

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 641.454.2

DOI 10.18698/0536-1044-2017-3-56-65

Экспериментальное исследование влияния непрогнозируемого изменения формы передней кромки резонатора на работоспособность газодинамической системы воспламенения

В.Ю. Александров^{1,2}, К.Ю. Арефьев^{1,2,3}, М.А. Ильченко¹¹ ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2² МФТИ, 141700, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация, Институтский пер., д. 9³ МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

An Experimental Study of the Influence of Unpredictable Changes in the Form of the Resonant Cavity Leading Edge on the Operating Capacity of the Gas-Dynamic Ignition System

V.Y. Aleksandrov^{1,2}, K.Y. Arefyev^{1,2,3}, M.A. Ilchenko¹¹ Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors, 111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2² Moscow Institute of Physics and Technology, 140090, Dolgoprudniy, Moscow region, Russian Federation, Institutskiy pereulok, Bldg. 9³ BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1 e-mail: aleksandrov@ciam.ru, arefyev@rambler.ru

i Газодинамические системы воспламенения являются перспективными устройствами для инициирования рабочего процесса в энергосиловых установках авиационно-космической техники. Применение таких систем, состоящих из разгонного сопла и резонатора, позволяет использовать кинетическую энергию топливной смеси для локального нагрева и воспламенения газа в застойной зоне резонансной полости. Однако эффективность преобразования кинетической энергии в тепловую существенно зависит от конфигурации сопла и резонатора. Предварительные исследования показали, что в процессе воспламенения может происходить непрогнозируемое изменение формы элементов газодинамической системы воспламенения вследствие значительного теплового и химического воздействия. Наиболее подвержена этому явлению передняя кромка резонатора. Проведено экспериментальное исследование по определению закономерностей влияния изменения формы передней кромки резонатора на интенсивность тепловыделения в застойной зоне резонансной полости. Представлены экспериментальная установка и методика проведения исследования, а также результаты анализа выяв-

ленных закономерностей. Полученные данные могут быть полезны при проектировании, экспериментальной отработке и эксплуатации газодинамической системы воспламенения в составе энергосиловых установок различного назначения.

Ключевые слова: газодинамическая система воспламенения, автопульсационный процесс, интенсивность тепловыделения, изменение формы, резонансная полость.

i Gas-dynamic ignition systems are advanced devices for initiating working processes in aerospace propulsion. The use of such systems consisting of a booster nozzle and resonator enables application of kinetic energy of the fuel for local heating and ignition of the fuel mixture in the stagnant area of the resonant cavity. However, the efficiency of conversion of kinetic energy into thermal energy substantially depends on the configuration of the nozzle and resonator. Preliminary studies have shown that in the process of ignition unpredictable changes in the form of the elements of the gas-dynamic ignition system can occur due to significant thermal and chemical action. The leading edge of the resonant cavity is the most sensitive element to this phenomenon. An experimental study is conducted to determine the influence of the change in the form of the leading edge of the cavity on the intensity of heat release in the stagnant zone of the resonant cavity. The scheme of the experimental unit, methodology of the experiment and results of the analysis of the revealed patterns are presented. The data obtained can be used for designing, experimental development and running of gas-dynamic ignition systems as a part of propulsion plants for various purposes.

Keywords: gas-dynamic ignition system, pulsation process, heat release intensity, change of form, resonant cavity.

Повышение надежности системы воспламенения топливной смеси энергосиловых установок авиационно-космической техники является важной и актуальной задачей [1, 2]. Одно из перспективных направлений решения этой задачи — создание неэлектрической системы воспламенения, которая будет способна обеспечить многократное инициирование рабочего процесса с приемлемым временным интервалом выхода на номинальный режим и с повышенной надежностью. В этом случае можно использовать газодинамическую систему воспламенения (ГСВ), схема которой представлена на рис. 1. Основными элементами ГСВ являются сверхзвуковое разгонное сопло 1 и резонатор 3, имеющий переднюю кромку 2. Интенсивный нагрев и воспламенение подаваемой через разгонное сопло топливной смеси осуществляется в застойной зоне резонансной полости посред-

ством реализации самоподдерживающегося циклического процесса прохождения и отражения от торцевой поверхности резонатора ударных волн [3–6].

Интенсивность тепловыделения и максимальная температура нагрева газа в застойной зоне A резонансной полости зависит от целого ряда факторов: скорости истечения струи из сопла, расстояния между срезом сопла и передней кромкой резонатора L , длины резонатора S , угла раскрытия сопла γ , угла сужения конической входной части резонатора β и др.

ГСВ имеет такие преимущества перед другими системами воспламенения, как отсутствие необходимости в первичном подогреве элементов конструкции и компонентов топлива, использование кинетической энергии сжатого потока для его нагрева и воспламенения, отсутствие дополнительных внешних источников

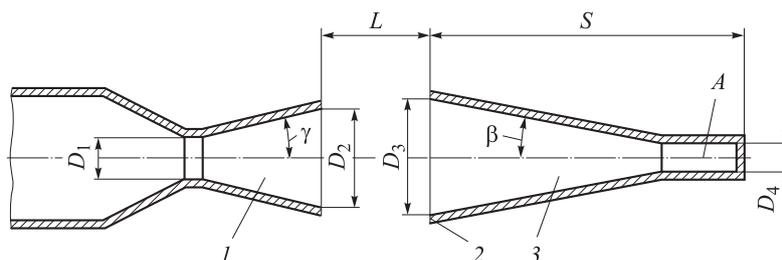


Рис. 1. Схема ГСВ

энергии и существенное упрощение конструкции. Однако одним из условий возможности использования ГСВ является наличие запасов компонентов с высокими давлениями.

Предварительные исследования [7] показали, что в процессе воспламенения топливной смеси на элементы ГСВ действуют значительные тепловые нагрузки. При этом поверхность передней кромки резонатора, являющейся наиболее теплонагруженным элементом, взаимодействует с химически активными веществами, которые могут присутствовать в компонентах топливной смеси или продуктах ее сгорания. Поэтому на поверхности передней кромки резонатора могут возникать процессы термической или химической эрозии, приводящие к непрогнозируемому изменению ее формы.

По результатам предварительных экспериментальных исследований установлено, что возможное изменение формы передней кромки резонатора оказывает существенное влияние на интенсивность нагрева и эффективность последующего воспламенения подаваемой через разгонное сопло топливной смеси. Следует отметить, что значительное изменение формы передней кромки может привести к потере работоспособности ГСВ. Исходя из вышесказанного, определение предельно допустимых диапазонов изменения формы передней кромки резонатора в процессе воспламенения для

сохранения работоспособности ГСВ является актуальным.

Цель работы — экспериментальное исследование закономерностей влияния изменения формы передней кромки резонатора на интенсивность тепловыделения в застойной зоне резонансной полости и определение количественных показателей, характеризующих работоспособность ГСВ в случае возможной термической или химической эрозии передней кромки.

Экспериментальная установка. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 2. Воздух хранится в рампе высокого давления 16 с системой заправки и дренажа. При работе установки с помощью командного 15 и расходного 3 редукторов устанавливается требуемое давление воздуха перед соплом модельной ГСВ 6. Для измерения параметров воздуха на входе перед соплом ГСВ смонтированы датчики давления 5 и температуры 4.

Для исследования структуры течения между срезом сопла и входной кромкой резонатора модельной ГСВ предусмотрена диагностическая система, состоящая из осветительной 14 и приемной 2 частей теневого прибора [8, 9], высокоскоростной видеокамеры и регистратора видеосигнала 1. Поскольку вследствие малых габаритов ГСВ использование зондовых методов [10] измерения технически затруднено,

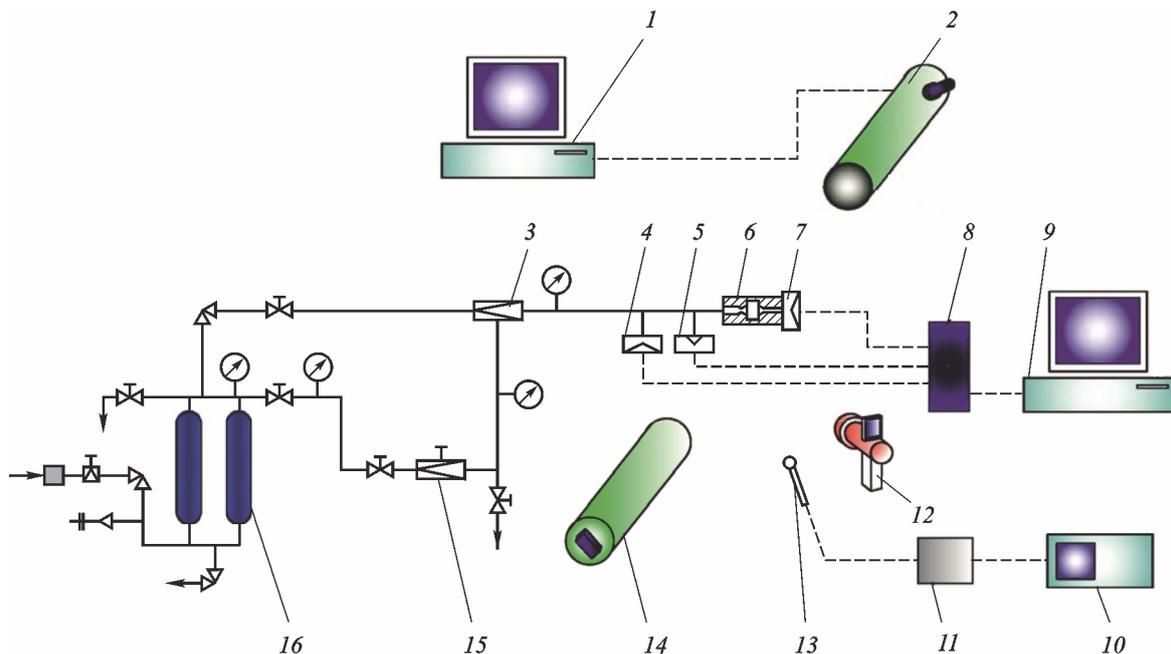


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

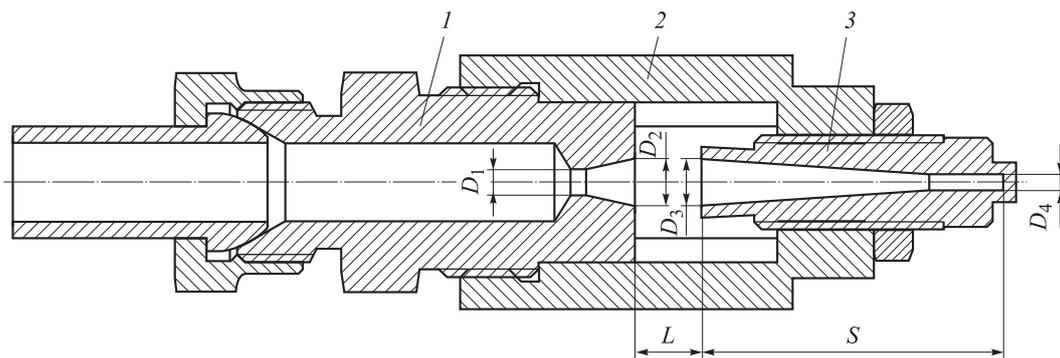


Рис. 3. Схема модельной ГСВ

спектральные характеристики пульсаций давления определяются путем измерения внешнего акустического поля микрофоном 13 с усилителем сигнала 11. Анализ спектральных характеристик выполняется спектрографом 10, а определение теплового состояния конструкции резонатора — поверхностным датчиком температуры 7 и тепловизором 12. Сбор и обработку данных осуществляет автоматизированная информационно-измерительная система, состоящая из аналого-цифрового преобразователя 8 и сервера 9 [11].

Модельная ГСВ (рис. 3) состоит из сверхзвукового сопла 1, резонатора 2 и корпуса 3. Основываясь на результатах выполненных ранее расчетно-экспериментальных исследований [4, 5], выбраны основные геометрические характеристики модельной ГСВ: относительная глубина резонансной полости $S/D_1 = 13$; относительное расстояние между срезом сопла и входной кромкой резонатора $L/D_1 = 2$; относительные диаметры $D_2/D_1 = 2$, $D_3/D_1 = 2$, $D_4/D_1 = 0,7$. Такая конфигурация проточного тракта ГСВ соответствует геометрии, для которой получены максимальные значения тепловыделения в застойной зоне резонансной полости [4, 5].

Для исследования влияния изменения формы передней кромки резонатора на газодинамические и тепловые процессы в ГСВ в резонаторе выполнялась проточка (рис. 4) с характерным размером $a = 1...6$ мм. Проточки расположены

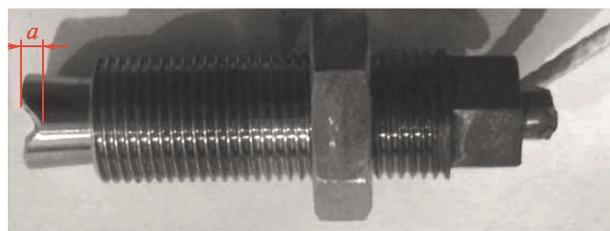


Рис. 4. Внешний вид резонатора с проточкой

несимметрично (с одной стороны) относительно оси ГСВ.

Результаты экспериментального исследования и их анализ. Экспериментальные исследования проведены для диапазона относительного перепада давления в сопле ГСВ $p_0/p_a = 18...25$ (p_0 — давление перед соплом ГСВ; p_a — атмосферное давление). При этом эксперименты выполнены с использованием резонаторов как без проточки ($a/D_3 = 0$), так и с проточкой. Относительные размеры проточки изменялись в диапазоне $a/D_3 = 0,2...1,0$.

Сначала рассмотрим режим работы ГСВ без проточки на передней кромке резонатора, который был исследован в предшествующих статьях [4, 5]. В этом случае характерная структура течения в системе представлена на схеме (рис. 5), особенностью которой является нестационарная система скачков уплотнения, формирующих «бочку» с замыкающим прямым скачком, расположенным перед входом в резонатор.

При реализации автоколебательного процесса в резонаторе ГСВ возбуждаются интенсивные пульсации давления. Такой эффект может быть вызван газодинамическим резонансом, механизм которого заключается в возникновении продольных пульсаций потока (между прямым скачком уплотнения и торцевой стенкой резонатора), которые образуются в результате потери динамической устойчивости течения в ГСВ. Газодинамическое течение в ГСВ условно можно разделить на две фазы.

На первой из них (см. рис. 5, а) за счет высокого перепада давления в области прямого скачка уплотнения происходит генерация ударной волны (УВ), движение которой направлено вдоль оси резонансной полости к торцевой стенке. УВ формирует область повы-

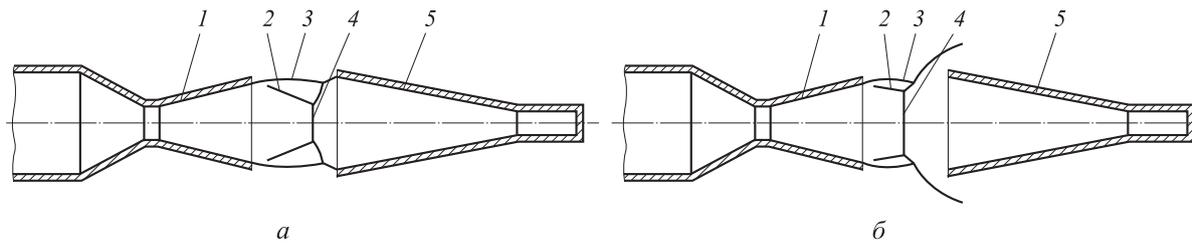


Рис. 5. Характерная структура течения в ГСВ для первой (а) и второй (б) фаз автопульсационного процесса: 1 — сопло; 2 — система скачков уплотнения; 3 — бочка; 4 — замыкающий прямой скачок; 5 — резонатор

шенного давления за фронтом. При этом количество газа, находящегося в резонаторе, увеличивается. По мере движения скорость УВ снижается, что можно объяснить диссипацией ее кинетической энергии. Прямой скачок на первой фазе автопульсационного процесса локализуется в области входной кромки резонатора. Его положение в первую очередь определяется параметром p_0/p_a .

Вторая фаза процесса (см. рис. 5, б) начинается после отражения УВ от торцевой стенки резонатора, когда происходит изменение направления движения УВ на противоположное, в сторону прямого скачка уплотнения. За фронтом отраженной УВ скорость газа падает, а давление и температура существенно растут. При достижении УВ прямого скачка уплотнения происходит их взаимодействие. Вследствие повышения давления за прямым скачком он смещается в сторону сопла ГСВ. При этом УВ отражается от прямого скачка и получает дополнительную энергию, что следует из анализа скорости ее движения. Затем цикл ав-

топульсационного процесса повторяется. Характерную частоту такого процесса можно определить как $f = 1/\tau = 0,25c/(S+0,3D_3)$, где τ — период пульсаций; c — средняя скорость звука в резонаторе [12].

Экспериментально установлено, что когда на передней кромке резонатора выполнена проточка небольшого размера ($a/D_3 \leq 0,7$), характер нестационарного течения в модельной ГСВ меняется незначительно. В частности, слева на рис. 6 для резонатора с проточкой размером $a/D_3 = 0,3$ показана структура течения в моменты времени t_0 и $t_0 + 0,5\tau$, где t_0 — момент времени в пределах первой фазы автопульсационного процесса. Здесь ударно-волновая структура имеет несимметричность, которая наиболее явно проявляется при отражении УВ от скачка уплотнения (см. рис. 6, б, слева). Однако, как и для резонатора без проточки, в этом случае возбуждаются продольные пульсации потока.

С увеличением размера проточки амплитуда пульсаций уменьшается, а несимметричность

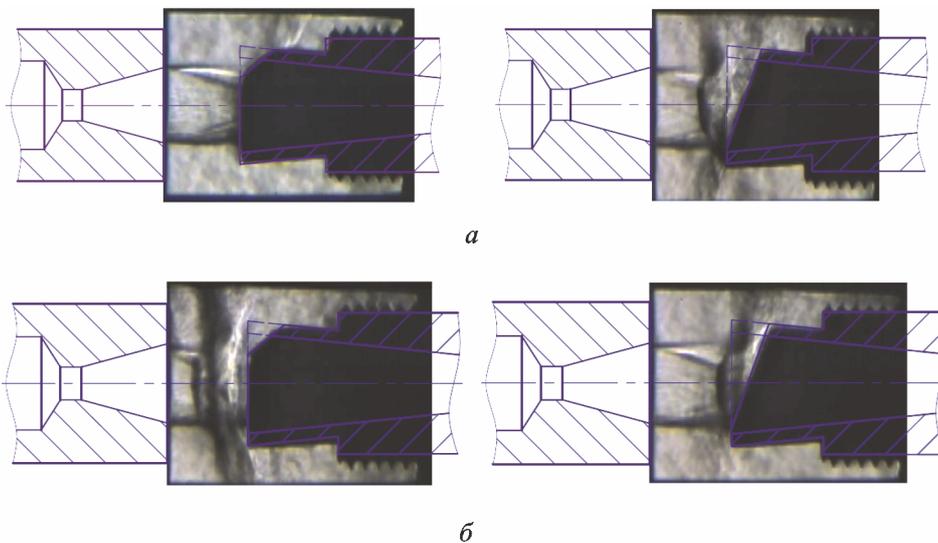


Рис. 6. Теневые фотографии структуры течения в моменты времени t_0 (а) и $t_0 + 0,5\tau$ (б) для резонатора с проточкой размером $a/D_3 = 0,3$ (слева) и $a/D_3 > 0,7$ (справа)

течения увеличивается. Когда $a/D_3 > 0,7$, продольные пульсации потока практически затухают и течение в ГСВ становится квазистационарным. В этом случае структура течения в моменты времени t_0 и $t_0 + 0,5\tau$ изменяется незначительно (см. рис. 6, справа).

Анализ внешнего акустического поля показал следующее. В ГСВ с резонатором без проточки (рис. 7, а) возбуждаются пульсации давления, спектральная характеристика которых имеет явно выраженные максимумы амплитуды при частотах, соответствующих модам собственных колебаний газа в резонансной полости [13]. При этом частота i -й моды пульсаций давления близка к значениям, вычисляемым с помощью уравнения $f = i0,25c/(S+0,3D_3)$. Абсолютные значения амплитуды пульсаций давления пропорциональны давлению p_0 и в основном зависят от формы сопла и резонатора, а также от положения резонатора относительно сопла ГСВ.

Для обобщенного анализа интенсивности автопульсационного процесса примем, что при прочих равных условиях для ГСВ с резонатором без проточки относительная амплитуда первой моды пульсаций давления составляет $A_{отн1} = 1$. Относительные амплитуды последующих мод пульсаций постепенно снижаются и для каждой из них обратно пропорциональны квадрату порядкового номера i : $A_{отни} \sim 1/i^2$. При

исследовании резонаторов с проточкой при $a/D_3 \leq 0,3$ значимых изменений спектральной характеристики не обнаружено.

При $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$ амплитуды пульсаций первой и последующих мод пульсаций давления постепенно снижаются. При этом возникает эффект «разделения» пульсаций давления, который заключается в возникновении для каждой из основных мод дублирующих локальных максимумов спектральной характеристики (рис. 7, б). Амплитуды основных и дублирующих мод имеют примерно равные значения. Установлено, что частоты для основных мод сохраняются, а для дублирующих отличаются на небольшую величину Δf . Оценку ширины разделения спектральной характеристики Δf можно провести по зависимости $\Delta f \approx 0,25ca/S^2$.

При $a/D_3 > 0,7$ (рис. 7, в) происходит значительное изменение спектральной характеристики: локальные максимумы, соответствующие модам собственных колебаний газа в резонансной полости практически пропадают. Анализ спектральной характеристики при $a/D_3 > 0,7$ показывает, что пульсации давления близки к широкополосному случайному шуму, возникающему при квазистационарном турбулентном течении газа.

Нагрев подаваемого через сопло газа осуществляется в застойной зоне резонансной полости за счет прохождения в нее и отражения

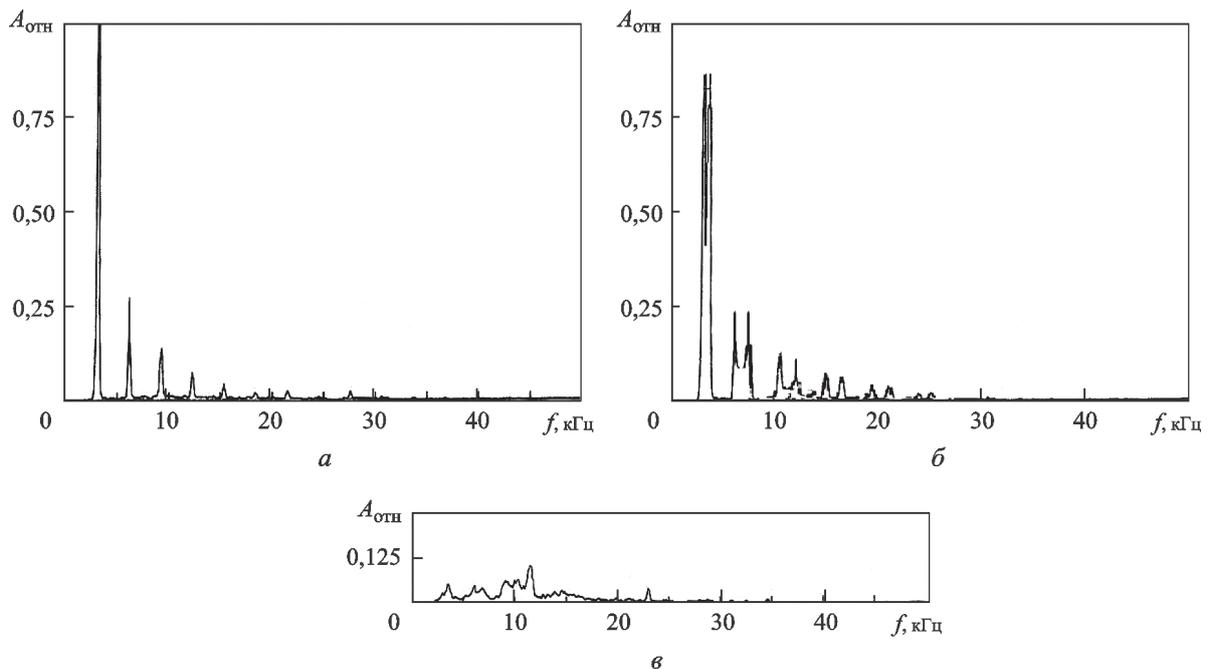


Рис. 7. Характерная спектральная характеристика пульсаций давления для ГСВ с резонатором без проточки (а) и с проточкой размером $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$ (б) и $a/D_3 > 0,7$ (в)

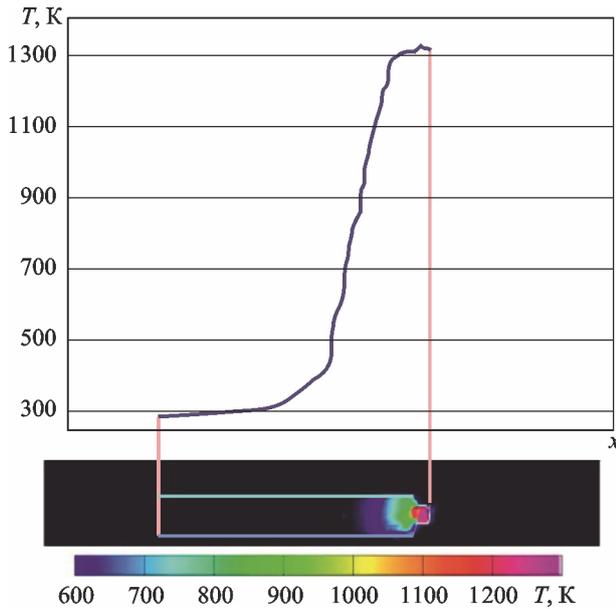


Рис. 8. Пример распределения температуры по длине внешней поверхности резонатора

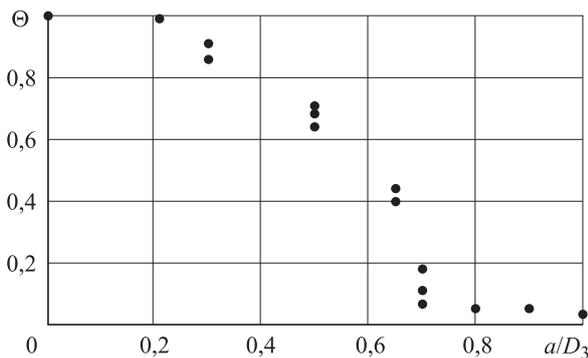


Рис. 9. Зависимость относительной температуры Θ от размера проточки a/D_3

от торцевой стенки резонатора ударных волн, генерируемых на входе в конфузор, что в конечном итоге приводит к интенсивному выделению тепла [4, 5, 14, 15]. Выделенное тепло нагревает резонатор. Пример экспериментально полученного распределения температуры по длине внешней поверхности резонатора при работе ГСВ приведен на рис. 8.

В процессе эксперимента наблюдалось некоторое снижение температуры входной кромки резонатора и повышение температуры его торцевой части. Максимальная экспериментально зарегистрированная температура торцевой части резонатора без проточки при $p_0/p_a = 25$ составила $T_p^* \sim 1350$ К, что в 4,5 раза больше температуры торможения подаваемого воздуха T_0 . Более детально газодинамические процессы, приводящие к нагреву торцевой части резонатора изложены в работах [1–4].

В качестве индикатора интенсивности тепловыделения в резонансной полости примем значения максимальной температуры резонатора T_p . Закономерность изменения T_p в зависимости от размера проточки приведена на рис. 9. На диаграмме представлена относительная температура $\Theta = (T_p - T_0)/(T_p^* - T_0)$. Для резонаторов с характерными размерами проточки $a/D_3 \leq 0,3$ температура примерно совпадает с температурой резонатора без проточки. При $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$ значения температуры постепенно снижаются, а при $a/D_3 > 0,7$ нагрев резонатора практически отсутствует. Это объясняется тем, что, как было показано в работе [2], интенсивность тепловыделения связана с амплитудой пульсаций давления, которая снижается с увеличением a/D_3 .

Анализ полученных результатов показал, что наличие проточки в резонаторе, имитирующей непрогнозируемое изменение формы передней кромки, значительно влияет на характеристики ГСВ. На основе представленных данных изменение передней кромки резонатора условно можно разделить на три стадии:

- 1 — незначительных изменений (при $a/D_3 \leq 0,3$);
- 2 — слабо влияющих изменений (при $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$);
- 3 — критически влияющих изменений (при $a/D_3 > 0,7$).

На первой стадии работоспособность ГСВ сохраняется в полном объеме, а спектральная характеристика пульсаций давления и нагрев газа в застойной зоне резонансной полости практически не отличаются от значений, соответствующих резонатору с симметричной передней кромкой (без проточки). На второй стадии наблюдается некоторое снижение интенсивности нагрева газа и перестройка спектральной характеристики, поэтому для сохранения работоспособности ГСВ может потребоваться изменение режимов ее работы. Третья стадия характеризуется потерей работоспособности ГСВ вследствие прекращения возбуждения интенсивных пульсаций давления и, соответственно, отсутствия эффекта нагрева газа в застойной зоне резонансной полости.

Выводы

В результате экспериментального исследования непрогнозируемого изменения передней кромки резонатора ГСВ, имитируемого меха-

ническим выполнением проточек с различными размерами a , установлено следующее.

1. При $a/D_3 \leq 0,3$ значимых изменений спектральной характеристики относительно резонатора без проточки не обнаружено. При $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$ амплитуды пульсаций первой и последующих мод пульсаций давления постепенно снижаются. При этом возникает эффект «разделения» пульсаций давления, который заключается в возникновении для каждой из основных мод дублирующих локальных максимумов спектральной характеристики. При $a/D_3 > 0,7$ локальные максимумы, соответствующие модам собственных колебаний газа в резонансной полости, практически пропадают, и спектральная характеристика соответствует широкополосному случайному шуму, возникающему при квазистационарном турбулентном течении газа.

2. Для резонаторов с характерными размерами проточки $a/D_3 \leq 0,3$ максимальная температура стенки примерно совпадает с температурой резонатора без проточки. При $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$ значения температуры постепенно

снижаются, а при $a/D_3 > 0,7$ нагрев резонатора практически не зафиксирован.

3. В зависимости от размера a изменение формы передней кромки резонатора условно разделено на три стадии. На первой стадии (при $a/D_3 \leq 0,3$) работоспособность ГСВ сохраняется в полном объеме. На второй стадии (при $a/D_3 = 0,3 \dots 0,7$) для сохранения работоспособности ГСВ может потребоваться изменение режимов ее работы. Третья стадия (при $a/D_3 > 0,7$) характеризуется потерей работоспособности ГСВ вследствие прекращения возбуждения интенсивных пульсаций давления и, соответственно, отсутствия эффекта нагрева газа в застойной зоне резонансной полости.

4. Полученные результаты могут быть использованы для прогнозирования работоспособности ГСВ и вероятности ее отказа в случае непрогнозируемого изменения передней кромки в результате термической или химической эрозии. Также исследования могут быть полезны при разработке мероприятий устранения паразитных пульсаций давления газа в технических устройствах, имеющих полузамкнутые каналы.

Литература

- [1] Скибин В.А., ред. *75 лет творческой научно-практической деятельности ЦИАМ в авиадвигателестроении. Сб. науч. тр. ЦИАМ*, Москва, Издательский дом Авиамир, 2005. 320 с.
- [2] Ягодников Д.А., ред. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
- [3] Named A., Das K., Basu D. Numerical Simulation of Unsteady Flow in Resonance Tube. *40th AIAA*, 2002, № 1118, pp. 1–14.
- [4] Воронецкий А.В., Арефьев К.Ю., Захаров В.С. Расчетно-теоретическое исследование резонансной системы газодинамического воспламенения ЖРД малой тяги. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, № 1, с. 31–41.
- [5] Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В., Ильченко М.А. Исследование динамических характеристик резонансной газодинамической системы воспламенения топливной смеси. *Физика горения и взрыва*, 2013, № 6, с. 41–46.
- [6] Сергиенко А.А., Семенов В.В. Газодинамический воспламенитель. *Известия вузов. Авиационная техника*, 2000, № 2, с. 44–47.
- [7] Ворожеева О.А., Арефьев К.Ю. Исследование эффективности охлаждения резонатора газодинамической системы воспламенения на двухфазной топливной композиции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 12. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-12-1567> (дата обращения 30 ноября 2016).
- [8] Харитонов А.М. *Техника и методы аэрофизического эксперимента*. Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2005. 348 с.
- [9] Ахманов С.А., Никитин С.Ю. *Физическая оптика*. Москва, Наука, 2004. 654 с.
- [10] Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Ильинский С.А., Ермошкин А.З. Динамические испытания зондов для измерения пульсаций давления при повышенных давлениях. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2009, № 3, с. 39–42.

- [11] Скибин В.А., ред. *Методы измерения и обработки параметров физических процессов при испытаниях авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Изд-во МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2007. 56 с.
- [12] Глазнев В.Н., Коробейников Ю.Г. Эффект Гартмана. Область существования и частоты колебания. *Прикладная механика и техническая физика*, 2001, № 4, с. 62–67.
- [13] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Ильченко М.А. Расчетно-экспериментальные исследования пульсационных процессов в малогабаритных генераторах высокоэнтальпийного потока с газодинамической системой воспламенения. *Известия РАН. Энергетика*, 2014, № 6, с. 96–107.
- [14] Дулов В.Г., Максимов В.П. Термический эффект резонатора Гартмана–Шпренгера в режиме высоких частот. *Вестник Санкт-Петербургского университета. Сер. 1. Математика. Механика. Астрономия*, 2005, № 1, с. 79–86.
- [15] Бычков И.М., Вышинский В.В., Носачев Л.В. Исследование структуры течения в газоструйном резонаторе Гартмана. *Журнал технической физики*, 2009, т. 79, № 8, с. 26–31.

References

- [1] *75 let tvorcheskoi nauchno-prakticheskoi deiatel'nosti TsIAM v aviadvigatelestroenii. Sb. nauch. tr. TsIAM [75 years of creative scientific activity in Aero engines. Collection of scientific works of CIAM]*. Ed. Skibin V.A. Moscow, Aviamir publ., 2005. 320 p.
- [2] *Zhidkostnye raketnye dvigateli [Liquid-propellant rocket engines]*. Ed. Iagodnikov D.A. Moscow, Bauman Press, 2005. 488 p.
- [3] Hamed A., Das K., Basu D. Numerical Simulation of Unsteady Flow in Resonance Tube. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2002, no. 1118, pp. 1–14.
- [4] Voronetskii A.V., Arefev K.Iu., Zakharov V.S. Raschetno-teoreticheskoe issledovanie rezonansnoi sistemy gazodinamicheskogo vosplameniia ZhRD maloi tiagi [Computational-Theoretical Study of Resonant System of Gasdynamical Ignition for Low-Thrust Liquid-Propellant Rocket Engines]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering]*. 2012, no. 1, pp. 31–41.
- [5] Arefev K.Yu., Il'chenko M.A., Voronetskii A.V. Dynamic characteristics of a resonant gas-dynamic system for ignition of a fuel mixture. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2013, vol. 49, no. 6, pp. 657–661.
- [6] Sergienko A.A., Semenov V.V. Gazodinamicheskii vosplamitel' [The gas-dynamic igniter]. *Izv. vuzov. Aviatsionnaia tekhnika [Russian Aeronautics]*. 2000, no. 2, pp. 44–47.
- [7] Vorozheeva O.A., Arefev K.Iu. Issledovanie effektivnosti okhlazhdeniia rezonatora gazodinamicheskoi sistemy vosplameniia na dvukhfaznoi toplivnoi kompozitsii [Research into efficiency of resonator cooling in gas-dynamic ignition system with two-phase fuel composition]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation]*. 2016, no. 12. Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-12-1567> (accessed 30 November 2016).
- [8] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta [Techniques and methods of aerophysical experiment]*. Novosibirsk, NSTU publ., 2005. 348 p.
- [9] Akhmanov S.A., Nikitin S.Iu. *Fizicheskaiia optika [Physical optics]*. Moscow, Nauka publ., 2004. 654 p.
- [10] Gimadiev A.G., Bystrov N.D., Ilyinsky S.A., Ermoshkin A.Z. Dinamicheskie ispytaniia zondov dlia izmereniia pul'satsii davleniia pri povyshennykh davleniiax. [Dynamic tests of probes for measurement of pulsations pressure at the raised average pressure]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta) [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]*. 2009, no. 3, pp. 39–42.
- [11] *Metody izmereniia i obrabotki parametrov fizicheskikh protsessov pri ispytaniiax aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok [Methods of measurement and processing parameters of the physical processes in the testing of aircraft engines and power plants]*. Ed. Skibin V.A. Moscow, МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского publ., 2007. 56 p.

- [12] Glaznev V.N., Korobeinikov Yu.G. Hartmann Effect. Region of Existence and Oscillation Frequencies. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2001, vol. 42, no. 4, pp. 616–620.
- [13] Aleksandrov V.Iu., Arefev K.Iu., Il'chenko M.A. Raschetno-eksperimental'nye issledovaniia pul'ssionnykh protsessov v malogabaritnykh generatorakh vysokoental'piinogo potoka s gazodinamicheskoi sistemoi vosplamneniia [Numerical and experimental investigation non-stationary processes in the compact high enthalpy flows generators with gasdynamically ignition system]. *Izvestiia RAN. Energetika* [Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering]. 2014, no. 6, pp. 96–107.
- [14] Dulov V.G., Maksimov V.P. Termicheskii effekt rezonatora Gartmana–Shprengera v rezhime vysokikh chastot [Thermal effect of the Hartmann–Sprenger resonator in a high-frequency regime]. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta. Ser. 1. Matematika. Mekhanika. Astronomiia* [Vestnik of the St. Petersburg University: Mathematics]. 2005, no. 1, pp. 79–86.
- [15] Bychkov I.M., Vyshinsky V.V., Nosachev L.V. Investigation of the flow pattern in a gas-jet Hartmann resonator. *Technical Physics. The Russian Journal of Applied Physics*, 2009, vol. 54, no. 8, pp. 1110–1115.

Статья поступила в редакцию 06.12.2016

Информация об авторах

АЛЕКСАНДРОВ Вадим Юрьевич (Долгопрудный) — кандидат технических наук, заместитель начальника отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; старший научный сотрудник лаборатории гиперзвуковых и плазменных технологий. МФТИ (141700, Московская область, Долгопрудный, Институтский пер., 9, e-mail: alexandrov@ciam.ru).

АРЕФЬЕВ Константин Юрьевич (Москва) — кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела 012. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; старший научный сотрудник лаборатории гиперзвуковых и плазменных технологий. МФТИ; доцент кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: arefyev@rambler.ru).

ИЛЬЧЕНКО Михаил Александрович (Москва) — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2).

Information about the authors

ALEKSANDROV Vadim Yurievich (Dolgoprudnyi) — Candidate of Science (Eng.), Deputy Head of Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors; Senior Researcher, Laboratory of Hypersonic and Plasma Technologies. Moscow Institute of Physics and Technology (140090, Dolgoprudniy, Moscow region, Russian Federation, Institutskiy pereulok, Bldg. 9, e-mail: alexandrov@ciam.ru).

AREFYEV Konstantin Yurievich (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher, Department 012. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors; Senior Researcher, Laboratory of Hypersonic and Plasma Technologies. Moscow Institute of Physics and Technology; Associate Professor, Rocket Engine Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: arefyev@ciam.ru).

ILCHENKO Mikhail Aleksandrovich (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Leading Researcher, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2).