

УДК 621.45.036

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ ТРДДФ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПОСТОЯННОГО ОБЪЕМА

В. И. Богданов¹, А. К. Дормидонтов²

¹ bogdanov-vasiliy@yandex.ru, ² dormidontov_a@mail.ru

¹ ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»
(РГАТУ им. П. А. Соловьева)

² ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн» (НПО «Сатурн»)

Поступила в редакцию 25 августа 2015 г.

Аннотация. В статье рассмотрен способ стабилизации пламени в форсажной камере ТРДДФ при использовании камеры сгорания постоянного объема с высоким уровнем характеристик. Горение и стабилизация пламени достигаются за счет воздействия высокочастотных газовых струй на топливовоздушную смесь в форсажной камере.

Ключевые слова: форсажная камера; камера сгорания постоянного объема; стабилизация пламени; высокочастотные газовые струи.

ВВЕДЕНИЕ

Совершенствование форсажной камеры (ФК) ТРДДФ может осуществляться, в основном, за счет интенсификации процесса горения (для улучшения габаритно-массовых характеристик) и снижения гидравлического сопротивления стабилизаторов горения.

В значительной степени проблема снижения гидравлического сопротивления может быть решена за счет применения газодинамической стабилизации горения, обеспечиваемой подачей в поток камеры газовых, воздушных струй только на форсажных режимах. Интерес представляет использование в качестве источника газовых струй малоразмерного ГТД, устанавливаемого в затурбинном коке ТРДДФ. Здесь газовая струя от ГТД с высокой энергоемкостью вдувается в проточную часть ФК системой радиально расположенных сопел Лавалья [1]. К недостаткам такой конструкции по сравнению с традиционными решениями можно отнести большую массу и сложность.

В настоящее время проявляется повышенный интерес к использованию термодинамически высокоэффективного пульсирующего рабочего процесса в энергодвигательных установках. Для реализации таких процессов может быть использована предлагаемая камера сгорания постоянного объема (КС $V=\text{const}$) с само-

приводящимся золотником нового типа [2], которую как простой пульсирующий воздушно-реактивный двигатель и предлагается использовать вместо ГТД для стабилизации пламени.

СХЕМА И ПРИНЦИП РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ $V=\text{CONST}$

Схема КС $V=\text{const}$ показана на рис. 1. При работе камеры, при вращении золотника 2 последовательно происходят процессы: наполнение воздухом золотника, впрыск топлива, воспламенение и сгорание в закрытом объеме ($V=\text{const}$), истечение газов и продувка. Часть газов истекает через сопло 5 в золотнике, создавая на нем вращающий момент.

Повышение частоты рабочих пульсаций может быть получено увеличением числа рабочих полостей в золотнике. Для повышения скорости и полноты сгорания возможно применение в корпусе канала для переброса пламени между рабочими полостями золотника.

Расчетно-теоретические исследования однополостной камеры [2, 3] показали:

- для объемов камеры сгорания более 200 см^3 (частота пульсаций 200 Гц, зазор менее 0,1 % от диаметра) потери давления из-за утечек в лабиринтных уплотнениях между корпусом и золотником составят менее 5 %;

- максимальная частота рабочих пульсаций f может достигать высокого значения ~ 200 Гц,

что должно значительно улучшить габаритно-массовые характеристики;

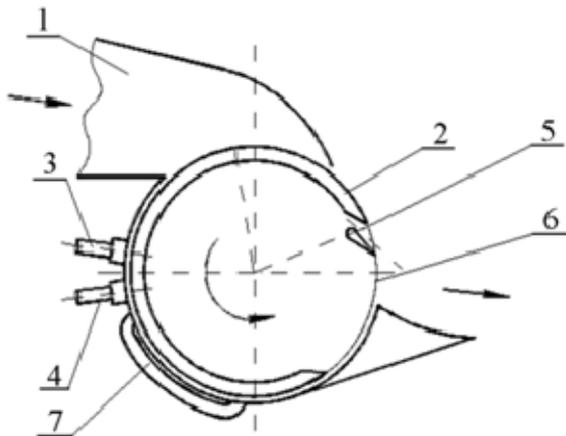


Рис. 1. Схема камеры сгорания $V=\text{const}$ с самоприводящимся золотником:

- 1 – входное устройство; 2 – золотник;
- 3 – топливная форсунка; 4 – воспламенитель;
- 5 – сопло; 6 – выходное устройство;
- 7 – пламеперебрасывающий канал-рессивер

- благодаря продувке и кратковременному воздействию высокой температуры конструкция может быть работоспособной при максимальной температуре сгорания $T_z=2900$ К. При этом потери тепла в воздушную систему охлаждения составят $\approx 5\%$, а температура теплозащитного покрытия 1400°C ;

- средняя энергетическая скорость истечения газов может достигать значения более 1200 м/с;

- возможность полного расширения высоконапорной нестационарной газовой струи в сопле с центральным телом с приемлемым уровнем

потери импульса, вызванной нерасчетностью режима его работы, $\approx 5\%$ [3].

Созданная экспериментальная золотниковая камера сгорания $V=\text{const}$ с объемом 310 см^3 показана на рис. 2. Максимальная рабочая частота пульсаций 100 Гц при экспериментах определялась первоначально возможностями дизельной топливной аппаратуры. Для создания вращающего момента на золотнике в нем устанавливалось сопло 10 , а в выходном устройстве съемная решетка направляющих аппаратов (НА) 11 , обеспечивающих истечение газов в заданном направлении. Воспламенение топливной смеси производилось свечой. В процессе испытаний отработывались разные типы свечей зажигания. Система измерения обеспечила замер максимального давления сгорания P_z , расхода воздуха на входе в камеру, частоты вращения золотника.

При испытаниях с дизельной системой подачи топлива была обеспечена работоспособность камеры до уровня рабочих пульсаций в 100 Гц. Получен запуск при малом перепаде давлений на камере $\Delta P=0,001$ МПа. После проведения конструктивных мероприятий по повышению температуры внутренней поверхности камеры (теплозащитное покрытие ZrO_2 , стабилизаторы пламени) получено самовоспламенение топливовоздушной смеси (при отключенном зажигании) на основных режимах работы. Измеренные максимальные давления сгорания P_z были близки к расчетным для коэффициентов избытка воздуха $\alpha > 1,7$. Получено значение степени повышения давления при сгорании, равное 7 .

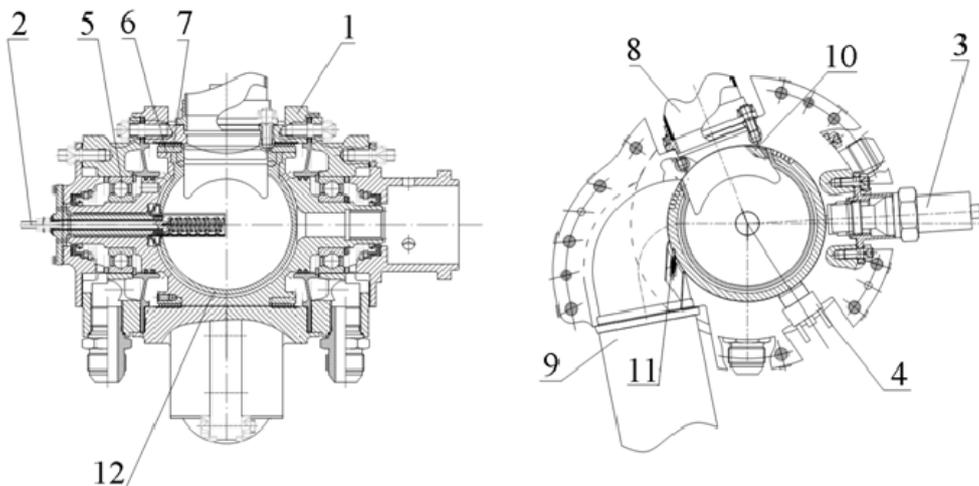


Рис. 2. Экспериментальная камера сгорания $V=\text{const}$:

- 1 – корпус; 2 – свеча зажигания; 3 – топливная форсунка; 4 – датчик давления;
- 5 – подшипники; 6 – ротор-золотник; 7 – лабиринтное уплотнение;
- 8 – входной патрубок; 9 – выхлопной патрубок; 10 – сопло в золотнике;
- 11 – решетка НА; 12 – сферическая жаровая труба

Проверка герметичности лабиринтных уплотнений между золотником и корпусом показала, что при частотах рабочих пульсаций более 60 Гц падение давления в камере находится в пределах расчетных значений $\approx 5\%$.

Экспериментальная оценка вращающего момента на золотнике показала, что этот момент может создаваться одной решеткой НА в выходном устройстве. Это позволяет сделать вывод о возможности управления частотой вращения золотника поворотом НА. Учитывая, что реализация рабочей частоты пульсаций 200 Гц потребует решения проблемы создания сложной топливной аппаратуры дизельного типа с давлением более 300 кг/см^2 , была создана простая система непрерывной подачи топлива низкого регулируемого давления $4 \dots 8 \text{ кг/см}^2$ во входной патрубке (рис. 3). Данная система с центробежными форсунками от вертолетного двигателя РД-600 обеспечила работоспособность камеры до 190 Гц.

С целью уменьшения поперечного габарита была разработана КС $V=\text{const}$ с цилиндрическим золотником (рис. 4) [4].

Разработанная КС $V=\text{const}$ конструктивно более простая, чем ГТД, может найти применение в качестве стабилизатора горения в скоростном потоке. Известна также высокая эффективность сгорания в потоке при воздействии пульсаций [5].

В ОАО «НПО «Сатурн» при испытаниях одного из вариантов КС $V=\text{const}$ имели место случаи эффективного горения в выходном устройстве [5] (при этом сама КС $V=\text{const}$ при вращении золотника создавала только пульсации

без горения). Выходное устройство не имело стабилизаторов пламени, температура топливоздушной смеси (ТВС) не превышала 300 К, а скорость ее истечения была достаточно высокой для камер сгорания и соответствовала числу $M=0,3$. Здесь высокоэффективное сгорание ТВС в неблагоприятных условиях можно объяснить только воздействием на нее пульсаций.

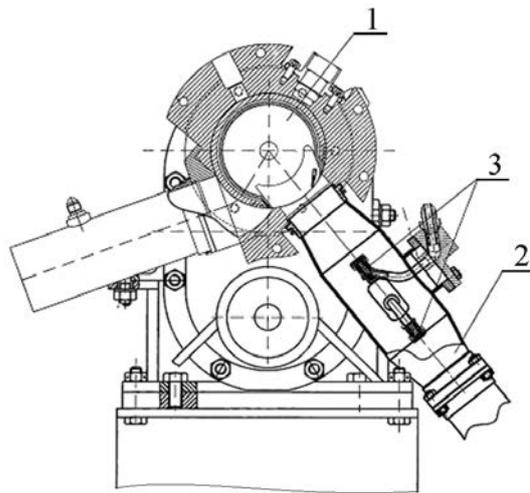


Рис. 3. Камера сгорания $V=\text{const}$ с подачей топлива во входной патрубок:
1 – камера сгорания $V=\text{const}$;
2 – входной патрубок;
3 – центробежные топливные форсунки

РЕАЛИЗАЦИЯ СПОСОБА СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ

На рис. 5 представлена конструктивная схема стабилизатора горения, выполненного с ис-

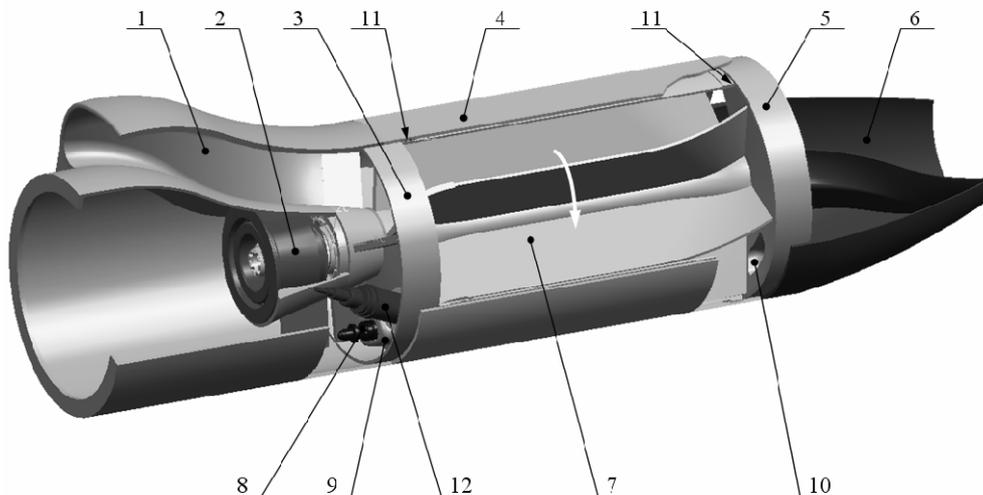


Рис. 4. Компонентная схема пульсирующего ВРД с продольным золотником:
1 – входное устройство; 2 – электрогенератор; 3 – передний стоечный узел; 4 – кожух;
5 – задний стоечный узел; 6 – выходное устройство;
7 – продольный золотник с рабочими полостями; 8 – топливная форсунка;
9, 10 – пламеперебрасывающие каналы; 11 – лабиринтные уплотнения; 12 – пиросвеча

пользованием КС $V=\text{const}$ (с цилиндрическим золотником), установленной в затурбинном коке ТРДДФ. При вращении золотника воздух второго контура с полным давлением поступает по каналу 2 в одну из полостей. Затем при повороте золотника заполненная воздухом полость перекрывается стенками, через форсунку осуществляется подача топлива. Образовавшаяся ТВС воспламеняется от дежурного факела пламени (на запуске – от свечи) и сгорает в замкнутом объеме с повышением давления. Далее при вращении золотника через выходной патрубок происходит истечение продуктов сгорания и самовращение золотника за счет «турбинного эффекта». При сообщении полости одновременно с входным и выходным окнами выполняется продувка и наполнение свежим зарядом воздуха. В каждой из полостей последовательно протекают процессы: наполнение, воспламенение, сгорание, истечение и продувка. Для обеспечения гарантированного положительного перепада давлений на КС $V=\text{const}$ (не менее 0,01 МПа) на всех режимах полета, возможно, потребуется разработка конструктивных мероприятий для снижения давления на выходе сопел, например за счет постановки эжекторных насадков. Истекающие через радиальные сопла 5 высокочастотные газовые струи формируют в ФК условия для стабилизации пламени и эффективного сгорания.

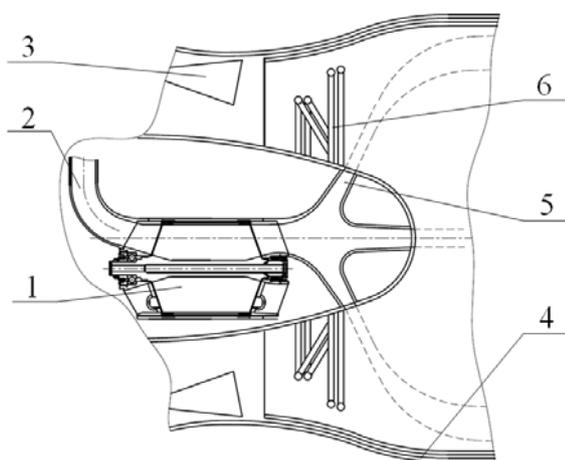


Рис. 5. Стабилизация горения в ФК с использованием КС $V=\text{const}$:

- 1 – КС $V=\text{const}$; 2 – отбор воздуха из второго контура; 3 – смеситель; 4 – корпус ФК; 5 – сопла; 6 – топливный коллектор

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенный анализ показал перспективность газодинамической стабилизации пламени

в ФК газовыми струями, генерируемыми КС $V=\text{const}$. Возможность создания газовых струй с рабочей частотой пульсаций до 1000 Гц и более, по предварительной оценке, может даже препятствовать возникновению вибрационного горения, например, в части дробления крупных вихрей [6].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ахмедзянов Д. А., Кишалов А. Е., Нигматуллин В. О. Газодинамическая стабилизация пламени ФК ТРДДФсм // Научно-техн. конф., посвященная 100-ию со дня рождения гл. констр. П.А. Колесова (Рыбинск, 23–25 марта 2015): сб. мат. Рыбинск: РГАТУ им. П. А. Соловьева, 2015. Т. 1. С. 204–206. [D. A. Akhmedzyanov, A. E. Kishalov, and V. O. Nigmatullin, “Gas-dynamic flame control of afterburner”, (in Russian), in *Proc. Sci. and tech. Workshop devoted to the 100 anniversary from the birthday of chief designer P.A. Kolesov*, Rybinsk, Russia, 2015, vol. 1, pp. 204-206.]
2. Богданов В. И., Кувтырев Д. В. Физико-математическая модель рабочих процессов золотниковой камеры сгорания постоянного объема // ИФЖ. 2003. Т. 16, № 5. С. 71–75. [V. I. Bogdanov and D. V. Kuvtyrev, “Physico-mathematical model of the working processes of the spool-valve constant volume combustion chamber”, (in Russian), in *IFZH*, vol. 16, no. 5, pp. 71-75, 2003.]
3. Богданов В. И., Крайко А. Н., Пьянков К. С., Тилляева Н. И. Профилирование несимметричного сопла при изменяющихся по времени параметрах торможения истекающего газа и размере минимального сечения // Аэромеханика и газовая динамика. 2002. № 3. С. 43–59. [V. I. Bogdanov, A. N. Kraiko, K. S. Pyankov, and N. I. Tillyaeva, “Profiling asymmetric nozzle with varying in time parameters of braking out flowing gas and the size of the minimum cross section”, (in Russian), in *Aeromekhanika i gazovaya dinamika*, no. 3, pp. 43-59, 2002.]
4. Богданов В. И., Дормидонтов А. К., Пьянков К. С., Топорков М. Н. Повышение лобовой тяги пульсирующего ВРД с многополостной камерой сгорания постоянного объема // Вестник машиностроения. 2012. № 7. С. 35–39. [V. I. Bogdanov, A. K. Dormidontov, K. S. Pyankov, and M. N. Toporkov, “Increase of frontal thrust of pulsejet engine with a multicavity constant volume combustion chamber”, (in Russian), in *Vestnik mashinostroeniya*, no. 7, pp. 35-39, 2012.]
5. Богданов В. И., Буракова Л. И. О возможной концепции ГПВРД со стабилизацией горения от камеры сгорания $V=\text{const}$ // Техника воздушного флота. 2012. № 3. С. 35–39. [V. I. Bogdanov and L. I. Burakova, “About the possible concept of a HRE with the combustion control from the combustion chamber $V=\text{const}$ ”, (in Russian), in *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 3, pp. 35-39, 2012.]
6. Акимов В. М. [и др.] Теория воздушно-реактивных двигателей. Под ред. Шляхтенко С. М. М.: Машиностроение, 1975. 568 с. [V. M. Akimov, et al., *Theory of jet engines*, ed. by Shlyakhtenko S. M. (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1975.]

ОБ АВТОРАХ

БОГДАНОВ Василий Иванович, проф. каф. авиац. двигателей. Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (МАИ, 2003). Иссл. в обл. пульсир. ВРД.

ДОРМИДОНТОВ Алексей Константинович, вед. инж. Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА («РГАТУ им. П. А. Соловьева», 2012). Иссл. в обл. пульсир. ВРД.

METADATA

Title: The analysis of possibility of flame control in the afterburner at use constant volume combustion chamber.

Authors: V. I. Bogdanov¹, A. K. Dormidontov².

Affiliation:

¹ P.A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University (RGATU), Russia.

² Scientific and Production Association Saturn (NPO Saturn), Russia.

Email: ¹ bogdanov-vasiliy@yandex.ru,

² dormidontov_a@mail.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 3 (19), pp. 92-96, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: In paper the method of flame control in the afterburner at use constant volume combustion chamber with high level of performances is considered. Combustion and flame control are attained at the expense of exposure of high-frequency gas jets on an air-fuel mixture in the afterburner.

Key words: afterburner; constant volume combustion chamber; flame control; high-frequency gas jets.

About authors:

BOGDANOV, Vasiliy Ivanovich, Professor of Aviation Engines Chair. Dr of Engineering Science, Specialty Aircraft Heat Engines (MAI, 2003). Area of Research: pulse jet engines.

DORMIDONTOV, Aleksey Konstantinovich, Principal engineer. Cand. of Science, Specialty Aircraft Heat Engines. (RGATU, 2012). Area of Research: pulse jet engines.