

УДК: 629.735.33.016

НЕСТАЦИОНАРНОСТЬ ПРОЦЕССА В МОДЕЛИ ПВРД

В. М. Левин¹, В. Н. Карасёв¹, Л. Л. Картовицкий¹, Е. А. Крымов²,
О. А. Скачков²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 125993 Москва
vadimlevin@yahoo.com

²Центральный научно-исследовательский институт черной металлургии им. И. П. Бардина, 105005
Москва, oa_skachkov@mail.ru

По результатам испытаний модуля ПВРД в условиях внешнего обдува, моделирующего полет летательного аппарата при числе Маха, равном 5, обсуждается процесс горения углеводородного топлива в пульсирующем режиме.

Ключевые слова: прямоточный ВРД, двухсекционная камера сгорания, авиационный керосин, рабочий процесс, неустойчивость.

Исследования рабочего процесса в ПВРД и его элементах в основном проводились в условиях четко разграниченных значений параметров воздуха на входе в двигатель, соответствующих параметрам воздуха при заданных скоростях и высотах полета летательного аппарата. На границе смены параметров, в частности при переходе от числа Маха полета $M_f = 5$ к $M_f = 6$, механизм смены моды процесса не обсуждался. Представлялось, что в двухрежимном ПВРД переход от режима горения топлива в дозвуковом потоке к горению в сверхзвуковом потоке реализуется на коротком промежутке времени и без осложнений с позиции сохранения характеристик двигателя.

При проведении огневых испытаний ПВРД на керосине в условиях, моделирующих полет при $M_f = 5$, зафиксирован нестационарный механизм горения топлива в камере сгорания. Это явление наблюдалось ранее в различных приложениях [1, 2], в частности при исследовании камер сгорания двухрежимных ПВРД в МАИ [3].

Огневые испытания модуля широкодиапазонного ПВРД (M_R) с нерегулируемой геометрией проводились на стенде Ц16-ВК ЦИАМ в условиях свободного обдува, соответствующих полету летательного аппарата со скоростью $M_f = 5$ на высоте 20 км, при параметрах воздушного потока от огневого подогревателя $T_{in} = 1222$ К, $p_{in} = 32$ бар. Схема модуля M_R прямоугольного сечения длиной 1.985 м представлена на рис. 1. Двигатель имеет простран-

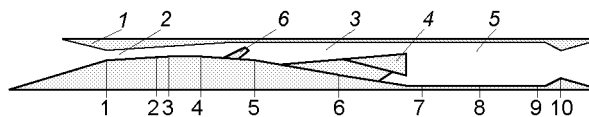
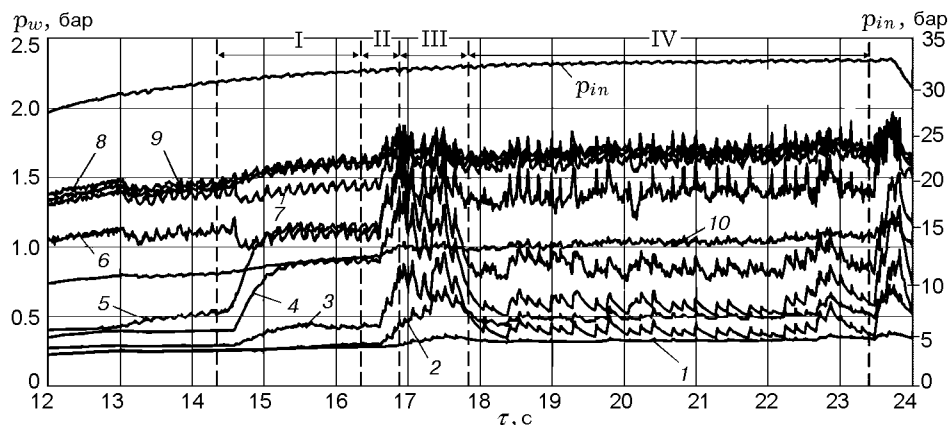


Рис. 1. Схема экспериментального модуля M_R :

1 — воздухозаборник, 2 — изолятор, 3 — верхняя камера, 4 — стабилизатор пламени, 5 — нижняя камера, 6 — инжекторный пилон; 1–10 — точки замеров статического давления вдоль проточного тракта

ственный воздухозаборник 1 с размерами входа 75×121 мм и изолятор 2, изготовленные из порошкового сплава FeCrAl, а также неохлаждаемые двухсекционную камеру сгорания и плоское сверхзвуковое сопло, выполненные из композиционного материала на основе системы углерод-углерод. Верхняя камера (ВК) 3, являющаяся первой секцией камеры сгорания, — расширяющаяся, в ее выходной части установлен стабилизатор пламени 4. Нижняя камера (НК) 5 — секция постоянного сечения размером 70×106 мм, заканчивающаяся критическим сечением сопла. Согласно концепции, ВК в условиях $M_f = 3 \div 5$ выполняет роль диффузора, в котором размещается псевдоскачок в режиме горения топлива в дозвуковом потоке в НК за стабилизатором. Результат предварительных огневых испытаний камеры на присоединенном воздухопроводе приведен в работе [4].

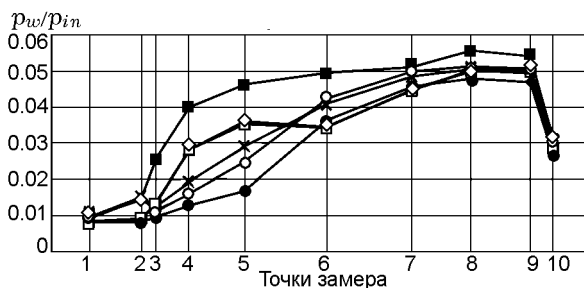
Основное топливо — холодный авиационный керосин марки ТС-1. Подача топлива, предварительно барботированного водородом,

Рис. 2. Регистрация давлений p_{in} и p_w в пуске 02

осуществлялась по нормали с четырех тонкостенных металлических стоек (инжекторный пилон) 6, установленных на входе в ВК. С целью зажигания топливоздушнoй смеси в донную зону за стабилизатором также подавался водород и была предусмотрена подача высокотемпературной газовой струи от газогенератора. В критическом сечении устанавливались металлические вставки различного калибра (дроссель), выгорающие и выбрасываемые потоком на этапе розжига камеры сгорания. Другие средства принудительного зажигания не применялись. Следует отметить, что во всех пусках происходило самовоспламенение топлива.

Программа типового испытания модуля M_R задавалась циклограммой, включающей запуск измерительно-вычислительного комплекса, вывод на режим подогревателя воздуха, подачу керосина (со ступенчатым увеличением расхода в диапазоне изменения коэффициента избытка воздуха $\alpha = 0.6 \div 2.0$), барботированного водородом H_{2babb} , подачу водорода H_{2stab} в донную область за стабилизатором, прекращение подачи H_{2stab} через заданное время, прерывание эксперимента. В процессе испытания фиксировались параметры, характеризующие работу подогревателя воздуха и рабочий процесс в M_R . Длина трасс измерения статического давления по тракту модуля M_R от дренажных штуцеров до датчиков давления составляла $\approx 3 \div 4$ м. Истечение продуктов сгорания на срезе сопла модуля M_R и на выходе из эжекторного тракта фиксировалось видеокameraми. Сопротивление модели в потоке регистрировалось весовым методом.

Результаты записи и обработки измерений

Рис. 3. Трансформация эпюры p_w по тракту модуля M_R в пуске 02

в испытаниях 02, 03, 05 и 09 приведены попарно на рис. 2 и 3, 4 и 5, 6 и 7, 8 и 9, а также в табл. 1–4. На рис. 2, 4, 6 и 8 показано изменение абсолютных значений давления в подогревателе воздуха p_{in} и запись статического давления вдоль тракта p_w во время пуска. Дроссель был установлен перед запуском 02, простоял до 18.1-й секунды в пуске 03, когда он был выбит потоком из критического сечения. С этого момента, а также в тестах 05 и 09 испытания проводились без дросселя. В табл. 1–4 приведены моменты подачи и отсечки компонентов в каждом пуске, текущие значения α и даны пояснения о состоянии рабочего процесса в характерных зонах. На рис. 3, 5, 7 и 9 представлены результаты обработки данных, демонстрирующие эпюры продольного давления по длине канала в наиболее характерные моменты времени. Нумерация замеров статического давления вдоль проточного тракта соответствует точкам 1–10 на рис. 1.

На рис. 2, 4, 6 и 8 видно, что подача топлива в каждом пуске сопровождается ростом статического давления с выходом на «полоч-

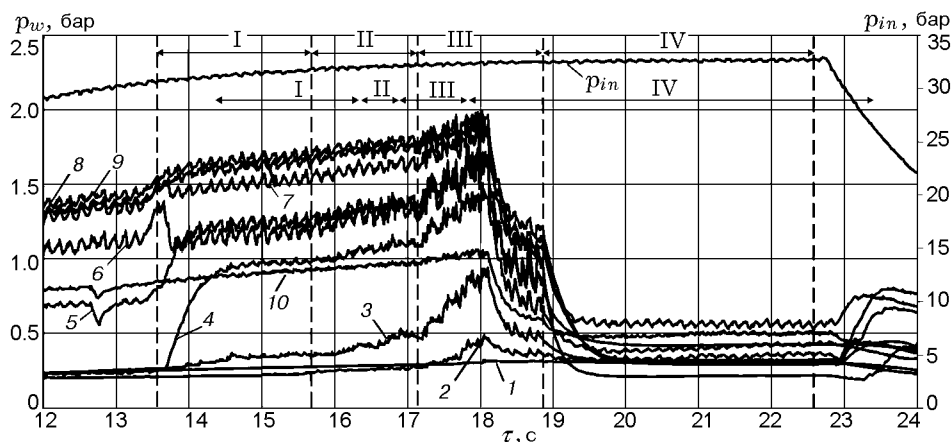


Рис. 4. Регистрация давлений p_{in} и p_w в пуске 03

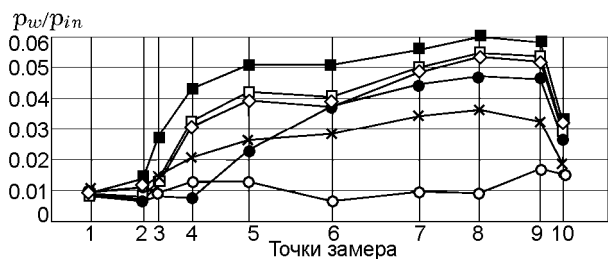


Рис. 5. Трансформация эпюры p_w по тракту модуля M_R в пуске 03

ку» и последующим самопроизвольным увеличением до другого состояния или момента срыва. Изменение статического давления на всех стадиях характеризуется сильными пульсаци-

ями, амплитуда которых составляет $10 \div 30 \%$ от номинала измерения. На рисунках характерные интервалы процесса разделены вертикальными штриховыми линиями.

При покадровом рассмотрении замедленной картины истечения струи на срезе сопла (через $1/25$ с) во всех пусках наблюдается непрерывный процесс чередования вспышек (воспламенение топлива) и полного погасания. Учитывая длину и соответствующее демпфирующее воздействие измерительных трасс, можно утверждать, что на графиках данный процесс представлен в сглаженной форме, где параметры пульсаций и номиналы параметров определены характеристикой демпфирующей системы. Здесь необходимо отметить, что

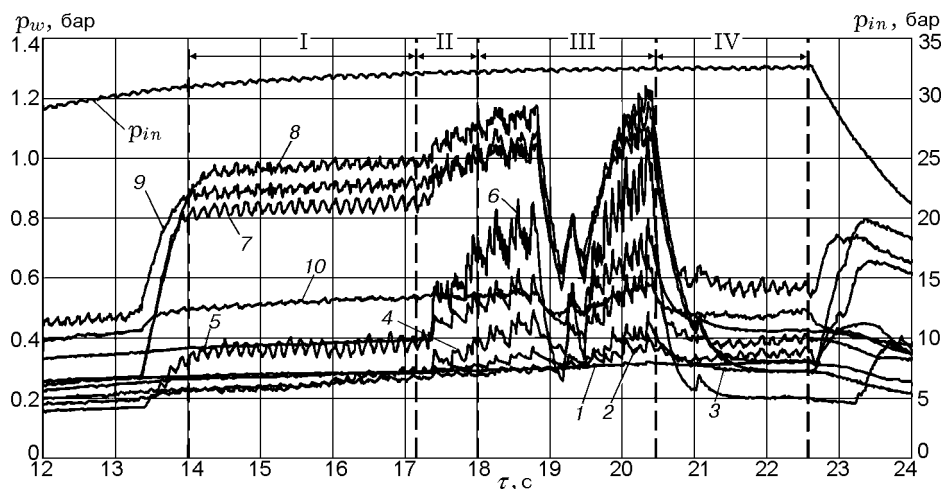


Рис. 6. Регистрация давлений p_{in} и p_w в пуске 05

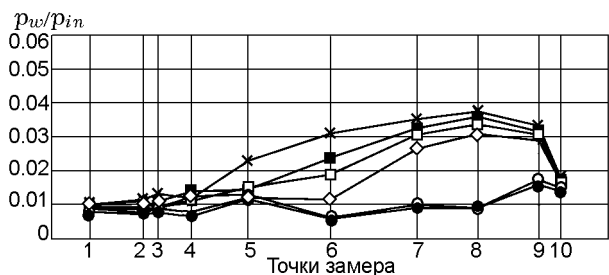


Рис. 7. Трансформация эпюры p_w по тракту модуля M_R в пуске 05

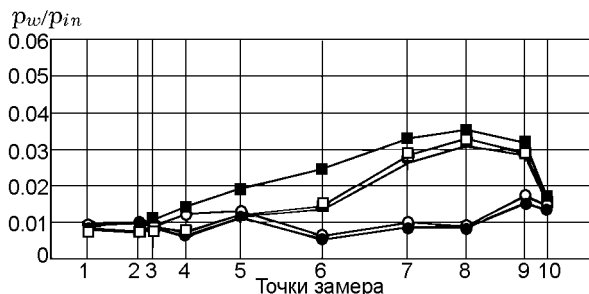


Рис. 9. Трансформация эпюры p_w по тракту модуля M_R в пуске 09

можно выделить доминирующую низкую частоту всплеск-погасаний $5 \div 7$ Гц, свойственную процессу во всех интервалах его протекания.

Сделана попытка дать объяснение механизма процесса, рассмотрев его в рамках выделенных интервалов.

1-я стадия (интервал I)

Суммарный расход водорода в камеру достаточно велик и составляет $G_{\Sigma H_2} = (H_{2babb} + H_{2stab}) \geq 2$ г/с. С момента подачи барботированного керосина водород воспламеняется и горит в пульсирующем режиме в НК за стабилизатором. Это определено при просмотре в замедленном режиме видеofilма процесса на срезе сопла по появлению всплеск факела с интенсивностью на уровне бледного свечения. Пульсирующий режим горения есть следствие неудовлетворительной стабилизации. Частота пульсаций может зависеть от формы стабили-

затора и параметров потока. Надо отметить, что использованный здесь стабилизатор имеет малое внешнее сопротивление и форму, отличную от ранее примененного в модельной камере сгорания [4].

Процессы розжига камеры сгорания в испытаниях с дросселем и без него развиваются идентично. В пусках без дросселирования (см. рис. 7 и 9) повышение давления в НК порождает «неразвитый» псевдоскачок, головная волна которого располагается в ВК, в зоне датчика давления 6, т. е. около стабилизатора. В пусках с дросселированием (см. рис. 3 и 5) рост давления наблюдается на входе в ВК. Отличие профилей — в величине давления.

Наличие несимметричного расширения проточного тракта в ВК (6° на одну сторону по нижней стенке) в присутствии головной волны псевдоскачка провоцирует появление здесь отрыва пограничного слоя [5]. Размеры отрывной зоны меняются в зависимости от противодав-

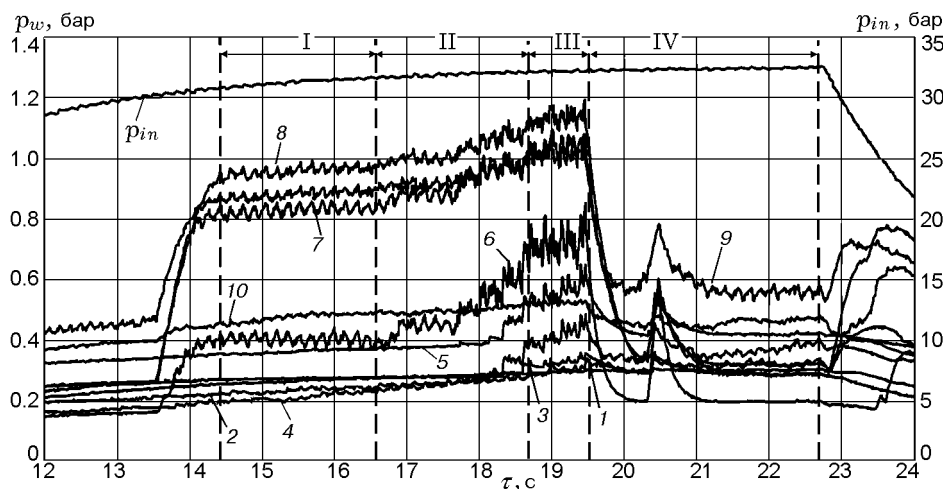


Рис. 8. Регистрация давлений p_{in} и p_w в пуске 09

Таблица 1

ПУСК 02

τ , с	Обозначение	Система управления стенда	α	Рабочий процесс	
				картина на срезе сопла	механизм
14	●	Холодный режим	∞	—	Нет горения
14.3		Подача керосина, подача H_{2babb}	0.64	Слабое свечение (вспышки пламени)	Горение H_2 в НК
15.6	+	—	0.67	То же	Горение H_2 в НК
16.5	□	—	0.68	Усиление свечения	Горение H_2 в НК и ВК
17	■	—	0.73	Яркие, интенсивные вспышки пламени	Горение керосина и H_2 в НК и ВК
17.5		—	0.74	То же	То же
17.7		Подача H_{2stab}	0.75	То же	Горение керосина и H_2 в НК
19.1	×	Прекращение подачи H_{2stab}	0.8	То же	То же
22	○	—	0.86	То же	То же

Таблица 2

ПУСК 03

τ , с	Обозначение	Система управления стенда	α	Рабочий процесс	
				картина на срезе сопла	механизм
13.1	●	Холодный режим	∞	—	Нет горения
13.4		Подача керосина, H_{2babb} , H_{2stab}	1.29	Слабое свечение (вспышки пламени)	Горение H_2 в НК
15.5	+	—	1.29	То же	То же
16.4	□	—	1.3	Усиление свечения	Горение H_2 в НК и ВК
18	■	—	1.3	Яркие, интенсивные вспышки пламени	Горение керосина и H_2 в НК и ВК
18.1		Вылет дросселя	1.3	То же	Горение керосина и H_2 в НК
18.3		Прекращение подачи H_{2stab}	1.39	То же	То же
18.8	×	—	1.4	То же	То же
18.9		—	1.4	Погасание	Нет горения
20.6		Дополнительная подача керосина	0.8	Без изменений	То же
22.5	○	—	0.87	Без изменений	То же

ления и пульсаций давления. Вполне вероятно, что в пусках с дросселированием здесь возникает периодическое воспламенение H_{2babb} . Стабильное колебание давления в ВК и НК с частотой $5 \div 7$ Гц наблюдается во всех пусках в течение $1.5 \div 3$ с в устойчивом режиме при

постоянном уровне среднего давления.

2-я стадия (интервал II)

В условиях постоянства внешних параметров происходят потеря устойчивости и внезапное нарастание давления и амплитуды пульса-

Таблица 3

ПУСК 05

τ , с	Обозначение	Система управления стенда	α	Рабочий процесс	
				картина на срезе сопла	механизм
13.2	●	Холодный режим	∞	—	Нет горения
13.4		Подача керосина, H_{2babb} , H_{2stab}	1.74	Слабое свечение (вспышки пламени)	Горение H_2 в НК
16	+	—	1.69	То же	Горение H_2 в НК и ВК
17.8	□	—	1.74	Усиление вспышек	То же
18.8	■	—	1.83	Яркие, интенсивные вспышки пламени	Горение керосина и H_2 в НК и ВК
18.9		—	1.85	Погасание	Нет горения
20.3	×	—	1.89	Яркие, интенсивные вспышки пламени	Горение керосина и H_2 в НК и ВК
20.4		—	1.89	Погасание	Нет горения
20.5		Дополнительная подача керосина	1.02	Без изменений	То же
22.2	○	—	1.17	Без изменений	То же

Таблица 4

ПУСК 09

τ , с	Обозначение	Система управления стенда	α	Рабочий процесс	
				картина на срезе сопла	механизм
13.3	●	Холодный режим	∞	—	Нет горения
13.5		Подача керосина, H_{2babb} , H_{2stab}	1.75	Слабое свечение (вспышки пламени)	Горение H_2 в НК
15	+	—	1.72	То же	Горение H_2 в НК
17	□	—	1.75	Усиление свечения	Горение H_2 в НК и ВК
18.2		Включение заряда	1.76	То же	То же
19.4	■	—	1.87	Яркие, интенсивные вспышки пламени	Горение керосина и H_2 в НК и ВК
19.5		—	1.87	Погасание	Нет горения
22	○	Дополнительная подача керосина	1.02	Без изменений	То же

ций в обеих секциях камеры сгорания. В течение $1.5 \div 2$ с яркость вспышек на срезе сопла незначительно возрастает.

Предположительно причину потери устойчивости процесса и переход ко 2-й стадии можно объяснить следующим образом. Разогрев внутренних поверхностей тракта ведет к повышению температуры газа в отрывной зоне, увеличению ее размеров, что при всех условиях приводит к активизации горения водорода в зоне отрыва и к распространению пламени

H_2 в ядро потока. Эти изменения провоцируют рост суммарной эффективности вспышек водорода в камере сгорания.

Аналогичное объяснение развития нестационарности может быть причиной механизма развития процесса на 3-й стадии.

3-я стадия (интервал III)

Процесс развивается в условиях, подобных резонансу, и сопровождается сильным увеличением яркости периодически повторяющихся

вспышек газа на срезе сопла модуля M_R от ярко-голубого цвета до белого. Рост температуры потока и продуктов сгорания водорода с определенного момента приводит к вспышкам керосина в ВК и, соответственно, в НК. Эффективность тепловыделения увеличивается. В условиях сильного повышения давления псевдоскачок развивается полностью, кривая давления выходит на нулевой градиент.

Предварительные огневые испытания камеры сгорания на присоединенном воздухопроводе в условиях, моделирующих полет при $M_f = 5$ [3], проводились при более низких температурах потока на входе в камеру $T_{in} = 1120 \div 1170$ К. При этом ВК была выполнена с симметричным расширением относительно оси. Горение в НК развивалось в стабильном режиме. Проточный тракт камеры сгорания M_R был изготовлен с повторением соотношений основных сечений, но спрофилирован несимметричным.

Возникновение тепловыделения в ВК модуля M_R стало неожиданностью. Изменения в геометрии проточной части привели к появлению негативных эффектов, изложенных выше. В соответствии с концепцией широкодиапазонного ПВРД соотношение проходных сечений ВК выбирается с целью реализации оптимального процесса горения в ВК при $M_f = 6$, т. е. при меньших расходах и более высоких температурах воздуха на входе в двигатель. Активизация тепловыделения в ВК в данных условиях испытаний приводит к эффектам, объяснение которых связано со свойством предельного теплоподвода. Каждая вспышка топлива в ВК ведет к тепловому заклиниванию и смещению головной волны псевдоскачка в изолятор, т. е. к ситуации, опасной разрушением газодинамики течения в воздухозаборнике. В процессе испытаний катастрофического нарушения течения в воздухозаборнике не зафиксировано.

Вследствие роста эффективности горения топлива в пульсирующем процессе, объемных расходов газа и температуры потока, скорость обтекания стабилизатора потоком возрастает. Условия для воспламенения в следовой зоне за стабилизатором еще более ухудшаются. В пределе наступают срыв и погасание пламени в камере сгорания.

4-я стадия (интервал IV)

На этой стадии возможны два варианта

развития процесса.

1. В испытаниях с дросселем (пуск 02) после достижения резонансного режима горения ($17 \div 17.5$ с) срыв пламени привел к серии периодически повторяющихся интенсивных вспышек керосина (22 с), чередующихся с погасанием, с прежними параметрами пульсаций. Интересно, что в этом «квазиустановившемся» процессе, продолжавшемся около 5.5 с, вплоть до отключения топлива, осредненные значения давления характеризуются стабильностью. Выключение водорода H_{2stab} не повлияло на параметры процесса. В сравнении с резонансным режимом здесь продольный профиль давления отличается большим снижением в ВК и незначительным в НК (см. рис. 6).

На базе имеющихся результатов трудно объяснить природу срыва резонансного режима и перехода к данному процессу. Но можно попытаться сделать предположения о механизме этого «квазиустановившегося» процесса. Кривая роста давления в ВК не выходит на нулевой градиент, ее форма соответствует неразвитому псевдоскачку. Очевидно, что воспламенение керосина в ВК прекратилось. Однако достаточно высокий уровень давления в НК, яркость и цвет вспышек на срезе сопла модуля M_R свидетельствуют о горении керосина в пульсирующем режиме в НК, причем независимо от наличия H_{2stab} .

2. В испытаниях без дросселя возможно повторное воспламенение (пуск 05). Процесс розжига, т. е. вспышек топлива и роста давления, развивается по прежней схеме; частота, амплитуда пульсаций и скорость нарастания давления остаются на прежнем уровне. Максимум давления достигается за $1 \div 1.5$ с, после чего повторно наступает срыв. Многократное воспламенение не наблюдалось.

Итак, подведем кратко итоги выполненных экспериментов.

Во всех проведенных испытаниях не зафиксировано уменьшения аэродинамического сопротивления модели во внешнем потоке. Это можно объяснить низкой суммарной эффективностью процесса.

При наличии ранней топливоподачи, т. е. на входе в камеру сгорания, и при выборе геометрии проточной части в зоне размещения псевдоскачка необходимо обращать внимание на возможность формирования здесь отрывной зоны, что может привести к преждевременному воспламенению топлива в верхней камере,

спровоцировать возникновение неустойчивости и катастрофические потери эффективности рабочего процесса.

Возникает ряд вопросов, ответ на которые может быть получен при проведении в будущем измерений тепловых потоков и использовании высокочастотных измерителей статического давления. Для данных условий испытания при постоянстве внешних параметров это следующие вопросы:

— почему происходит переход к неустойчивости, какова природа резонанса?

— почему в варианте с дросселированием при «квазиустановившемся» режиме горения керосина в НК не наблюдается возвращения к нестационарности и процессу воспламенения керосина в ВК?

— почему в отсутствие дросселя после 1-й стадии повторное воспламенение топлива керосина и выход на резонансное состояние не происходят многократно?

Приведенные результаты еще раз демонстрируют сложность физических явлений в двухрежимных ПВРД. Изучение переходных нестационарных процессов всегда дает важную информацию для их понимания. Результаты таких исследований могут служить хорошей поддержкой в совершенствовании программ расчета процессов в ПВРД. С позиции

практического приложения, например при выборе концепции или схемы ПВРД, результат может оказаться полезным, поскольку он касается как вопросов стабилизации пламени в камере сгорания, так и предупреждает о возможности срыва процесса к неустойчивости.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Das S., Prasad J. K.** Behaviour of flow unsteadiness in a supersonic air-intake with throttles // Proc. 37th Intern. and 4th National Conf. on Fluid Mechanics and Fluid Power December 16–18, 2010, Madras, Chennai, India.
2. **Баев В. К., Третьяков П. К., Забайкин В. А.** Термогазодинамический анализ процесса в камере сгорания с внезапным расширением при сверхзвуковой скорости на входе и существенном проявлении нестационарности процесса. — Новосибирск, 2000. — (Препринт / РАН. Сиб. отд. Ин-т теор. и прикл. механики; № 3-2000).
3. **Chevalier A., Levin V., Bouchez M., Davidenko D.** French-Russian partnership on hypersonic wide-range ramjets // AIAA Paper № 96-4554. — 1996.
4. **Левин В. М.** Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД // Физика горения и взрыва. — 2010. — Т. 46, № 4. — С. 45–55.
5. **Пензин В. И.** Торможение сверхзвукового потока. — М.: Изд-во ЦАГИ, 2012.

Поступила в редакцию 21/1 2013 г.
