

ОБОСНОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА НОВОГО КОЛЛЕКТОРНОГО УСТРОЙСТВА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2017

Д. Н. Тесля адъюнкт кафедры авиационных двигателей, капитан;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
patmi@rambler.ru

С. А. Маяцкий начальник 7 факультета, полковник;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
mslo@yandex.ru

Т. В. Грасько старший преподаватель кафедры авиационных двигателей, подполковник;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
grasko83@mail.ru

Проведён анализ особенностей эксплуатации газотурбинных двигателей с форсажной камерой сгорания. Обозначены основные недостатки существующих образцов форсажных камер сгорания. Проведён анализ конструктивных схем форсажных камер сгорания. Показано, что существующие форсажные камеры сгорания не обеспечивают эффективного управления организацией рабочего процесса во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта. Уточнены методики расчёта параметров организации рабочего процесса в форсажных камерах сгорания. Обоснована необходимость управления местом и углом подачи топлива перед стабилизатором пламени. Предложены новые управляющие факторы в системе автоматического управления форсажной камерой сгорания. Обоснованы новые конструктивные схемы входящих в состав форсажной камеры сгорания коллекторных устройств, позволяющие эффективно управлять организацией рабочего процесса в них во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта. Уточнена классификация форсажных камер сгорания и обоснованы преимущества газотурбинных двигателей, в составе которых будут использоваться форсажные камеры сгорания с коллекторными устройствами адаптивной подачи топлива.

Газотурбинный двигатель; форсажная камера сгорания; коллекторные устройства; организация рабочего процесса.

Цитирование: Тесля Д.Н., Маяцкий С.А., Грасько Т.В. Обоснование и разработка нового коллекторного устройства форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 51-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-51-59

Введение

Для обеспечения высокоманёвренного воздушного боя и полёта на сверхзвуковой скорости летательные аппараты (ЛА) оснащаются газотурбинными двигателями (ГТД) с форсажной камерой сгорания (ФКС). Это связано с достижением технологического предела в области создания газовых турбин ГТД [1–3]. На сегодняшний день неотъемлемой частью двигателя манёвренного ЛА является форсажная камера сгорания, которая обладает рядом существенных недостатков [1–5]:

- большие габаритные размеры (максимальный диаметр миделева сечения двигателя достигает 40% длины всего двигателя);
- избыточная масса (до 20% от суммарной массы двигателя);
- большой занимаемый объём в обводах планера и мотогондолы;
- высокие значения радиолокационной и инфракрасной заметности;
- газодинамические потери по тракту ФКС;
- ограничения режимов включения и выключения форсированного режима в соответствующем диапазоне высот и скоростей полёта.

Габаритные размеры форсажной камеры сгорания, приводящие к избыточной массе и большому занимаемому объёму в обводах планера, связаны с особенностями организации рабочего процесса в ней. При разработке и создании форсажной камеры сгорания экспериментальным путём определяется её длина из расчёта обеспечения заданного значения коэффициента полноты сгорания топлива в сечении на выходе из ФКС $\eta_{фкс} = 0,95$ [2;6]. Это связано со снижением полноты сгорания топлива в циркуляционной зоне газового потока (часть тракта форсажной камеры сгорания, находящаяся непосредственно за стабилизатором пламени) до значений $\eta_{фкс\ из} = 0,55$ [6] на режимах работы ГТД, отличных от расчётных с учётом влияния факторов внешней среды, что приводит к смещению фронта пламени по тракту форсажной камеры сгорания. Размер циркуляционной зоны газового потока и качество организации рабочего процесса в форсажной камере сгорания зависит от конструктивных особенностей фронтального устройства и корпуса ФКС, а также параметров газового потока на входе в неё.

Анализ конструктивных схем и особенностей создания форсажных камер сгорания, представленный на рис. 1, указывает на то, что существующие на сегодняшний день конструктивные схемы ФКС не обеспечивают возможность более эффективной организации рабочего процесса в форсажной камере сгорания [1 – 14].



Рис. 1. Классификация конструктивных схем форсажных камер сгорания

Методика и результаты расчётов

Основываясь на теоретических и экспериментальных данных [6; 15; 16] была уточнена методика определения полноты сгорания топлива [17] применительно к рабочему процессу в форсажной камере сгорания с учётом конструктивных особенностей. Коэффициент полноты сгорания топлива определяется выражением

$$\eta_{фкс} = \frac{1}{H_u} \frac{\bar{f} \alpha_K}{[1 + k(1 - z)] g_{TT}} L_0 C_{p\Gamma} \left(\frac{P_\phi^* C_{cm} F}{G_\Gamma R} - T_{cm}^* \right), \quad (1)$$

где $\eta_{фкс}$ – коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания;

H_u – теплотворная способность топлива;

k – безразмерный коэффициент, характеризующий геометрические параметры проточной части форсажной камеры сгорания;

\bar{f} – степень загромождения потока фронтным устройством;

α_K – среднее значение коэффициента избытка воздуха в камере сгорания;

z – степень испарения топлива перед фронтным устройством (не превышает 1);

g_{TT} – доля топлива, поданного в поток, находящегося в трубке тока высотой h (не превышает 1);

L_0 – стехиометрический коэффициент топливоздушной смеси;

$C_{p\Gamma}$ – удельная теплоёмкость газа;

P_ϕ^* – полное давление газового потока в сечении на выходе из форсажной камеры сгорания;

C_{cm} – скорость газового потока в сечении за камерой смешения;

F – площадь проходного сечения форсажной камеры сгорания;

G_Γ – расход газа через форсажную камеру сгорания;

R – универсальная газовая постоянная;

T_{cm}^* – температура газового потока в сечении за камерой смешения.

В работе [6] говорится о том, что значения параметров z и g_{TT} не могут превышать 1 и берутся как исходные данные. На основании теоретических и экспериментальных исследований авторами обосновано, что степень испарения топлива перед фронтным устройством зависит от времени нахождения топлива в газовом потоке перед фронтным устройством, а именно места и угла подачи топлива в газовый поток, и определяется следующим образом:

$$z = k_{КОЛ} \frac{L_{КОЛ}}{C_{Гсм}} \left(\frac{m_{ТОП} T_{ТОП} C_{pТОП} + m_\Gamma T_\Gamma C_{p\Gamma}}{m_{ТОП} + m_\Gamma} \right), \quad (2)$$

где $k_{КОЛ}$ – безразмерный коэффициент, не позволяющий значению z выйти за 1;

$L_{КОЛ}$ – расстояние от стабилизатора пламени до места подачи топлива в газовый поток;

$C_{Гсм}$ – скорость газового потока за камерой смешения непосредственно перед коллекторным устройством;

$m_{ТОП}$ – масса поданного в газовый поток топлива;

$T_{ТОП}$ – температура поданного в газовый поток топлива;

$C_{pТОП}$ – теплоёмкость поданного в газовый поток топлива;

m_Γ – масса газа, в поток которого было подано топливо;

T_Γ – температура газа, в поток которого было подано топливо;

$C_{p\Gamma}$ – теплоёмкость газа, в поток которого было подано топливо.

Для обеспечения $g_{TT} = 1$, согласно теоретическим и экспериментальным исследованиям [16; 18], необходимо изменять угол подачи топлива в газовый поток $Y_{КОЛ}$ согласно зависимости

$$Y_{КОЛ} = 90^\circ - 5^\circ L_{КОЛ} \cdot \quad (3)$$

Схема коллекторного устройства форсажной камеры сгорания представлена на рис. 2 (h – струйка тока газового потока, участвующая в организации циркуляционной зоны газового потока; $Y_{КОЛ}$ – угол впрыска топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени; $L_{КОЛ}$ – место подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени; m – характерный размер уголкового стабилизатора пламени форсажной камеры сгорания).

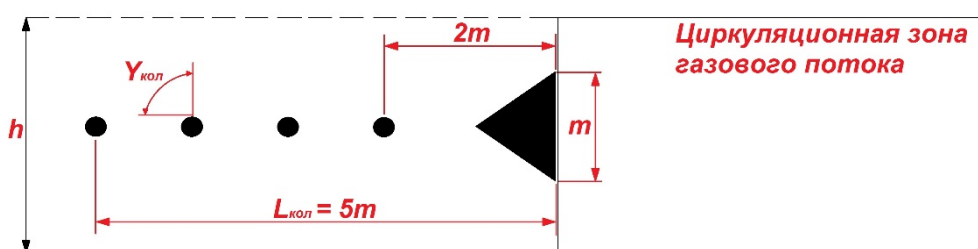


Рис. 2. Схема коллекторного устройства форсажной камеры сгорания

Проведены численные исследования рабочего процесса в форсажной камере сгорания при различных режимах работы двигателя от «Минимального форсажа» до «Полного форсажа», характеризующиеся изменением количества форсажного топлива, при учёте влияния факторов внешней среды: изменение температуры, скорости и расхода газового потока на входе в ФКС. На рис. 3 приведены полученные характеристики изменения коэффициента полноты сгорания топлива по тракту форсажной камеры сгорания (X – относительная длина ФКС от стабилизатора пламени до сечения на выходе из неё; $KУ С ГТД$ – коллекторное устройство серийного газотурбинного двигателя (АЛ-31Ф); $KУ АСПТ$ – коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива).

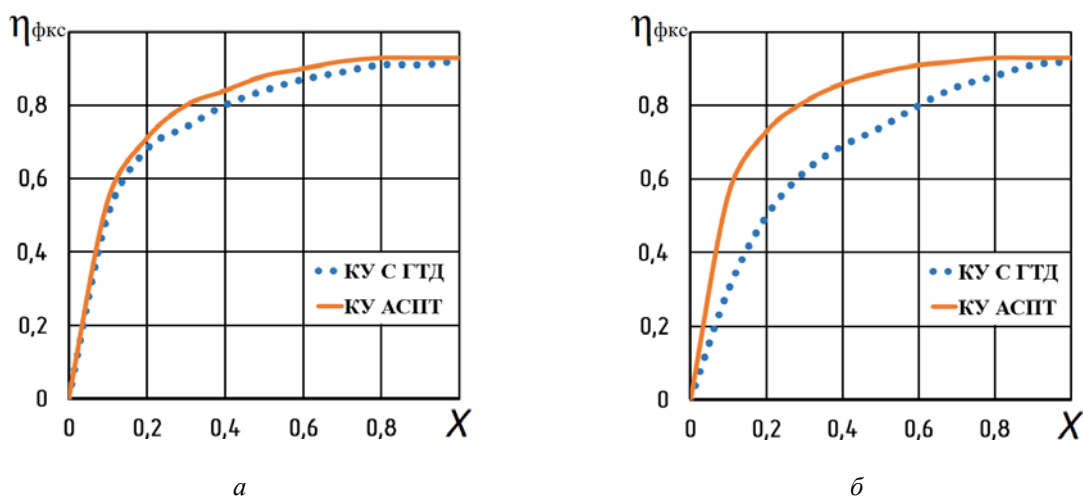


Рис. 3. Зависимость коэффициента полноты сгорания топлива по тракту форсажной камеры сгорания:

а – режим «Минимальный форсаж», $T_{см}^* = 950 K$; б – режим «Минимальный форсаж», $T_{см}^* = 750 K$

Как видно из графиков, коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива обеспечивает достижение высокого значения коэффициента полноты сгорания в циркуляционной зоне газового потока $\eta_{\text{фкс из}} = 0,85$ (на расстоянии до 0,4 относительной длины форсажной камеры сгорания от стабилизатора пламени). Достижение требуемого значения коэффициента полноты сгорания топлива в сечении на выходе из форсажной камеры сгорания $\eta_{\text{фкс из}} = 0,95$ в ФКС с коллекторным устройством с адаптивной подачей топлива происходит на расстоянии 0,7 относительной длины ФКС от стабилизатора пламени во всем эксплуатационном диапазоне с учётом влияния факторов внешней среды. Таким образом, можно утверждать, что при корректировке места подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени длину форсажной камеры сгорания можно сократить не менее чем на 30% относительно серийного образца ГТД, и это позволит снизить её массу и габаритные размеры.

Новые типы коллекторных устройств

Обоснованы и разработаны новые типы коллекторных устройств, позволяющие организовать рабочий процесс в форсажной камере сгорания с заданным уровнем эффективности, обеспечивающим коэффициент полноты сгорания топлива в циркуляционной зоне газового потока $\eta_{\text{фкс из}} = 0,85$ и коэффициент полноты сгорания топлива на выходе из ФКС $\eta_{\text{фкс}} = 0,95$ во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта с учётом влияния факторов внешней среды. Разработанные коллекторные устройства целесообразно отнести к многоколлекторному типу коллекторных устройств.

Таким образом, классификация многоколлекторных устройств включает в себя:

- коллекторное устройство с включением всех коллекторов (на режиме работы двигателя «Полный форсаж», используется на серийных газотурбинных двигателях);
- коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива;
- коллекторное устройство с регулируемым положением топливных коллекторов.

На рис. 4 приведены возможные варианты конструктивных схем коллекторных устройств с возможностью управления местом подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени.

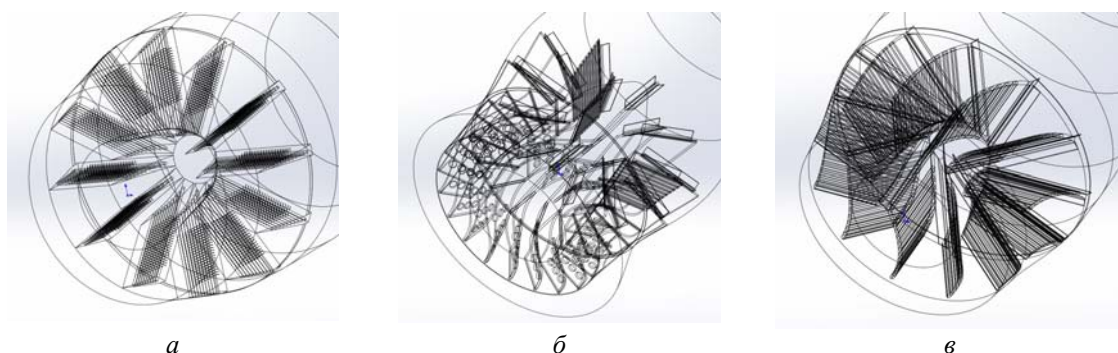


Рис. 4. Конструктивные схемы коллекторных устройств с возможностью управления местом подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени:
 а – коллекторное устройство ТИП-1; б – коллекторное устройство ТИП-2;
 в – коллекторное устройство ТИП-3

Коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива представляет собой ряд последовательно расположенных коллекторов на расстоянии, рассчитанном для соответствующей форсажной камеры сгорания, равном одному характерному размеру m . При этом на режиме «Полный форсаж», характеризующемся максимальной подачей топлива в форсажную камеру сгорания, все топливные коллекторы одновременно не используются, как это происходит в серийных образцах газотурбинных двигателей с ФКС. Несколько коллекторов находятся в дежурном положении, позволяя системе управления подачей топлива изменять коллекторы, из которых происходит подача топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени, и тем самым обеспечивать изменение положения места подачи топлива при неизменном значении величины подаваемого топлива.

Достоинством данного коллекторного устройства является простота исполнения конструкции и системы автоматического управления подачей топлива.

К его недостатку можно отнести ступенчатое изменение положения места подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени, что приведёт к необходимости создания значительного количества дежурных коллекторов с целью обеспечения плавности корректировки места и угла подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени.

Коллекторное устройство с регулируемым положением топливных коллекторов представляет систему управления топливным коллектором, при которой количество топливных коллекторов соответствует количеству топливных коллекторов на серийных образцах газотурбинных двигателей с форсажной камерой сгорания, но имеет механизацию, позволяющую изменять положение коллекторов и угол впрыска топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени.

Достоинством данного коллекторного устройства является возможность плавной корректировки места и угла подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени, обеспечивая управление с большой точностью по сравнению с коллекторным устройством с адаптивной подачей топлива.

К его недостатку можно отнести сложность конструктивного исполнения коллекторного устройства и системы управления коллекторным устройством с регулируемым положением топливных коллекторов.

Заключение

Новые коллекторные устройства (с адаптивной подачей топлива и с регулируемым положением топливных коллекторов) обеспечивают заданный уровень эффективности (коэффициент полноты сгорания в циркуляционной зоне газового потока $\eta_{фкс\ из} = 0,85$ и коэффициент полноты сгорания топлива на выходе из форсажной камеры сгорания $\eta_{фкс} = 0,95$ во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта с учётом влияния факторов внешней среды).

Создание форсажной камеры сгорания с заданным уровнем эффективности позволит улучшить её массогабаритные характеристики и всего газотурбинного двигателя и снять ограничения включения и выключения форсированных режимов работы двигателя в соответствующем диапазоне высот и скоростей полёта.

Библиографический список

1. Пахольченко А.А., Черкасов А.Н., Алексеев А.А., Корень Г.П., Москаев В.А. Теория авиационных двигателей: функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. 231 с.
2. Сиротин Н.Н., Новиков А.С., Панкин А.Г., Сиротин А.Н. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий: в 3 кн. М.: Наука, 2011.
3. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
4. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2006. 365 с.
5. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигательных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2004. 424 с.
6. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2013. 113 с.
7. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчёт деталей. М.: Машиностроение, 1981. 550 с.
8. Евдокимов А.И., Коцюбинский С.В., Фролов В.Б., Горский А.Н., Титов Д.В. Конструкция и прочность авиадвигателей. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2007. 339 с.
9. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчёт: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2004. 219 с.
10. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов. М.: Машиностроение, 1988. 175 с.
11. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.
12. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.
13. Waltrup P.J., White M.E., Zarlingo F., Gravlin E.S. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development // Journal of Propulsion and Power. 2002. V. 18, Iss. 1. P. 14-27. DOI: 10.2514/2.5928
14. Goynes C.P., Hall C.D., O'Brian W.F., Schetz J.A. The Hy-V Scramjet Flight Experiment // 14th AIAA/ASME Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2006. DOI: 10.2514/6.2006-7901
15. Кудинов В.А., Карташов Э.М., Стефанюк Е.В. Теоретическая термодинамика и теплопередача: учебник для бакалавров. М.: Юрайт, 2011. 560 с.
16. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. Репринтное воспроизведение издания 1960 г. М.: ЭКОЛИТ, 2011. 720 с.
17. Грасько Т.В., Маяцкий С.А. Методика анализа процессов горения в регулируемой основной камере сгорания перспективного газотурбинного двигателя численными методами // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2014. Т. 18, № 3 (64). С. 23-29.
18. Жуков Н.П. Гидрогазодинамика: учебное пособие. Тамбов: Тамбовский государственный технический университет, 2011. 92 с.

DEVELOPMENT OF A NEW COLLECTOR DEVICE FOR GAS TURBINE ENGINE AFTERBURNER

© 2017

- D. N. Teslya** Adjunct of the Department of Aircraft Engines; Captain;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
patmi@rambler.ru
- S. A. Mayatsky** Head of Department 7, Colonel;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
mslo@yandex.ru
- T. V. Grasko** Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines, Lt. Colonel;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
grasko83@mail.ru

The paper presents an analysis of the peculiarities of operation of gas-turbine engines with an afterburner. The main shortcomings of the existing afterburners are described. The structural design of afterburners is analyzed. It is shown that the existing afterburners do not provide efficient control of the working process throughout the operational range of heights and speeds of flight. Methods of calculating the parameters of the working process organization in the afterburners are specified. The necessity to control the place and the angle of supply of fuel upstream of the flame stabilizer is proved. New operating factors are proposed for the system of automatic control of the afterburner. The use of new structural designs of collector devices incorporated in the afterburner is justified. These devices allow efficient control of the organization of the working process in them throughout the operational range of heights and speeds of flight. The classification of afterburners is specified and the advantages of gas-turbine engines incorporating afterburners with adaptive fuel supply collector devices are justified.

Gas turbine engine; afterburner combustion chamber; collector devices; organization of working process.

Citation: Teslya D.N., Mayatsky S.A., Grasko T.V. Development of a new collector device for gas turbine engine afterburner. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 51-59.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-51-59

References

1. Pakhol'chenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren' G.P., Moskaev V.A. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley: Funktsional'nye element seriynykh silovykh ustanovok: uchebnoe posobie* [Theory of aircraft engines: functional units of production power plants: Tutorial]. Voronezh: Voenno-vozdushnaya Akademiya Publ., 2015. 231 p.
2. Sirotin N.N., Novikov A.S., Pankin A.G., Sirotin A.N. *Osnovy konstruirovaniya, proizvodstva i ekspluatatsii aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok v sisteme CALS tekhnologiy: v 3 kn.* [Fundamentals of design, manufacture and operation of aircraft gas turbine engines and power plants in the system of CALS technologies: in 3 books.] Moscow: Nauka Publ., 2011.
3. Lefebvre A.H. *Gas Turbine Combustion*. Hemisphere Pub. Corp., 1983. 531 p.
4. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley*. Ch. 1 [Theory of aircraft engines. Textbook for higher educational institutions of the Air Force]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 365 p.
5. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatel'nykh kompaniy po sozdaniyu perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [Works of

the leading aircraft engine companies on creating advanced aircraft engines: analytical review]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2004. 424 p.

6. Kudryavtsev A.V., Medvedev V.V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoraniya PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta kharakteristik* [Ramjet engine afterburners and combustion chambers. Engineering practices of performance calculation]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2013. 113 p.

7. Skubachevskiy G.S. *Aviatsionnye gazoturbinnnye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley* [Aircraft gas turbine engines. Design and calculation of the parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 550 p.

8. Evdokimov A.I., Kotsyubinskiy S.V., Frolov V.B., Gorskiy A.N., Titov D.V. *Konstruktsiya i prochnost' aviadvigateley* [Aircraft engine design and strength]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2007. 339 p.

9. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley: konstruktsiya, modelirovaniye protsessov i raschet: uchebnoye posobie* [Combustion chambers of gas turbine engines. Design, simulation and calculation: Tutorial]. Kazan: Kazan National Research Technical University Publ., 2006. 219 p.

10. Nechaev Yu.N., Kobel'kov V.N., Polev A.S. *Aviatsionnye turboreaktivnye dvigateli s izmenyaemym rabochim protsessom dlya mnogorezhimnykh samoletov* [Variable-cycle aviation turbojets for multi-mode aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 175 p.

11. Pchelkin Yu.M. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 280 p.

12. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovaniye aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2002. 616 p.

13. Waltrup P.J., White M.E., Zarlingo F., Gravlin E.S. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development. *Journal of Propulsion and Power*. 2002. V. 18, Iss. 1. P. 14-27. DOI: 10.2514/2.5928

14. Goyne C.P., Hall C.D., O'Brian W.F., Schetz J.A. The Hy-V Scramjet Flight Experiment. *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. 2006. DOI: 10.2514/6.2006-7901

15. Kudinov V.A., Kartashov E.M., Stefanyuk E.V. *Teoreticheskaya termodinamika i teploperedacha: uchebnyk dlya bakalavrov* [Theoretical thermodynamics and heat transfer]. Moscow: Yurayt Publ., 2011. 560 p.

16. Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh struy. Reprintnoe vosproizvedenie izdaniya 1960 g.* [Theory of turbulent flows. Reprint of the 1960 edition]. Moscow: EKOLIT Publ., 2011. 720 p.

17. Gras'ko T.V., Mayatskiy S.A. Numerical technique for projected gas turbine engine's main chamber combustion analysis. *Vestnik UGATU*. 2014. V. 18, no. 3 (64). P. 23-29. (In Russ.)

18. Zhukov N.P. *Gidrogazodinamika: uchebnoye posobie* [Flow dynamics. Manual]. Tambov: Tambov State Technical University Publ., 2011. 92 p.