

П.В. БУЛАТ,
д-р физ.-мат. наук,
канд. экон. наук,
Л.О. ВОКИН,
К.Н. ВОЛКОВ,
д-р физ.-мат. наук,
А.Б. НИКИТЕНКО,
Н.В. ПРОДАН,
канд. физ.-мат. наук,
М.Е. РЕНЕВ,
аспирант
(БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
renevme@mail.ru

Численное моделирование рабочих процессов в камере сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя с учетом наличия в топливной смеси масла

Приведена модель рабочих процессов в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей, учитывающая турбулентность, горение, детальный механизм химических реакций, излучение, закрутку потока, наличие масла в топливной смеси. Приведены результаты расчетов и экспериментов с камерой сгорания двигателя JetCat P100-RX. Проведена оценка влияния масла, добавленного в горючее, на расход топлива.

Беспилотный летательный аппарат, горение, малоразмерный газотурбинный двигатель, камера сгорания, численное моделирование

Проектирование и практическое применение малоразмерных газотурбинных двигателей в качестве силовой установки в малой авиации и беспилотных летательных аппаратах объясняется их малым весом, надежностью, многотопливностью [1–3]. В авиационных малоразмерных газотурбинных двигателях обычно не устанавливается отдельная система смазки. Смазка опор ротора осуществляется смесью керосина с машинным маслом. Добавление машинного масла влияет на характеристики горения и экономичность двигателя [4]. В наземных энергетических малоразмерных газотурбинных двигателях, работающих в стационарном режиме, применяются газодинамические подшипники, не требующие использования масляной смазки [5]. Исследуется вопрос их использования в авиационных малоразмерных газотурбинных двигателях [6]. При оценке возможности снижения расхода топлива в результате отказа от смазки подшипников смесью керосина и машинного масла экономия может осуществляться за счет снижения силы сопротивления вращению ротора, благодаря работе газодинамических подшипников в бесконтактном режиме и исключению расхода топлива на смазку, исключению из топливной смеси масла, ухудшающего теплотворные свойства топливной смеси. В настоящей работе методом вычислительного эксперимента изучается третья составляющая.

В качестве объекта исследования выбран малоразмерный газотурбинный двигатель JetCat P100-RX, в результате исследования которого получены надежные экспериментальные данные [7]. Малоразмерные газотурбинные двигатели для беспилотных летательных аппаратов в последнее время широко исследуются [8, 9]. С помощью вычислительных методов, в основе которых лежат экспериментальные данные, рассчитаны интегральные характеристики малоразмерных газотурбинных двигателей [10]. Обеспечение требуемых параметров малоразмерных газотурбинных двигателей реализуется за счет правильной организации внутрикамерных процессов, каждый из которых влияет на показатели тяги двигателя [11, 12]. В работах [13–15] построены модели стационарных и нестационарных рабочих процессов в двигателе JetCat P400, а численные расчеты проведены для различных скоростей вращения вала турбины. Экспериментальные и численные результаты для двигателя JetCat P200-RX получены в работе [16], в которой приводятся как распределения локальных характеристик потока в камере сгорания, так и интегральные характеристики. В модели горения керосина учитывается 1127 химических реакций для 127 компонент.

В настоящей работе описана модель, предназначенная для расчетов характеристик рабочего процесса в камере сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей. Результаты расчетов сравниваются с данными экспериментальных исследований.

Двигатель JetCat P100-RX представляет собой малогабаритный турбореактивный двигатель. Двигатель создает тягу до 100 Н при массе 1080 г, работает на керосине с добавлением масла (5 %). Расход топлива на максимальной тяге – 390 мл/мин, расход воздуха на максимальных оборотах (154000 об/мин) – 0,23 кг/с. Степень сжатия воздуха достигает 2,9.

В расчетах рассматривается упрощенная геометрия камеры сгорания (рис. 1, *а*), используется сегмент, представляющий собой 1/12 сектора (рис. 1, *б*), поскольку имеется периодичность в структуре.

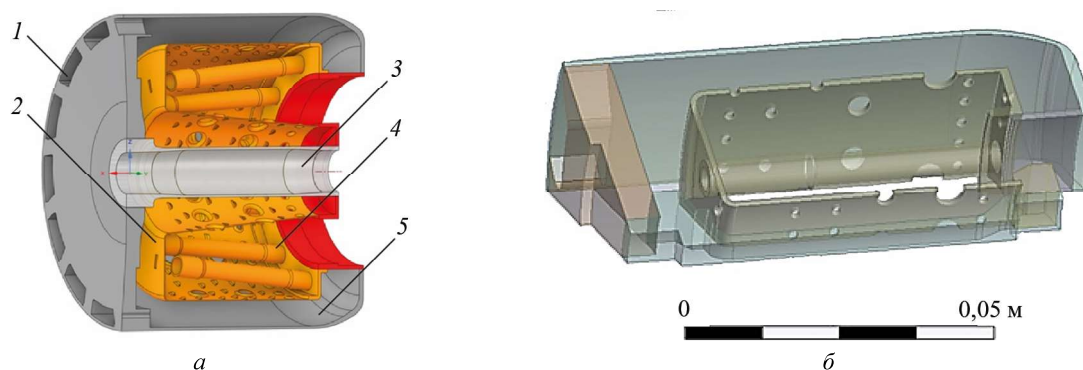


Рис. 1. Камера сгорания двигателя JetCat (*а*) и расчетная область (*б*):
1 – диффузор; 2 – жаровая труба; 3 – втулка; 4 – испарительная трубка; 5 – корпус двигателя

Воздух из диффузора компрессора поступает под давлением в зазор между корпусом двигателя и стенками жаровой трубы камеры сгорания. Керосин в смеси с маслом подается в испарительные трубки, в них керосин испаряется. Пары попадают из испарительных трубок в объем жаровой трубы. Через отверстия в жаровой трубе подается воздух. Внутри жаровой трубы имеется очаг горения, создаваемый свечой зажигания.

Ставится задача рассчитать горение топливной смеси, найти распределение газодинамических параметров по объему камеры сгорания, оценить влияние содержания в топливной смеси масла на экономичность малоразмерных газотурбинных двигателей.

Химическая кинетика рассматривается для совершенного газа с двенадцатью компонентами топливной смеси: $C_{12}H_{24-p}$, $C_{12}H_{24-n}$, N_2 , O_2 , N , O , NO , H_2 , CO , H_2O , CO_2 [17], учитывается $C_{16}H_{30}$. Подробная кинетика, по сравнению с брутто-реакциями, позволяет получить пламя более протяженное и с более распределенным энергосвободением. Наличие в топливной смеси машинного масла в массовой доле 5 % учитывается добавлением в модель горения реакции разложения $C_{16}H_{30}$ до сингаза. Скорости реакций теплового разложения выбираются для заданной удельной скорости нагрева 1 мг масла [18, 19]. Имитация затрат энергии на фазовый переход керосина в пар осуществлялась охлаждением испарительных трубок по поверхности. Теплотворная способность керосина и масла – 43 и 41 МДж/кг.

Решается система уравнений Навье – Стокса RANS на разностной сетке с 1,5 млн ячеек. Поскольку поток воздуха после компрессора закручен, угол входа – 30° от нормали, то для учета данного явления используется поправка к углу потока воздуха (модель $k-\epsilon$ swirl) в соответствующем граничном условии. Благодаря этому получены лучшие результаты моделирования испарения, топлива, смешения и полноты горения (табл. 1).

Таблица 1

Характеристики камеры сгорания	Модель		
	$k-\omega$	$k-\epsilon$	$k-\epsilon$ swirl
Отношение давлений	0,92	0,92	0,86
Полнота сгорания топлива, %	98,0	97,9	99,0
Максимальная температура стенки, К	1300	1260	1210

Учитывался нагрев излучением (модель DO, коэффициенты излучения получены с помощью HITRAN) и явления переноса тепла в твердых стенках и теплообмена с газом.

На входе в расчетную область задаются полные давления (290 кПа) и полные температуры (450 К). Воздух в выходном сечении компрессора движется под углом 30° относительно плоскости продольного сечения камеры сгорания. Топливо и воздух подаются с заданным массовым расходом. Внешние стенки камеры сгорания охлаждаются излучением в открытое пространство с температурой 300 К. Поверхности втулки (см. рис. 1) считаются теплоизолированными. На внутренних стенках задаются сопряженные гра-

нические условия (стенка – газ, газ – газ, стенка – стенка). На этих граничных условиях приравниваются с обеих сторон искомые функции (температура, состав, давление), определенные для различных подобластей. На плоскостях симметрии применяются периодические граничные условия.

В табл. 2 представлены результаты расчетов, которые отражают влияние наличия масла в топливной смеси на эффективность горения. При добавлении масла эффективность снижается на 3,5 %.

Таблица 2

Физическая величина	Топливо (керосин + масло), %		
	95 + 0	95 + 5	100 + 0
Поток керосина, г/с	4,13	4,13	4,35
Поток масла, г/с	0	0,21	0
Полное сгорание, кВт	177,5	186,4	186,9
Испарение керосина, кВт	0,99	0,99	1,04
Расчетное тепловыделение, кВт	175,2	178,8	186,0
Полное давление на входе, кПа	293,8	293,8	293,8
Полное давление на выходе, кПа	251,7	251,7	251,8
Отношение полных давлений	0,86	0,86	0,86
Эффективность сгорания, %	98,13	95,38	98,98

Гидравлические потери в камере сгорания вызывают падение полного давления от 290 кПа на входе до 250 кПа на выходе. На рис. 2 представлены усредненные по сечениям значения скорости движения среды (рис. 2, а), статические давление (рис. 2, б) и температура (рис. 2, в).

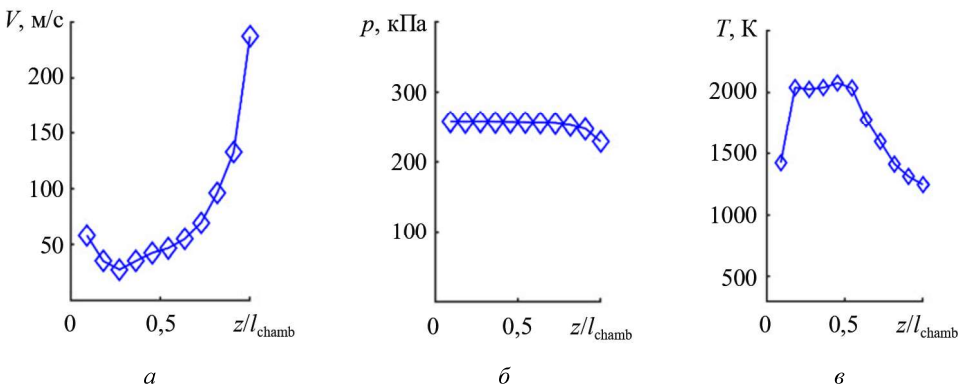


Рис. 2. Зависимости средних по массовому расходу через сечение внутри жаровой трубы характеристик камеры сгорания JetCat P100-RX от нормированной на длину трубы координаты

С помощью датчиков, установленных на двигателе JetCat P100-RX, измеряют температуру продуктов сгорания после турбины. На максимальном режиме в эксперименте зафиксировано значение 1010 К, что соответствует температуре перед турбиной 1210 К. Численным расчетом было получено значение 1150 К.

На рис. 3 показана область горения в камере сгорания.

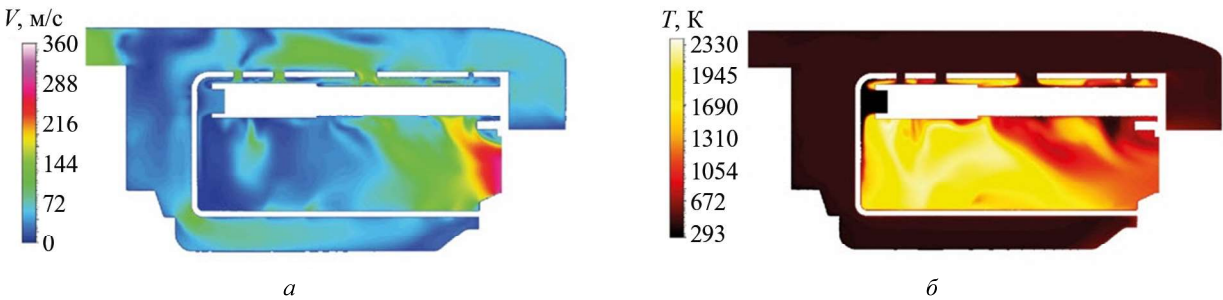


Рис. 3. Расчетное распределение модуля скорости (а) и температуры (б) в продольном сечении камеры сгорания двигателя JetCat P100-RX

В первой половине камеры сгорания наблюдается высокая температура до 2500 К, а в среднем – до 2100 К из-за горения и медленного движения продуктов сгорания, средняя скорость во входном сечении – 160 м/с. По мере подмешивания воздуха из компрессора скорость увеличивается до 280 м/с, а температура снижается до 1200 К.

Рис. 4 иллюстрирует сравнение цветов побежалости, полученных с помощью расчета. Достаточно точно передаются как максимальные температуры нагрева, так и качественная картина температурных полей.



Рис. 4. Распределение цветов побежалости на поверхности жаровой трубы для камеры сгорания двигателя JetCat P100-RX (полный расход керосина)

Таким образом, разработана модель нестационарных трехмерных рабочих процессов в камере сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей, основанная на использовании осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса для турбулентных реагирующих потоков. В модели поправкой Лаундера к модели турбулентности $k-\epsilon$ учтена закрутка потока за компрессором. В модели горения учтены теплопроводность стенок камеры сгорания, теплообмен между стенками и продуктами сгорания, нагрев стенок и продуктов сгорания излучением, испарение горючего в испарительных трубках, добавление масла для смазки подшипников в горючее. Построенная модель позволяет определить положения границ фронта пламени, поля температуры, скорости, давления, а также полноту сгорания топлива по длине камеры. Добавление машинного масла в количестве 5 % по массе топлива ухудшает полноту сгорания на 3,5 %, по сравнению с использованием чистого керосина. Учет закрутки потока компрессором приводит к увеличению полноты сгорания до 8 %. Разработанный метод расчета показал хорошее совпадение результатов расчетов с паспортными характеристиками двигателя (отличие в пределах 5 %) и качественное совпадение цветов побежалости, образующихся на поверхности камеры сгорания. Метод предоставляет возможность определения характеристик рабочих процессов в камерах сгорания существующих и перспективных конструкций малоразмерных газотурбинных двигателей.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Разработка фундаментальных и прикладных основ перспективных методов увеличения эффективности малоразмерных газотурбинных двигателей беспилотных летательных аппаратов и аэрокосмических транспортных систем, а также наземных энергетических установок», № FZWF-2024-0004.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Sehra A.K., Whitlow W.* Propulsion and Power for 21st Century Aviation // *Progress in Aerospace Sciences*. 2004. Vol. 40. Iss. 4-5. P. 199–235.
2. *Adamski M.* Analysis of Propulsion Systems of Unmanned Aerial Vehicles // *Journal of Marine Engineering and Technology*. 2017. Vol. 16. Iss. 4. P. 291–297.
3. *Gawron B. et al.* Combustion and Emissions Characteristics of the Turbine Engine Fueled with HeFA Blends from Different Feedstocks // *Energies*. 2020. Vol. 13. Iss. 5. Article № 1277.
4. *Przysowa R. et al.* Performance and Emissions of a Microturbine and Turbofan Powered by Alternative Fuels // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. Iss. 2. Article № 25.
5. *Темис М.Ю., Гаврилов В.В., Егоров А.М.* Методика создания демонстратора малоразмерного газотурбинного двигателя с ротором на газовых опорах на базе существующей конструкции // *Авиационные двигатели*. 2019. № 1-2. С. 61–74.
6. *DellaCorte C., Bruckner R.J.* Remaining Technical Challenges and Future Plans for Oil-Free Turbomachinery // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2011. Vol. 133. Iss. 4. Article № 042502.

7. Capata R., Saracchini M. Experimental Campaign Tests on Ultra Micro Gas Tur-Bines Fuel Supply Comparison and Optimization // *Energies*. 2018. Vol. 11. Iss. 4. Article № 799.
8. Жданов И.А., Штаудахер С., Фалалеев С.В. Проблемы и перспективы развития микрогазотурбинных двигателей для беспилотных летательных аппаратов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2011. № 3-1 (27). С. 345–353.
9. Large J., Pesyridis A. Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems // *Aerospace*. 2019. Vol. 6. Iss. 5. Article № 55.
10. Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Имитационная модель малоразмерного газотурбинного двигателя // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2017. № 2. С. 65–74.
11. Калабухов Д.С., Радько В.М. Численное трехмерное моделирование газодинамических процессов в ступени малоразмерной осевой турбины сверхмалой мощности // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2020. № 4. С. 87–92.
12. Нгуен Т.Д. и др. Экспериментальное и численное определение коэффициента смещения за различными лопаточными завихрителями камеры сгорания газотурбинного двигателя // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2020. № 4. С. 101–107.
13. Briones A.M., Caswell A.W., Rankin B.A. Fully Coupled Turbojet Engine Computational Fluid Dynamics Simulations and Cycle Analyses along the Equilibrium Running Line // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2021. Vol. 143. Iss. 6. Article № 061019.
14. Teixeira M. et al. A Methodology for Fully-Coupled CFD Engine Simulations, Applied to a Micro Gas Turbine Engine // *Proc. of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, June 11–15, 2018, Oslo, Norway. ASME Paper № GT2018-76870.
15. Romagnosi L. et al. A Methodology for Steady and Unsteady Full-Engine Simulations // *Proc. of ASME Turbo Expo*, June 17–21, 2019, Phoenix, USA. ASME Paper № GT2019-90110.
16. Tikhonov A.S., Borovkov A.I., Tamm A.Yu. Numerical and Experimental Investigation of the Main Parameters of a Small Gas Turbine Engine // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020. Vol. 986. Article № 012052.
17. Ten-See Wang. Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2001. Vol. 15. Iss. 2. P. 140–147.
18. Fuentes M.J. et al. Pyrolysis and Combustion of Waste Lubricant Oil From Diesel Cars: Decomposition and Pollutants // *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*. 2007. Vol. 79. Iss. 1-2. P. 215–226.
19. Gomez-Rico M.F., Martin-Gullon I. Pyrolysis and Combustion Kinetics and Emissions of Waste Lube Oils // *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*. 2003. Vol. 68–69. P. 527–546.

Поступила в редакцию 15.05.24

После доработки 7.06.24

Принята к публикации 7.06.24

Numerical Simulation of Performance of Micro Gas Turbine Engine Combustion Chamber Taking into Account Oil Addition to Fuel

P.V. BULAT, L.O. VOKIN, K.N. VOLKOV, A.B. NIKITENKO,
N.V. PRODAN, AND M.E. RENEV

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

The paper presents a model of working processes in the combustion chambers of micro gas turbine engines, taking into account turbulence, combustion, the detailed mechanism of chemical reactions, radiation, swirling flow, and the presence of oil in the fuel mixture. The results of calculations and experiments with the combustion chamber of the JetCat P100-RX engine are presented. Estimates of addition of oil to the fuel for fuel consumption are given.

Unmanned aerial vehicles, combustion, micro gas turbine engine, combustion chamber, numerical simulation