отверстия для установки стандартных автомобильных свечей зажигания или заглушек. Детонационная трубка диаметром 15 мм и длиной 500 мм, выполненная из стали, присоединялась к камере сгорания ИЗУ с помощью резьбового соединения.

Вдоль детонационной трубки с шагом 100 мм были проделаны резьбовые отверстия для ионизационных зондов. В огневых испытаниях использовались четыре ионизационных зонда, обозначенных на рис. 1 цифрами 1–4. Зонд представлял собой изолированный стальной стержень, укрепленный в резьбовой втулке. При проведении измерений стержень углублялся в трубку не менее чем на треть ее внутреннего диаметра. На стержень подавалось постоянное напряжение от +100 до +200 В. При наличии в среде отрицательных зарядов в электрической цепи зонда возникал ток, который регистрировался персональным компьютером с помощью аналогово-цифрового преобразователя USB-3000 с периодом опроса 0.3 мкс. Постоянная времени измерительного тракта зонда существенно зависела от проводимости среды. Типовые значения постоянной

времени при детонации и горении составляли не более 3 мкс и ~1 мс соответственно.

Работа всех систем демонстратора микро-ИДРД, включая аварийную отсечку подачи компонентов горючей смеси, управлялась цифровым контроллером. Во время огневых испытаний топливный насос работал непрерывно. В некоторый заранее заданный момент времени  $t_1$  цифровой контроллер подавал сигнал на электромагнитный клапан инжектора, и топливо начинало поступать в камеру сгорания ИЗУ. Далее, в момент времени  $t_2$ , цифровой контроллер подавал сигнал на питание катушки зажигания, а в момент времени  $t_3$  – сигнал на отсечку подачи топлива. В момент времени  $t_4$  питание свечи зажигания отключалось. Подача топлива через инжектор возобновлялась в момент времени  $t_5$ . Кислород подавался в камеру сгорания ИЗУ непрерывно. Основными параметрами настройки работы ИЗУ были: продолжительность подачи топлива (интервал времени  $\Delta t_{1-3} = t_3 - t_1$ ), опережение зажигания (интервал времени  $\Delta t_{2-3} = t_3 - t_2$ ), продолжительность искрового разряда (интервал времени  $\Delta t_{2-4} = t_4 - t_2$ ), продолжительность продувки ИЗУ кислородом (интервал времени  $\Delta t_{4-5} = t_5 - t_4$ ), а также давление подачи кислорода.

Программа огневых испытаний демонстратора микро-ИДРД включала испытания в режиме одиночного импульса и в частотном режиме. В процессе испытаний изменялись параметры настройки работы ИЗУ, проводилась киносъемка выхлопного факела, а также снимались регистрограммы ионизационных зондов. В результате испытаний найде-



**Рис. 2.** Записи напряжения на ионизационных зондах 1–4 (рис. 1, нумерация снизу вверх) при работе демонстратора микро-ИДРД в течение 5 с (50 импульсов с частотой 10 Гц).

ны условия (по давлению подачи кислорода и цикловой продолжительности разных стадий рабочего процесса), при которых в демонстраторе микро-ИДРД происходил переход горения в детонацию (ПГД) как в режиме однократного импульса, так и в частотном режиме.

В качестве примера в таблице представлены значения основных параметров циклограммы при работе демонстратора с частотой 10 Гц в режиме ПГД с давлением подачи кислорода в 5.5 атм. В этом примере горючее в ИЗУ и в детонационную трубку подавалось в течение 50 мс, что составляло ровно половину рабочего цикла демонстратора.

На рис. 2 представлены записи напряжения на ионизационных зондах 1–4 (см. рис. 1) при работе демонстратора в течение 5 с (50 импульсов с частотой 10 Гц). Увеличив временное разрешение записи на рис. 2, можно рассчитать скорость распространения волны горения на измерительных базах между зондами по формуле  $D = \Delta X / \Delta t$ , где  $\Delta X$  – расстояние между соседними зондами, а  $\Delta t$  – интервал времени между приходом волны горения в место расположения двух соседних зондов. Анализ показывает, что во всех 50 циклах скорость волны горения на измерительных базах постоянна и равна  $D \approx (2060 \pm$

$\pm 100)$  м/с. Это значение соответствует термодинамической скорости детонации н-гексанокислородной смеси с составом, приблизительно соответствующим коэффициенту избытка кислорода  $\alpha = 2.0$ . Во всех циклах видимая длина факела составляла около 300 мм, т.е.  $\sim 20$  калибров детонационной трубки. Форма факела хорошо повторялась от импульса к импульсу. Таким образом, разработанный демонстратор обеспечивает хорошую повторяемость формы и длительности импульсов, что свидетельствует о надежном периодическом ПГД в детонационной трубке.

Важно отметить, что разработанное ИЗУ обеспечивает очень быстрый ПГД: детонация регистрируется уже на первой измерительной базе, т.е. на расстояниях не более 150 мм от выходного сечения ИЗУ. Подчеркнем, что в схеме демонстратора ускорители пламени в виде спирали Шелкина или набора кольцевых вставок не применялись. Полученный результат будет использован в дальнейшем для повышения рабочей частоты демонстратора.

Таким образом, нами разработан и испытан низкочастотный демонстратор рабочего процесса микро-ИДРД на жидком горючем, формирующий будущий облик ракетного двигателя нового типа для

**Циклограмма работы демонстратора с частотой 10 Гц**

Параметр	Значение, мс	Описание
$t_1$	0	начало цикла, начало подачи топлива
$t_2$	41	подача тока на катушку зажигания
$t_3$	50	окончание впрыска топлива
$t_4$	51	отключение питания свечи зажигания
$t_5$	100	окончание цикла, начало нового цикла

системы стабилизации космических аппаратов. В результате испытаний найдены условия, при которых в демонстраторе происходил надежный ПГД как в режиме однократного импульса, так и в частотном режиме. Поскольку ПГД происходил на очень коротких расстояниях (не более 10 калибров детонационной трубки), рабочую частоту демонстратора можно существенно увеличить.

Работа выполнена по Государственному контракту № 019-600.2009 “Разработка технологий изготовления пульсирующих реактивных детонационных микродвигателей на жидких топливах с добавками наночастиц высокоэнергетических компонент для универсальной системы стабилизации космических аппаратов” в рамках Научно-технической

программы Союзного государства “Разработка нанотехнологий создания материалов, устройств и систем космической техники и их адаптация к другим отраслям техники и массовому производству” на 2009–2012 годы (“Нанотехнология-СГ”), а также по Государственным контрактам № П502 и № П1085 в рамках Федеральной целевой программы “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России”.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. Фролова С.М. М.: Торус Пресс, 2006.
2. Зельдович Я.Б. // ЖТФ. 1940. Т. 10. Вып. 17. С. 1453.