

УДК 621.43.056

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ

А. В. Попов<sup>1</sup>, В. Н. Нечаев<sup>2</sup>, А. А. Пахольченко<sup>3</sup>, А. С. Колесников<sup>4</sup>

<sup>1</sup>avpnil@rambler.ru, <sup>2</sup>wladnicf@mail.ru, <sup>3</sup>andrei.paholchenko@mail.ru, <sup>4</sup>SanekKolesnikov1987@rambler.ru

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

Поступила в редакцию 16.06.2018

**Аннотация.** Применение газодинамической стабилизации пламени в форсажных камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей является одним из перспективных направлений в развитии двигателестроения. Но аналитическое описание и численное моделирование процессов взаимодействия стабилизирующей струи и набегающего потока затруднено вследствие их нестационарности и зависимости от многих факторов. Решением этой проблемы может стать введение в расчетные зависимости поправок и коэффициентов, определяемых экспериментально. Приводится описание экспериментальной установки для исследования газодинамической стабилизации пламени, условия проведения и результаты экспериментов, а также краткий анализ полученных результатов.

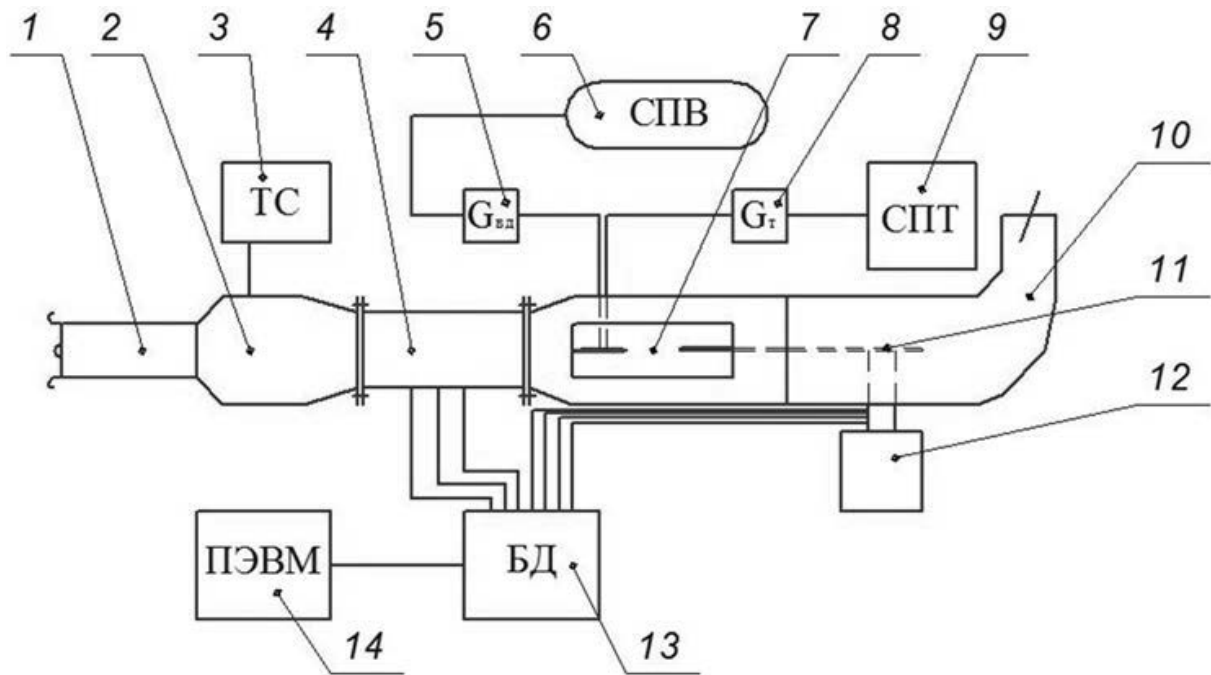
**Ключевые слова:** газодинамическая стабилизация пламени; экспериментальная установка; визуализация течения; зона обратных токов; коэффициент восстановления полного давления; коэффициент избытка воздуха.

### ВВЕДЕНИЕ

Применение газодинамической стабилизации пламени в форсажных камерах сгорания является одним из перспективных направлений развития газотурбинных двигателей для боевых маневренных самолетов. Такая стабилизация осуществляется за счет вдува струй воздуха в сносящий газовый поток. Существуют известные попытки аналитического описания взаимодействия струи с потоком, в частности [1]. Но главным недостатком аналитического описания является то, что ему поддается только небольшой участок траектории струи. Определить точку, где появляется значительная погрешность аналитически невозможно. Численное моделирование позволяет получить более точную картину взаимодействия струи со сносящим потоком. Но и в этом случае погрешность расчета может достигать больших значений вследствие сильной

нестационарности процессов. Для повышения точности результатов численного моделирования в расчетные зависимости необходимо вводить поправочные коэффициенты, определяемые из эмпирического опыта. По этой причине необходимо проводить экспериментальные исследования газодинамической стабилизации. Кроме численного моделирования, результаты экспериментов могут быть использованы для разработки инженерных методик расчета газодинамических стабилизаторов и т.п.

При проведении «холодных» экспериментов (без горения) необходимо определить: коэффициент восстановления полного давления газодинамического стабилизатора в активном и не активном состоянии, сравнить его с коэффициентом восстановления полного давления уголкового стабилизатора; определить максимальную глубину проникновения струи в поток, характерный



**Рис. 1.** Схема экспериментальной установки:

1 – осевой компрессор, 2 – газогенератор, 3 – топливная система газогенератора, переходной канал с мерным участком, 5 – расходомер воздуха, 6 – система подачи воздуха стабилизирующей струи, 7 – модельный отсек (МО), 8 – расходомер топлива, 9 – система подачи топлива, 10 – выхлопной патрубок, 11 – подвижный инструмент, 12 – координатный стол, 13 – блок датчиков, 14 – ПЭВМ с необходимым программным обеспечением

размер (максимальную ширину) и длину зоны обратных токов; картину течения с подветренной стороны струи.

Основная задача проведения «горячих» экспериментов – определение пределов устойчивого горения по срыву пламени и влияние на этот параметр различных факторов.

Для проведения исследований была разработана экспериментальная установка, схема которой показана на рис. 1.

Осевой компрессор предназначен для подачи воздуха в проточную часть ЭУ. Он обеспечивает расход воздуха  $G_b = 0,41$  кг/с и  $\pi_k^* = 1,05$ .

Газогенератор предназначен для имитации параметров газового потока за турбиной газотурбинного двигателя и представляет собой индивидуальную трубчатую камеру сгорания двигателя М-701-вс-150. Работу газогенератора обеспечивает топливная система на основе шестеренного насоса.

Переходной канал предназначен для подачи воздуха от компрессора к модельному отсеку, выравнивания полей характеристик потока и измерение их значений. Он препа-

рирован одиночными проточными приемниками полного  $p_k^*$  и статического  $p_k$  давлений и полной температуры  $T_k^*$ , проточные приемники обеспечивают приемлемую точность измерений давления  $\sim 0,2\%$  и температуры  $\sim 0,5\%$ .

Модельный отсек ФКС представляет собой камеру, имеющую входной диффузор. На верхней стенке МО выполнено смотровое окно, на противоположной стенке закреплена подвижная панель, на которой устанавливается исследуемый стабилизатор пламени. Между подвижной панелью и стенкой есть свободное пространство для размещения коммуникаций подвода топлива и воздуха к стабилизатору пламени. Модельный отсек препарирован двумя группами приемников статического давления в виде отверстий в боковых стенках передней части мерного канала для измерения осредненного статического давления  $p_{z1}$ ; и в задней части мерного канала для измерения осредненного статического давления  $p_{z2}$ ; а также группой приемников полного

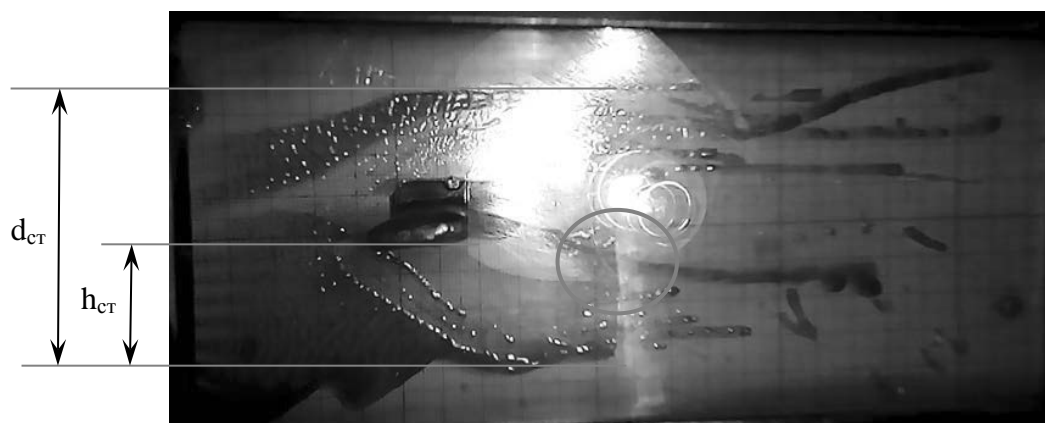


Рис. 2. Визуализация течения

давления в задней части мерного канала для измерения осредненного полного давления  $P_{22}^*$ .

Модельный отсек ФКС закреплен на станине. За ним располагается выхлопной патрубок, служащий для отвода отработавших газов за пределы установки. На выхлопном патрубке установлена заслонка, необходимая для дросселирования установки, а в боковой стенке выполнено отверстие для введения в поток рабочего инструмента.

Рабочий инструмент закреплен на двухкоординатном столе, который расположен с наружной стороны выхлопного патрубка. На рабочем инструменте был установлен трехтрубчатый приемник давления [2] для определения скоростного напора и угла скаса потока.

Работу газодинамического стабилизатора обеспечивает компрессор, развивающий максимальное избыточное давление  $8 \text{ кгс/см}^2$  и расход воздуха  $40 \text{ л/мин}$ .

Работу «форсажной камеры» обеспечивает система подачи топлива в модельный отсек. Система вытеснительного типа, расход топлива определяется по давлению наддува топливного бака в соответствии с тарировочным графиком. Топливная система обеспечивает расход топлива от  $5 \text{ г/с}$  до  $200 \text{ г/с}$ .

Для определения значений давлений используются датчики АИР-10Н-ДИ модель 1110, и аналогово-цифровые преобразователи «Элемер» КМ-10/У.

Для визуализации картины течения в среднем сечении модельного отсека, параллельно плоскости смотрового окна устанавливалась прозрачная пластина. В ее перед-

ней части перпендикулярно направлению потока выполнена полость с равномерно расположенными по ее длине отверстиями, через которые подавалось подкрашенное моторное масло. С нижней стороны пластины наклеена миллиметровая бумага.

На первом этапе проведения экспериментов уточнялась картина течения. Производилась визуализация течения с помощью описанного выше устройства. Результаты визуализации представлены на рис. 2.

На приведенной фотографии видна граница зоны распространения струи, по которой можно определить глубину проникновения струи в поток  $h_{ст}$  и характерный размер зоны обратных токов  $d_{ст}$ . Также на фотографии видно «затаскивание» капель масла в зону обратных токов с подветренной стороны струи.

Картина течения в зоне обратных токов устанавливалась с помощью трехтрубчатого приемника давления. Конструкция приемника и методика его применения описана в [2]. Результат показан на рис. 3.

На рис. 3 направление горизонтальной оси совпадает с направлением потока, цифрами на координатных осях обозначены точки измерения величины скоростного напора и направления вектора скорости потока. Точки расположены с шагом  $5 \text{ мм}$  в обоих направлениях. Символ эллипса в левом верхнем углу указывает положение стойки газодинамического стабилизатора. Масштабные стрелки слева от вертикальной оси показывают направление вектора скорости и величину скоростного напора невозмущенного потока, равного  $670 \text{ Па}$ .

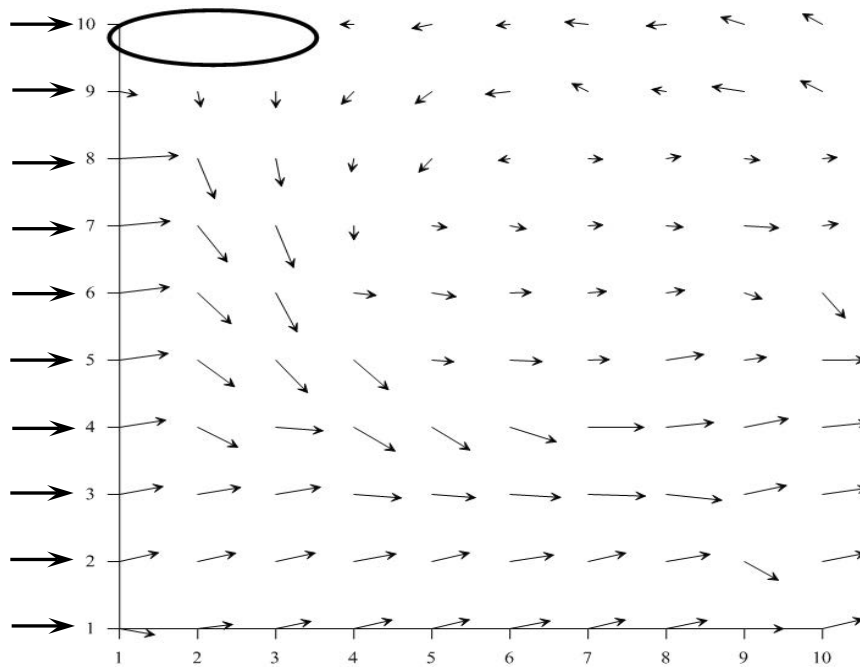


Рис. 3. Картина течения в зоне обратных токов

В результате была получена зависимость характерного размера зоны обратных токов за газодинамическим стабилизатором  $d_{ст}$  от режима его работы (рис. 4).

Известно, что режим работы ГДС – форму и глубину проникновения струи в поток определяет газодинамический параметр [1] равный отношению скоростных напоров струи и потока (1)

$$q = \frac{\rho_n w_n^2}{\rho_c v_c^2}, \quad (1)$$

где  $\rho_n w_n^2$  – удвоенный скоростной напор потока;  $\rho_c v_c^2$  – удвоенный скоростной напор струи, обратно пропорциональный перепаду давлений вдува и потока.

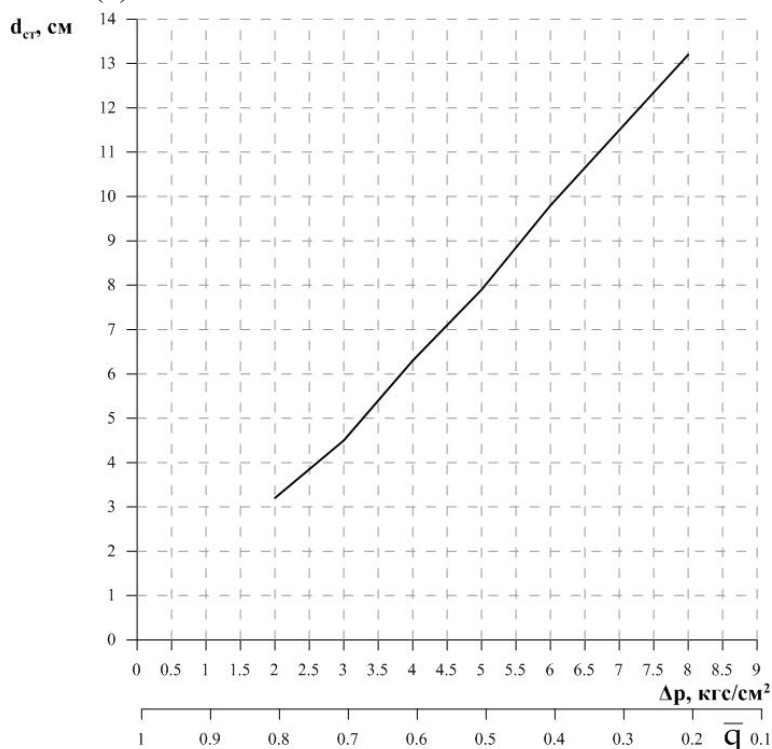


Рис. 4. Зависимость характерного размера зоны обратных токов от перепада давлений

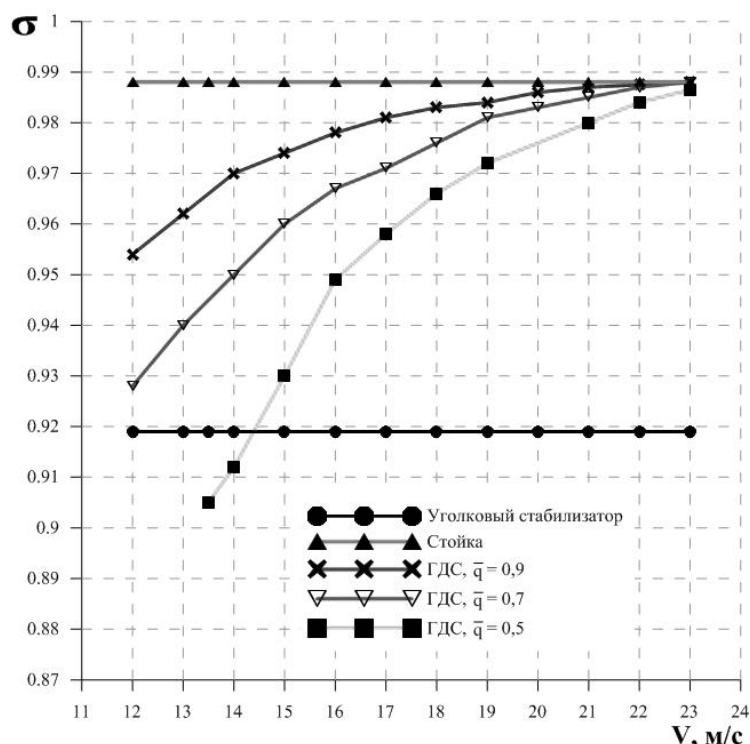


Рис. 5. Зависимость коэффициента восстановления полного давления от скорости потока

На следующем этапе эксперимента определялся коэффициент восстановления полного давления газодинамического стабилизатора (2).

$$\sigma_{cm} = \frac{p_{c2}^*}{p_{c1}^*}, \quad (2)$$

где  $p_{c1}^*$  – полное давление перед стабилизатором;  $p_{c2}^*$  – полное давление за стабилизатором.

Коэффициент восстановления полного давления определялся при различных условиях: неактивный стабилизатор (стойка), активный газодинамический стабилизатор при различных значениях гидродинамического параметра, угловой стабилизатор с характерным размером 5 см.

Результаты исследования представлены на рис. 5.

Указанные на рисунке значения гидродинамического параметра являются начальными, соответствующими давлению вдува (рис. 4). По мере увеличения скорости потока значение этого параметра увеличивалось, что приводило к уменьшению характерного размера зоны обратных токов, снижению степени загромождения потока и снижению

потерь полного давления практически до уровня потерь на стойке. Это объясняет форму кривых на графике.

Целью «горячих» испытаний была оценка диапазона устойчивого горения при воздействии различных факторов (рис. 6).

Из анализа [3] известно, характерный размер зоны обратных токов, относительная доля топлива, подаваемая непосредственно в зону обратных токов и относительное удаление топливного коллектора от стабилизатора оказывают наибольшее влияние на диапазон устойчивого горения. Опорные значения этих параметров также выбирались исходя из рекомендаций [3].

Оценка устойчивости при бедном срыве проводилась по погасанию пламени. Богатый срыв в эксперименте не воспроизводился в связи с опасностью перегрева установки и пожара. Максимальное обогащение смеси допускалось до уровня  $\alpha = 0,75$ . Такое допущение является приемлемым, так как камеры сгорания авиационных двигателей работают преимущественно на бедных смесях.

В процессе эксперимента при зафиксированных на опорных значениях двух параметров и ступенчатом изменении третьего в большую и меньшую сторону изменялась скорость набегающего потока до срыва

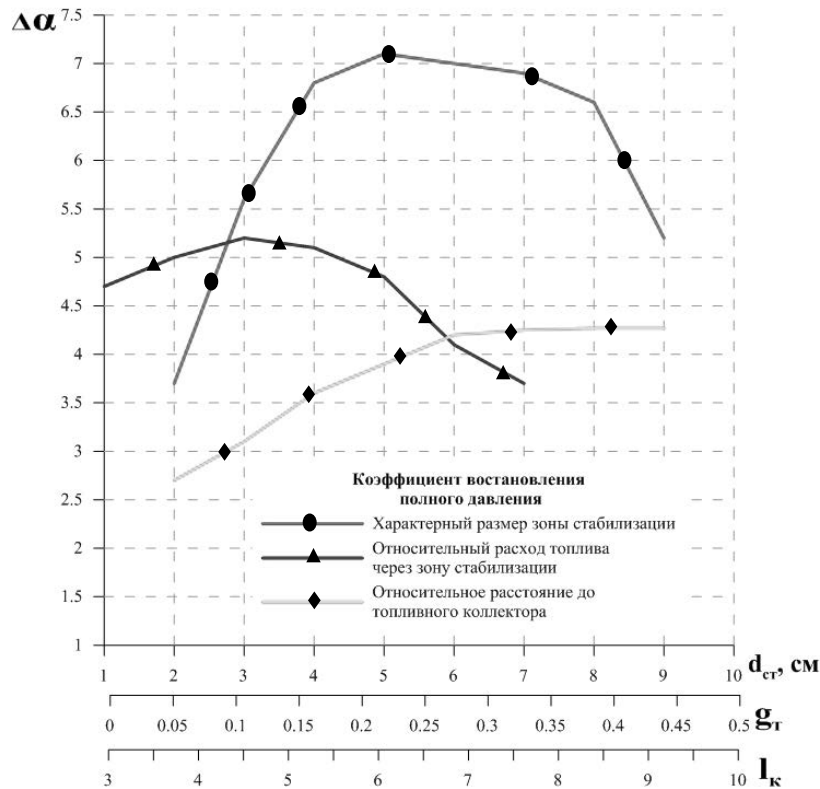


Рис. 6. Диапазон устойчивого горения

пламени. Диапазон устойчивой работы определялся (3) как

$$\Delta\alpha = \alpha_{\min} - \alpha_{\max}, \quad (3)$$

где  $\alpha_{\min}$  – коэффициент избытка воздуха при бедном срыве;  $\alpha_{\max} = 0,75$ .

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, было установлено, что наибольшее влияние на диапазон устойчивой работы имеет характерный размер зоны обратных токов. Но для более точной оценки необходимо проведение полного факторного эксперимента.

Результаты проведенных экспериментов могут быть применены для уточнения теоретических расчетов, численных моделей, а также для совершенствования экспериментальной установки и методик проведения экспериментов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абрамович Г. Н.** Теория турбулентных струй Репринтное воспроизведение издания 1960 г. М.: ЭКОЛИТ, 2011. 720 с. [ G. N. Abramovich, *Theory of turbulent jets Reprint reproduction of the 1960 edition*, (in Russian). Moscow: EKOLIT, 2011. ]

2. **Петунин А. Н.** Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). М.: Машиностроение, 1972. 332 с. [ A. N. Petunin, *Methods and techniques of measuring gas flow (receivers, pressure and velocity head)*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1972. ]

3. **Кудрявцев А. В., Медведев В. В.** Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД инженерные методики расчета характеристик // Труды ЦИАМ № 1352. М: ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», 2013. [ A. V. Kudrytsev, V. V. Medvedev, "Afterburner and combustion chambers of RAMJET engineering methods of calculation of characteristics", (in Russian), in *Trudy CIAM*, no. 1352, 2013. ]

### ОБ АВТОРАХ

**ПОПОВ Алексей Владимирович**, доц. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер (РВКИ РВСН, 1993). Д-р техн. наук по воор. и воен. техн. (ВУНЦ ВВС, 2014) Иссл. в обл. диагн. сост. конструкций мет. неразруш. контроля.

**НЕЧАЕВ Владимир Николаевич**, проф. каф. математики Дипл. инженер (ВГПУ, 1979 г.). Д-р физ.-мат. наук по Мех. деформир. Тверд. тела» (ВГПУ, 1995 г.). Иссл. в обл. теоретического материаловедения.

**ПАХОЛЬЧЕНКО Андрей Александрович**, проф. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер-механик. (ДВВАИУ ПВО, 1985) К-т техн. наук по науч. спец. 05.07.05 (ДВВАИУ ПВО, 1991). Иссл. в обл. организации рабоч. процесса камер сгорания авиационных двигателей.

**КОЛЕСНИКОВ Александр Сергеевич**, адъюнкт каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер по ТЭ ЛА и АД (ВВИА, 2009). Готовит дисс. о газодинамической стабилизации пламени в форсажных камерах сгорания.

**METADATA**

**Title:** Experimental research of gas-dynamic stabilization of the flame.

**Authors:** A. V. Popov<sup>1</sup>, V. N. Nechaev<sup>2</sup>, A. A. Pakhol'chenko<sup>3</sup>, A. S. Kolesnikov<sup>4</sup>

**Affiliation:** Military Education and Science Center of Air Force "Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Voronezh, Russian Federation.

**Email:** <sup>1</sup>avpnil@rambler.ru, <sup>2</sup>wladnicf@mail.ru, <sup>3</sup>andrei.paholchenko@mail.ru, <sup>4</sup>SanekKolesnikov1987@rambler.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 22, no. 3 (81), pp. 79-85, 2018. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstracts:** The use of gas-dynamic stabilization of the flame in the afterburner combustion chambers of aircraft gas turbine engines is one of the promising directions in the development of engine building. But the analytical description and numerical modeling of the processes of interaction between the stabilizing jet and the incoming flow is difficult due to their non-stationary and dependence on many factors. The solution to this problem may be the in-

roduction of amendments to the calculated dependence and coefficients determined experimentally. The article describes the experimental setup for the study of gas-dynamic stabilization of the flame, the conditions and the results of the experiments. A brief analysis of the results is also provided.

**Key words:** gas-dynamic stabilization of the flame; experimental equipment; visualization of the flow; the zone of reverse streams; the coefficient of total pressure recovery; the coefficient of excess air.

**About authors:**

**POPOV, Alexey Vladimirovich**, Prof., Dept of Aviation Engines. Dipl. engineer (RVKI RVSU, 1993) Dr. of Tech. Sci. (VYNC VVS, 2014).

**NECHAEV, Vladimir Nikolaevich**, Prof., Dept of Aviation Engines. Dipl. engineer (VGPU, 1979) Dr. of Phys.-Math. Sci. (VGPU, 1995).

**PAKHOL'CHENKO, Andrew Alexandrovich**, Prof., Dept of Aviation Engines. Dipl. engineer-mechanic (DVVAIU PVO, 1985). Cand. of Tech. Sci. (DVVAIU PVO, 1991).

**KOLESNIKOV, Alexander Sergeevich**, Postgrad. (PhD) Student, Dept of aviation engines. Engineer of Tech. Expl. of Aircrafts and Engines (VVIA, 2009).