

УДК 534.222.2

РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННЫМ ГОРЕНИЕМ ТОПЛИВНОЙ ПАРЫ “ПРИРОДНЫЙ ГАЗ – КИСЛОРОД”

© 2018 г. С. М. Фролов^{1,2,3,*}, В. С. Аксенов^{1,2,3}, В. С. Иванов^{1,3}, С. Н. Медведев^{1,3},
И. О. Шамшин^{1,2,3}, Н. Н. Яковлев⁴, И. И. Костенко⁴

Представлено академиком РАН А.А. Берлиным 17.08.2017 г.

Поступило 17.08.2017 г.

На демонстрационном образце детонационного ракетного двигателя (ДРД), работающего на топливной паре природный газ (ПГ) – кислород, впервые экспериментально получен высокий удельный импульс тяги на земле (270 с) при низком среднем давлении в камере сгорания (32 атм). Сравнение этих показателей с известным жидкостным ракетным двигателем РД 170-А отечественного производства, работающим на дефлаграционном горении топливной пары керосин–кислород (263 с и 61 атм), показывает, что в ДРД близкий по значению удельный импульс тяги на земле получен при вдвое меньшем давлении в камере сгорания. Это свидетельствует о более высокой энергоэффективности детонационного горения по сравнению с дефлаграционным горением, а также о возможности улучшения массогабаритных характеристик турбонасосного агрегата в ДРД.

DOI: 10.7868/S0869565218040114

В настоящее время в космическом двигателестроении рассматривается ряд перспективных направлений развития жидкостных ракетных двигателей. Одно из направлений – замена топливной пары керосин–кислород на топливную пару сжиженный природный газ (СПГ) – кислород. Преимущества такой замены объясняются повышением удельного импульса тяги на 3–4%, доступностью и дешевизной СПГ, а также более высокими экологическими характеристиками горения СПГ по сравнению с керосином [1]. Другое направление – замена дефлаграционного (дозвукового) горения на непрерывно-детонационное (сверхзвуковое) горение топливной смеси в камере сгорания ракетного двигателя. Целесообразность перехода к непрерывно-детонационному горению объясняется более высоким коэффициентом полезного действия термодинамического цикла двигателя с детонационным горением по сравнению с традиционным циклом с дефлаграционным горением [2,

3] (теоретически на 13–15% [4]). Кроме того, ДРД имеет более компактную камеру сгорания и сопло, а процесс детонационного горения отличается высокой полнотой сгорания и низкой эмиссией вредных веществ. Энергоэффективность использования детонационного горения в ракетном двигателе экспериментально доказана в [5–7], где сообщается об увеличении удельного импульса на 7–8% при переходе от дефлаграционного горения к детонационному.

О первых экспериментах с непрерывно-детонационным горением газовой метаноокислородной смеси в кольцевой камере сгорания сообщается в [8]. Аналогичные эксперименты проведены в [9–11]. В [10] описаны эксперименты с измерением тяги демонстрационного образца ДРД, работающего на топливной паре метан–кислород при низких давлениях в кольцевой камере сгорания (до 3 атм). Измеренный в [10] максимальный удельный импульс на земле составил 107 с. Дальнейшее развитие эти работы получили в [11]: благодаря повышению среднего давления в камере сгорания до 9–10 атм и изменению конструкции ДРД максимальный измеренный удельный импульс на земле достиг 160 с при работе на топливной паре ПГ–кислород. При этом варианты изменения конструкции ДРД предварительно изучались с помощью многомерных численных расчётов рабочего процесса [12]. Цель данной работы – экспериментальное получение высокого удельного импульса тяги до 270 с на земле с помощью глубокой модернизации

¹ Институт химической физики им. Н.Н. Семенова Российской Академии наук, Москва

² Национальный исследовательский ядерный университет “МИФИ”, Москва

³ Некоммерческое партнерство “Центр импульсно-детонационного горения”, Москва

⁴ Публичное акционерное общество «Тураевское машиностроительное конструкторское бюро “Союз”», Лыткарино Московской обл.

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

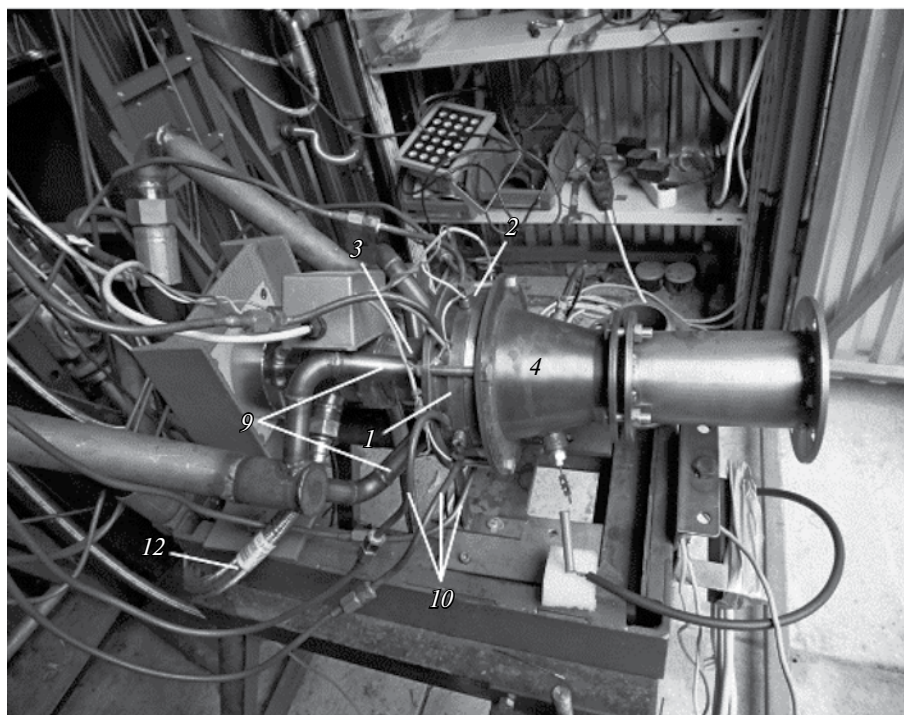
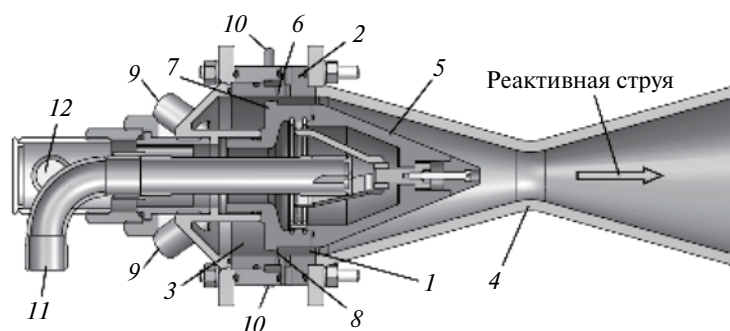


Рис. 1. Принципиальная схема ДРД и фотография его размещения на испытательном стенде.

конструкции ДРД [11] с использованием компьютерного моделирования по методике [12].

На рис. 1 показаны принципиальная схема ДРД и фотография испытательного стенда с установленным демонстрационным образцом двигателя. Демонстрационный образец спроектирован на основе многовариантных численных расчётов рабочего процесса и тяговых характеристик двигателя. Основной элемент ДРД – кольцевая камера сгорания (1), на входе которой последовательно установлены форсуночная головка (2) и коллектор окислителя (3), а на выходе – суживающе-расширяющееся сопло (4) с коническим центральным телом (5). Площадь минимального сечения сопла (4) составляет 50% от площади сечения кольцевой камеры сгорания (1). Камера сгорания (1) образована боковыми поверхностями двух коаксиальных цилиндров с кольцевым зазором шириной 5 мм (внешний диаметр 100 мм, внутренний диаметр 90 мм). Форсуночная головка (2)

представляет собой пояс из 144 отверстий (6) диаметром 1 мм, равномерно расположенных на внешней поверхности кольцевой камеры сгорания (1) на расстоянии 1 мм (по направлению к соплу (4)) от диска (7) с острыми кромками, образующими с внешней стенкой камеры сгорания (1) кольцевой зазор (8) высотой 2,5 мм. Окислитель (газообразный кислород) подаётся по каналам (9) в коллектор (3), а затем поступает в камеру сгорания (1) через кольцевой зазор (8). Топливо (ПГ с содержанием метана 92,8 об.%) подаётся в форсуночную головку (2) по топливным каналам (10), а затем поступает в камеру сгорания (1) через отверстия (6). Все теплонапряжённые элементы ДРД охлаждаются с помощью системы водяного охлаждения (подвод охлаждающей воды – канал (11), отвод – (12)). Отличительная особенность камеры сгорания (1) – её небольшая длина: всего 19 мм.

Система инициирования детонации состоит из электрического разрядника, расположенного в выходном сечении кольцевой камеры сгорания, и генератора импульсов напряжения (амплитуда 10 кВ, частота 100 Гц). Электрический разрядник представляет собой тонкий вольфрамовый электрод, торцевая часть которого расположена на расстоянии $\Delta = 2-3$ мм от центрального конического тела. При подаче напряжения на электрод в промежутке Δ возникает дуговой разряд, который инициирует одну или несколько детонационных волн (ДВ). Детонационная волна, занимая некоторую часть длины камеры сгорания, непрерывно циркулирует в кольцевом зазоре, сжигая всю топливную смесь, поступившую в камеру сгорания за один оборот ДВ в кольцевом зазоре. Продукты детонации истекают в окружающее пространство через сопло (4).

Система диагностики быстротекущих процессов в кольцевой камере сгорания включает низкочастотный датчик статического давления и три ионизационных зонда, установленных в одном сечении камеры сгорания на расстоянии 9 мм ниже по течению от пояса отверстий для подачи топлива (поз. б на рис. 1), а также аналогово-цифровой преобразователь, соединённый с персональным компьютером. Погрешность измерения среднего статического давления в камере сгорания не более 1%. Система диагностики на основе ионизационных зондов апробирована нами ранее и показала высокую эффективность применительно к детонационным процессам [13]. Погрешность измерения

Таблица 1. Результаты выборочных огневых испытаний ДРД

№	P_c , атм	G , кг/с	Φ^*	F^{**} , Н	I_3 , с
1	5	0,25	1,30	363(37)	148
2	9,5	0,45	0,96	843 (86)	190
3	12,8	0,58	1,10	1215 (124)	214
4	13,5	0,65	1,30	1284 (131)	202
5	19	0,87	1,10	2087 (213)	245
6	24	1,00	1,20	2548 (260)	260
7	32	1,14	1,20	3018(308)	270

* Φ – коэффициент избытка горючего в топливной смеси.
 **В скобках указаны величины F , которые были измерены в кгс; 1 кгс = 9,80665 Н.

скорости детонации с помощью ионизационных зондов не более 5%. Расходы топливных компонентов (ПГ и кислорода) определяются по записям низкочастотных датчиков абсолютного статического давления в кислородной и топливной магистралях. Погрешность определения расходов не более 3%. Для измерения тяги, создаваемой двигателем, используется тензорезисторный датчик сжатия мембранного типа. Погрешность измерения тяги не более 3%.

Типичное огневое испытание ДРД продолжается 1 с. Кроме самого рабочего процесса с детонационным горением топливной смеси это время

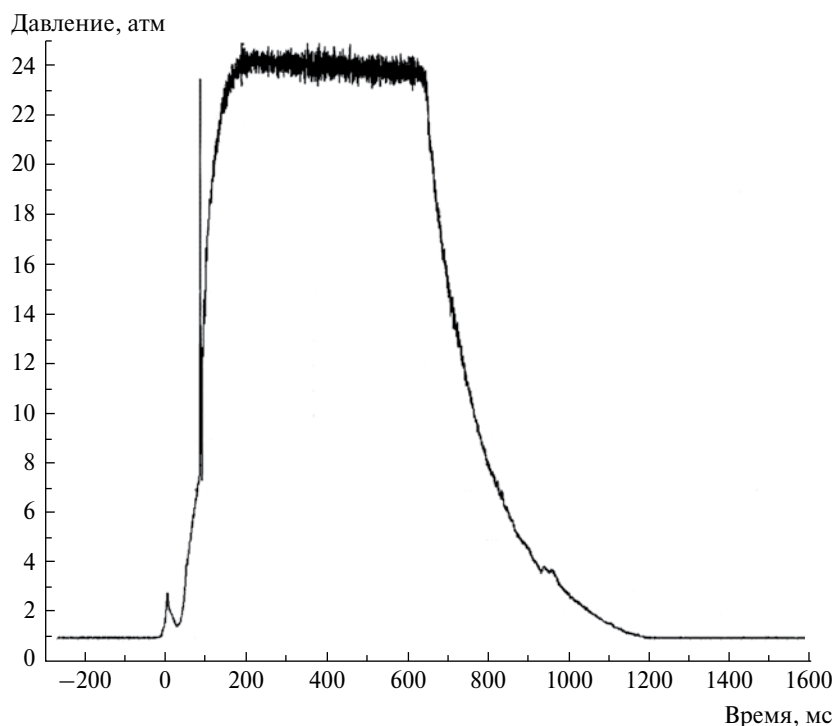


Рис. 2. Пример записи статического давления в камере сгорания ДРД.

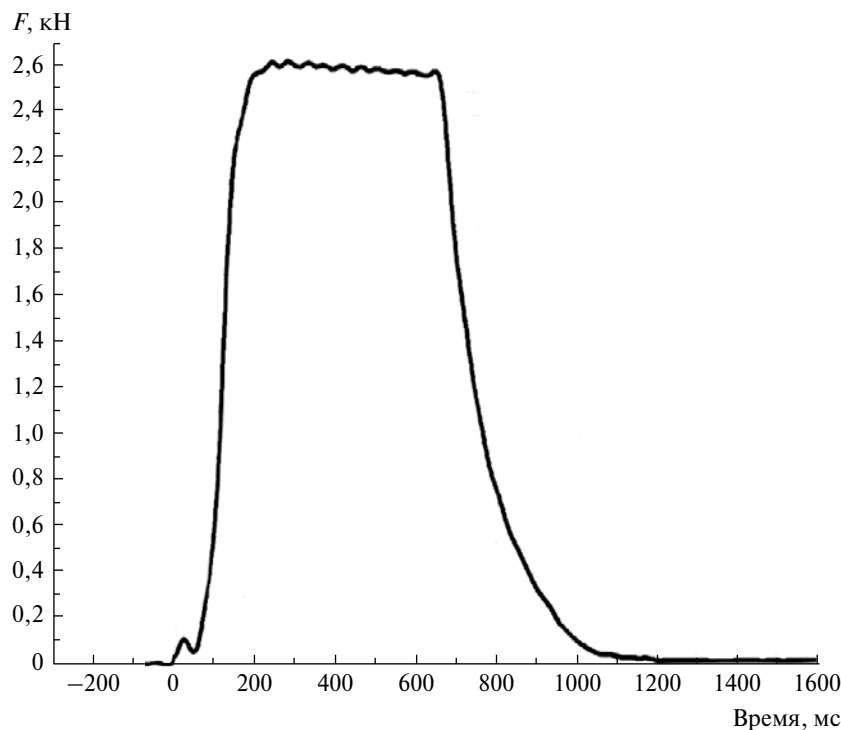


Рис. 3. Пример записи датчика тяги, создаваемой ДРД.

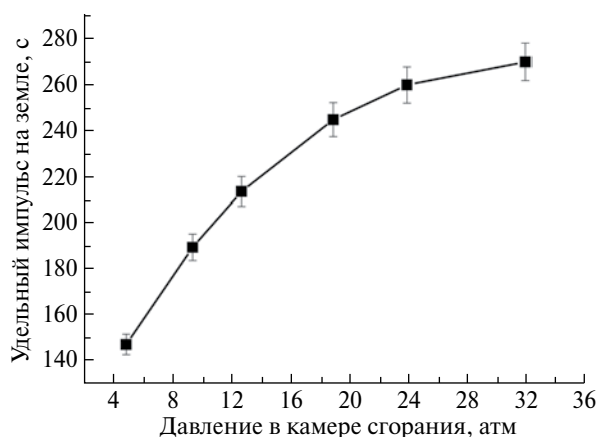


Рис. 4. Экспериментальная зависимость удельного импульса от среднего давления в камере сгорания ДРД.

включает время открытия и закрытия быстрорабатывающих клапанов подачи топлива и окислителя. За время рабочего процесса (около 0,5 с) ионизационные зонды регистрируют тысячи оборотов ДВ в кольцевом зазоре камеры сгорания. Результаты испытаний показывают, что во всём исследованном диапазоне изменения расходов топливных компонентов в камере сгорания ДРД реализуется рабочий процесс с одной ДВ, непрерывно вращающейся в кольцевом зазоре с частотой ~ 6 кГц, что соответствует скорости вращения ~ 1900 м/с.

Максимальное среднее давление P_c в камере сгорания ДРД, достигнутое в огневых испытаниях, составило 32 атм при расходе топливной смеси $G = 1,14$ кг/с (табл. 1). При этом получены максимальные значения тяги $F = 3$ кН (308 кгс) и удельного импульса на земле $I_z = 270$ с. Удельный импульс на земле рассчитывается по формуле $I_z = F/(Gg)$, где g – ускорение силы тяжести. На рис. 2 и 3 приведены примеры записей датчика статического давления в камере сгорания ДРД и датчика тяги для огневого испытания № 6 из табл. 1. Видно, что рабочий процесс выходит на установившийся режим через ~ 200 мс после начала испытания, а затем в течение $\sim 0,5$ с среднее давление в камере и тяга ДРД приблизительно постоянны. Далее клапаны подачи топлива и окислителя закрываются и давление снижается до атмосферного. На рис. 4 данные табл. 1 представлены в виде экспериментальной зависимости удельного импульса на земле от среднего статического давления в камере сгорания ДРД.

Таким образом, в работе спроектирован, изготовлен и испытан демонстрационный образец ДРД, работающий на топливной паре ПГ–кислород, на котором впервые экспериментально получен высокий удельный импульс тяги на земле (270 с) при относительно низком среднем давлении в камере сгорания (32 атм). Для сравнения укажем, что известный жидкостный ракетный двигатель РД 170-А отечественного производства, работающий

на дефлаграционном горении топливной пары керосин–кислород, обладает удельным импульсом тяги на земле 263 с при давлении в камере сгорания 61 атм (по данным НПО “Энергомаш” им. В.П. Глушко). Сравнивая эти показатели, приходим к выводу, что в ДРД близкий по значению удельный импульс тяги на земле получен при вдвое меньшем давлении в камере сгорания. Последнее означает, что энергоэффективность детонационного горения выше, чем дефлаграционного. Кроме того, такое уменьшение давления в камере сгорания ДРД приводит к улучшению массогабаритных характеристик турбонасосного агрегата.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России по государственному контракту № 14.609.21.0002 (идентификатор контракта RFMEFI60914X0002).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белов Е.А., Богушев В.Ю., Клепиков И.А., Смирнов А.М. Результаты экспериментальных работ в НПО Энергомаш по освоению метана как компонента топлива для ЖРД. В сб.: Тр. НПО им. Академика В.П. Глушко. М.: НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко, 2000. № 18. С. 86–89.
2. Зельдович Я.Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ. 1940. Т. 10. № 17. С. 1455–1461.
3. Фролов С.М., Барыкин А.Е., Борисов А.А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Хим. физика. 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
4. Чванов В.К., Фролов С.М., Стернин Л.Е. Жидкостный детонационный ракетный двигатель. В сб.: Тр. НПО им. Академика В.П. Глушко. М.: НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко, 2012. № 29. С. 4–14.
5. Фролов С.М., Аксенов В.С., Гусев П.А., Иванов В.С., Медведев С.Н., Шамшин И.О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // ДАН. 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.
6. Frolov S.M., Aksenov V.S., Ivanov V.S. Experimental Proof of Zel'dovich Cycle Efficiency Gain over Cycle with Constant Pressure Combustion for Hydrogen-Oxygen Fuel Mixture // Intern. J. Hydrogen Energy. 2015. V. 40. № 21. P. 6970–6975.
7. Фролов С.М., Аксёнов В.С., Дубровский А.В., Иванов В.С., Шамшин И.О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117.
8. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 423 с.
9. Kindracki J., Wolanski P., Gut Z. Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Fuels – Oxygen Mixtures // Shock Waves. 2011. V. 21. P. 75–84.
10. Фролов С.М., Аксенов В.С., Гусев П.А., Иванов В.С., Медведев С.Н., Шамшин И.О. Экспериментальные исследования стеновых образцов малоразмерных ракетных двигателей с непрерывно-детонационными камерами сгорания // Горение и взрыв. 2015. Т. 8. № 1. С. 151–163.
11. Иванов В.С., Аксёнов В.С., Фролов С.М., Шамшин И.О. Экспериментальные исследования стенового образца ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением смеси природного газа с кислородом // Горение и взрыв. 2016. Т. 9. № 2. С. 51–64.
12. Медведев С.Н., Иванов В.С., Фролов С.М. Трёхмерное численное моделирование рабочего процесса и тяговых характеристик стенового образца ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением смеси природного газа с кислородом // Горение и взрыв. 2016. Т. 9. № 2. С. 65–79.
13. Фролов С.М., Аксенов В.С., Дубровский А.В., Зангиев А.Э., Иванов В.С., Медведев С.Н., Шамшин И.О. Хемионизационная и акустическая диагностика рабочего процесса в непрерывно-детонационных и импульсно-детонационных камерах сгорания // ДАН. 2015. Т. 465. № 1. С. 62–67.