



МАТЕРИАЛЫ IX МЕЖДУНАРОДНОЙ  
КОНФЕРЕНЦИИ ПО НЕРАВНОВЕСНЫМ ПРОЦЕССАМ  
В СОПЛАХ И СТРУЯХ



25–31 мая 2012 г.



da E. A. Rate coefficients for the reaction  
ations and the Treanor-Marrone model //  
07-211.

. A. Verification of theoretical models of  
classical trajectory calculations // Chemical  
78.

## АЗОВОГО ФАКЕЛА ПУЛЬСАЦИОННЫЙ РЕЖИМ

анов<sup>1</sup>, В. П. Смоляр<sup>2</sup>

<sup>1</sup>У, Одесса, Украина

экологическая безопасность при сжи-  
вышения эффективности использо-

, так и газообразных горючих, при  
ный режим горения. Контролируе-  
течивает экономичность использо-  
анием [1].

арного ( $Re \approx 780$ ) пламени пропан-  
горючего (пропан — 40%, бутан —  
принудительной подачей реагирую-  
вдушной атмосфере при нормальных

держанием горючего по отношению  
нная смесь) в верхней части факела  
юй фазы (К-фазы). При зафиксиро-  
расходе горючего наступает момент,  
когда исчезает желтое свечение у  
верхушки внутреннего конуса — со-  
став исходной горючей смеси дости-  
гает стехиометрического соотноше-  
ния [2].

При дальнейшем уменьшении  
расхода горючего исходная смесь  
приходит к обедненному состоя-  
нию. В факеле появляется устойчи-  
вая пульсационная составляющая,  
регистрируемая оптическим мето-  
дом [3]. Распределение температур  
в горизонтальном сечении факела  
вдоль прямой, проходящей через  
ось симметрии исследуемого осе-  
симметричного факела на расстоя-  
нии 10,8 мм от сопла горелки пред-  
ставлено на рис. 1. Кривая *a* соот-  
ветствует аналогичной кривой  
*б* — горению обедненной смеси, в  
общая.

Как видно из представленных графиков, горизонтальное распределение темпе-  
ратур в факеле пропан-бутановой смеси для случаев обогащенной смеси (и смеси  
стехиометрического состава) проходит через максимальное значение температур  
(рис. 1, б). Для случая обедненной смеси (рис. 1, а) с пульсационной составляющей  
горения распределение температур носит монотонную зависимость. При этом  
в геометрических границах сопла (в  
данном случае на расстоянии 10,8 мм  
от его среза) изменение температур  
незначительно и составляет  $\approx 40^\circ\text{C}$ .

Распределение температур в верти-  
кальном сечении факела вдоль его оси  
симметрии для различных соотноше-  
ний окислитель-горючее представлено  
на рис. 2.

По мере обеднения состава исход-  
ной смеси (переход от кривой 2 к кри-  
вой 4) по отношению к стехиометри-  
ческому соотношению (кривая 1) и на-  
ступлению пульсационного режима го-  
рения [3] происходит увеличение раз-  
меров зоны с постоянной температурой.

Таким образом, наступление пульса-  
ционного режима горения сопровожда-  
ется преобразованием фронта горения в  
зону, размеры в вертикальном и горизонтальном измерении, а также местоположение  
в факеле которой зависят от соотношения окислитель-горючее в исходной смеси.

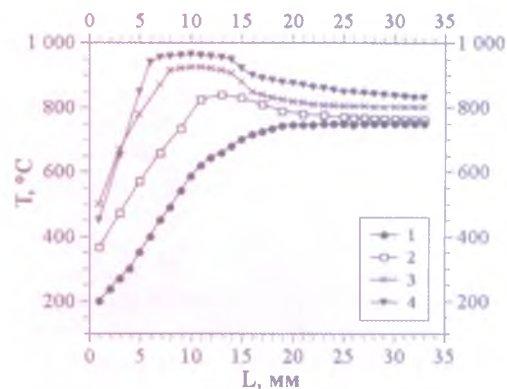


Рис. 2. Вертикальное распределение температур в факеле пламени: 1 — стехиометрическое соотношение окислитель-горючее; 2 — начало пульсационного режима горения; 3 — установившееся пульсационное горение; 4 — соотношение «бедной» смеси, предшествующему погасанию пламени

1. Ларионов В. М., Зарипов Р. Г. Автоколебания газа в установках с горением. — Казань: Изд-во Казанского гос. техн. ун-та, 2008. — 227 с.
2. Гейдон А. Г., Вольфгард Х. Г. Пламя, его структура, излучение и температура. — М.: Гос. науч.-техн. изд-во литературы по черной и цветной металлургии, 1959. — 333 с.
3. Трофименко М. Ю., Асланов С. К., Калинин В. В. Об условиях самовозбуждения пульсационного режима горения открытого факела пропан-бутановой смеси // Современные проблемы химической и радиационной физики / Под ред. Ассовского И. П.). — М.-Черноголовка: ОИХФ. РАН, 2009. — С. 123-127.

## МАКЕТ-ДЕМОНСТРАТОР ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО МИКРОДВИГАТЕЛЯ\*

С.М. Фролов, В.С. Аксенов, В.С. Иванов, Ф.С. Фролов

ИХФ РАН, Москва, Россия

Разработка и внедрение принципиально новых типов жидкостных ракетных двигателей, работающих на импульсно-детонационном горении — перспективное направление в развитии космического двигателестроения. В таких импульсно-детонационных ракетных двигателях (ИДРД) топливные компоненты будут периодически подаваться в камеру сгорания и реагировать в периодически иницииру-

\*Работа выполнена по Государственному контракту № 019-600.2009.

емых детонационных волн. Как известно, вследствие сильного ударного сжатия химическая реакция в детонационной волне (ДВ) 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.

Одно из наиболее привлекательных приложений для ИДРД — микро-ИДРД для коррекции положения и орбитальных перемещений искусственных спутников Земли. Ожидается, что, благодаря высокой термодинамической эффективности цикла с детонационным горением и высокой повторяемостью детонационных импульсов, такие микро-ИДРД превзойдут существующие аналоги не только по конструктивным и функциональным характеристикам, но и по удельным тяговым характеристикам.

Цель данной работы — формирование 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 (1) создан экспериментальный стенд с системой подачи горючего и окислителя, системой зажигания, системой электропитания, системой диагностики, цифровым контроллером и системой аварийной безопасности; (2) разработано и испытано импульсное зажигающее устройство (ИЗУ), работающее в режиме однократного детонационного импульса и в частотном режиме с контролируемой частотой и мощностью детонационных импульсов; и (3) разработан и испытан низкочастотный макет-демонстратор рабочего процесса микро-ИДРД (рис. 1).



Рис. 1. Фотография макета-демонстратора рабочего процесса микро-ИДРД

Основной элемент макета-демонстратора — ИЗУ, содержащее камеру сгорания, топливную форсунку, автомобильную свечу зажигания и канал подачи кислорода. Камера сгорания ИЗУ присоединяется к горелочному тракту — детонационной трубке — макета-демонстратора с помощью резьбового соединения. Внутренний диаметр тракта 8 мм, длина 140 мм. На выходе горелочного тракта установлено сопло Лавалю.

Макет-демонстратор работает следующим образом. Сначала камера сгорания ИЗУ заполняется предварительно подогретым окислителем, а затем через форсун-

ку впрыскивается жидкое топливо в камеру горючую смесь. Горючая смесь зажигается. В полости камеры горючей смеси управляемым образом переходит в детонационный режим. Работа всех систем макета-демонстратора осуществляется в условиях вакуума.



Рис. 2. Фотография

Программа огневых испытаний в режиме однократного импульса изменялись параметры настройки факела, а также снимались результаты испытаний найдены условия длительности разных стадий рабочего процесса микро-ИДРД происходил управляемый процесс детонации. На рис. 2 представлена фотография выхлопного факела в режиме однократного импульса. Форма факела имеет вид конуса. На рис. 3 представлены записи в частотной работе демонстратора в калиброванными детонационными

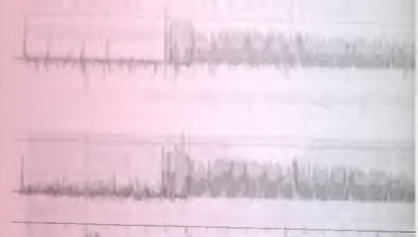


Рис. 3. Примеры записей двух импульсов в частотном режиме: 0–0,9 с — р

Таким образом, нами разработан макет-демонстратор рабочего процесса микро-ИДРД на базе двигателя нового типа для систем стабилизации космических аппаратов. В результате испытаний найдены условия устойчивого ПГД как в режиме однократного импульса, так и в частотном режиме. В настоящее время проводятся эксперименты в условиях вакуума.

следствие сильного ударного сжатия (ДВ) протекает в режиме самовоспламенения при высоких температурах. Следовательно, для эффективной работы расширительной турбины необходимо поддерживать очень высокое давление. Для этого используются турбокомпрессорные агрегаты. Для испытаний для ИДРД — микро-ИДРД для испытаний искусственных спутников Земли созданы экспериментальные стенды с высокой динамической эффективностью цикла с высокой частотой детонационных импульсов, так как это не только по конструктивным, но и по удельным тяговым характеристикам. Для испытания микро-ИДРД для системы стабилизации ориентации экспериментальной реализации низкого давления в капельных смесях жидкого углерода в коротких трубках малого диаметра создан экспериментальный стенд с системой зажигания, системой электронного контроллера и системой аварийной остановки импульсного зажигающего устройства детонационного импульса и в частотном режиме детонационных импульсов; макет-демонстратор рабочего процесса



кислорода с пламягасителем

рабочего процесса микро-ИДРД

ИЗУ, содержащее камеру сгорания, систему зажигания и канал подачи кислорода. Выхлопному тракту — детонационной трубе — присоединено резьбовое соединение. Внутренний диаметр детонационной трубки установлен

следующим образом. Сначала камера сгорания заполняется окислителем, а затем через форсун-

ку впрыскивается жидкое топливо, которое, смешиваясь с окислителем, образует в камере горючую смесь. Горючая смесь зажигается при помощи автомобильной свечи зажигания. В полости камеры сгорания возникает турбулентное пламя, которое управляемым образом переходит в детонацию на входе в горелочный тракт. Средняя скорость ДВ в детонационной трубке измеряется с помощью ионизационных зондов. Работа всех систем макета-демонстратора, включая аварийную отсечку подачи компонентов горючей смеси, управляется цифровым контроллером.



Рис. 2. Фотография выхлопного факела микро-ИДРД

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 найдены условия (по давлению подачи кислорода и цикловой продолжительности разных стадий рабочего процесса), при которых в демонстраторе микро-ИДРД происходил управляемый переход горения в детонацию (ПГД) как в режиме однократного импульса, так и в частотном режиме. На рис. 2 показана фотография выхлопного факела в одном из рабочих циклов при работе демонстратора с частотой 67 Гц. Форма факела хорошо повторялась от импульса к импульсу. На рис. 3 представлены записи напряжения на двух ионизационных зондах при частотной работе демонстратора в течение 5 с в разных рабочих режимах I–III с калиброванными детонационными импульсами.

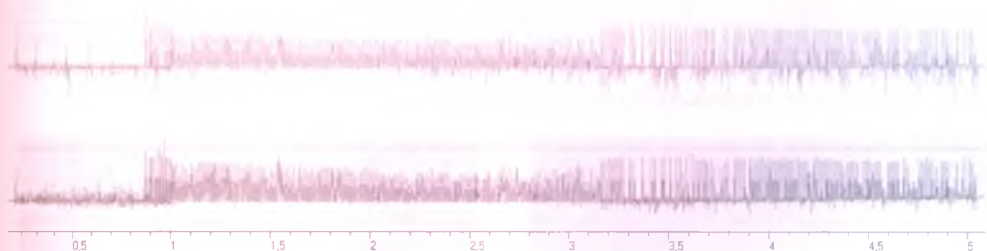


Рис. 3. Примеры записей двух ионизационных зондов при работе макета-демонстратора в частотном режиме: 0–0,9 с — рабочий режим I; 0,9–3,2 с — II; 3,2–5 с — III

Таким образом, нами разработан и испытан низкочастотный демонстратор рабочего процесса микро-ИДРД на жидком горючем, формирующий облик ракетного двигателя нового типа для системы стабилизации космических аппаратов. В результате испытаний найдены условия, при которых в демонстраторе происходит надежный ПГД как в режиме однократного импульса, так и в управляемом частотном режиме. В настоящее время проводятся огневые испытания макета-демонстратора в условиях вакуума.