

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В СЕРИЙНОМ ДВИГАТЕЛЕ

© 2023

В. В. Белоножкин доцент;
Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж;
belonozhkinvv@mail.ru

Д. Н. Тесля старший преподаватель;
Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж;
patmi@rambler.ru

Представлен анализ проблем, возникающих при решении вопросов повышения эффективности применения форсажной камеры сгорания в составе двигателя серийного самолёта, где решается комплексная задача по снижению её влияния на нефорсированных режимах работы и улучшению рабочего процесса при её использовании. В ряде случаев решение задачи сводится к компромиссу, который не позволяет в полной мере реализовать все преимущества данного элемента конструкции. Представлены результаты исследования влияния способа газодинамической стабилизации пламени на основной целевой показатель – удельный расход топлива в реальном двигателе, что позволяет обосновать проведение подобного рода исследований на реальном объекте. Представлены графики изменения удельного расхода топлива и тяги газотурбинного двигателя при изменении частоты вращений ротора двигателя для нефорсированных режимов работы, а также графики изменения удельного расхода топлива и тяги газотурбинного двигателя при изменении скорости летательного аппарата для форсированных режимов работы. Сделан вывод о целесообразности применения газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания с точки зрения влияния на удельный расход топлива.

Форсажная камера сгорания; газотурбинный двигатель; удельный расход топлива

Цитирование: Белоножкин В.В., Тесля Д.Н. Исследование эффективности применения газодинамической стабилизации пламени в серийном двигателе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 7-12. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-7-12

Неутихающие споры о внедрении газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания (ФКС), несмотря на многолетнюю историю этого вопроса все ещё продолжают. Однозначно доказана эффективность такого способа организации рабочего процесса, но негативное влияние на газогенератор все ещё не позволяет его использовать. Снижение потерь давления заторможенного потока на нефорсированных режимах очевидно, но снижение КПД компрессора при внедрении такого способа все ещё остаётся недопустимым.

Для проведения исследований, направленных на обоснование технически реализуемых способов внедрения газодинамической стабилизации пламени в ФКС, использовался программный продукт «Самолёт – двигатель», применяемый специалистами Государственного научного центра «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» при решении задач предварительного анализа характеристик системы самолёт – двигатель, а также собственный программный продукт «Расчёт параметров рабочего процесса форсажной камеры сгорания с учётом возможности корректировки места подачи топлива перед стабилизатором пламени», разработанный для более детального анализа изменения характеристик рабочего процесса в самой форсажной камере сгорания и уточнения основных параметров, потребных для работы в программе «Самолёт – двигатель».

При решении поставленной задачи аналитическим путём получены технически достижимые значения:

- коэффициент полноты сгорания топлива увеличивается с 0,94 (серийный двигатель) до 0,96;
- температура газа за форсажной камерой сгорания увеличивается с 2100 К (серийный двигатель) до 2200 К;
- отбор воздуха на газодинамическую стабилизацию отбирался из магистрали охлаждения турбины, что увеличивало суммарный отбор воздуха из-за компрессора до 5 %;
- коэффициент восстановления давления заторможенного потока на нефорсированных режимах увеличен с 0,93 до 0,98;
- коэффициент восстановления давления заторможенного потока на форсированных режимах увеличен с 0,9 до 0,95.

На рис. 1, 2 представлены графические зависимости изменения параметров рабочего процесса двигателя на высоте 8 км при изменении скорости полёта.

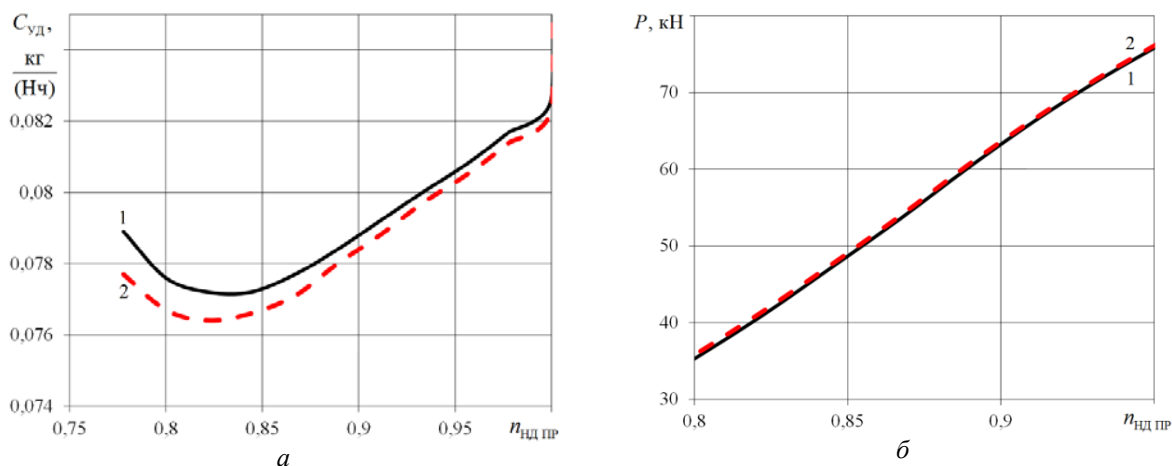


Рис. 1. Дроссельная характеристика газотурбинного двигателя:

а – изменение удельного расхода топлива при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления;

б – изменение тяги газотурбинного двигателя при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления

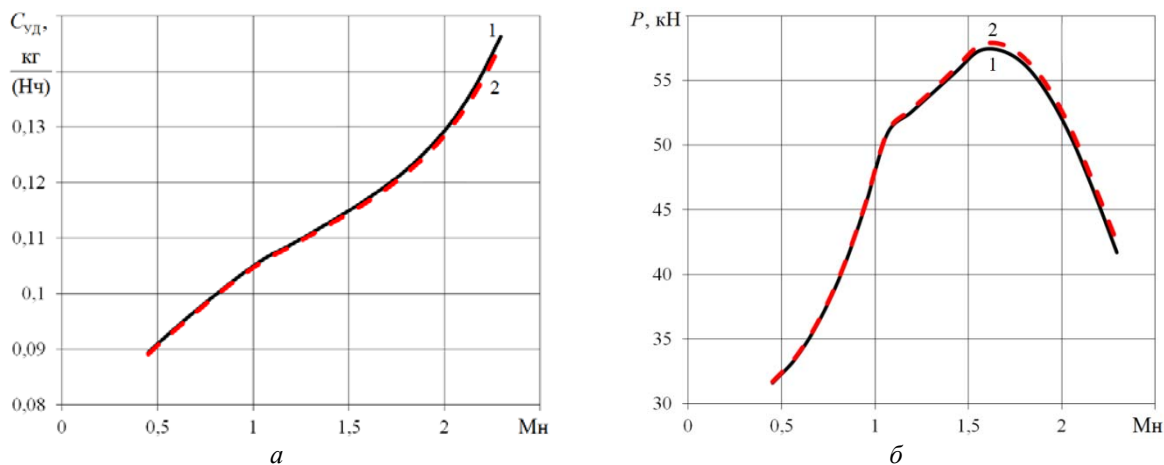


Рис. 2. Высотно-скоростная характеристика газотурбинного двигателя на нефорсированном режиме работы:

а – изменение удельного расхода топлива при изменении скорости полёта летательного аппарата;

б – изменение тяги газотурбинного двигателя при изменении скорости полёта летательного аппарата

Представленные зависимости показывают, что параметры двигателя на всех режимах работы улучшаются. Это является одним из основных требований к модернизации. Введение новых элементов в систему управления и доработка двигателя с точки зрения улучшения форсированных режимов работы не должны приводить к значительному ухудшению параметров двигателя на нефорсированных режимах.

На рис. 1, а и 2, а представлено изменение удельного расхода топлива при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления и скорости полёта летательного аппарата соответственно. На рис. 1, б и 2, б представлено изменение тяги газотурбинного двигателя при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления и скорости полёта летательного аппарата соответственно.

На рис. 1 – 3 представлены графики изменения параметров серийного двигателя (линия 1, сплошная) и двигателя, в составе которого применяется газодинамическая стабилизация пламени (линия 2, штриховая).

Расчёт высотно-скоростных характеристик (рис. 2, 3) проводился при параметрах атмосферы, соответствующих высоте 8 километров над уровнем моря, что соответствует типичному профилю полёта такого типа летательных аппаратов, при этом скорость полёта указывается как число Маха для данной высоты H и обозначается M_H .

Результаты математического моделирования, представленные на рис. 1, 2, показывают, что модернизация, обеспечивающая снижение потерь давления заторможенного потока на 5%, практически не оказывает влияния на параметры газотурбинного двигателя, а их изменение лежит в диапазоне погрешности измерения и составляет менее 1,5%.

На рис. 3, а представлена зависимость изменения тяги двигателя P_Φ при соответствующей скорости летательного аппарата. Так, для скорости полёта $M_H = 1,066$ максимальная тяга серийного двигателя равна 99,3 кН, а для модифицированного 104,5 кН, что на 5,2% больше. Для скорости полёта $M_H = 2,049$ максимальная тяга серийного двигателя равна 170,0 кН, а для модифицированного 180,5 кН, что на 6,2% больше. Полученные значения говорят о том, что с увеличением скорости полёта эффективность мероприятий по повышению полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания возрастает.

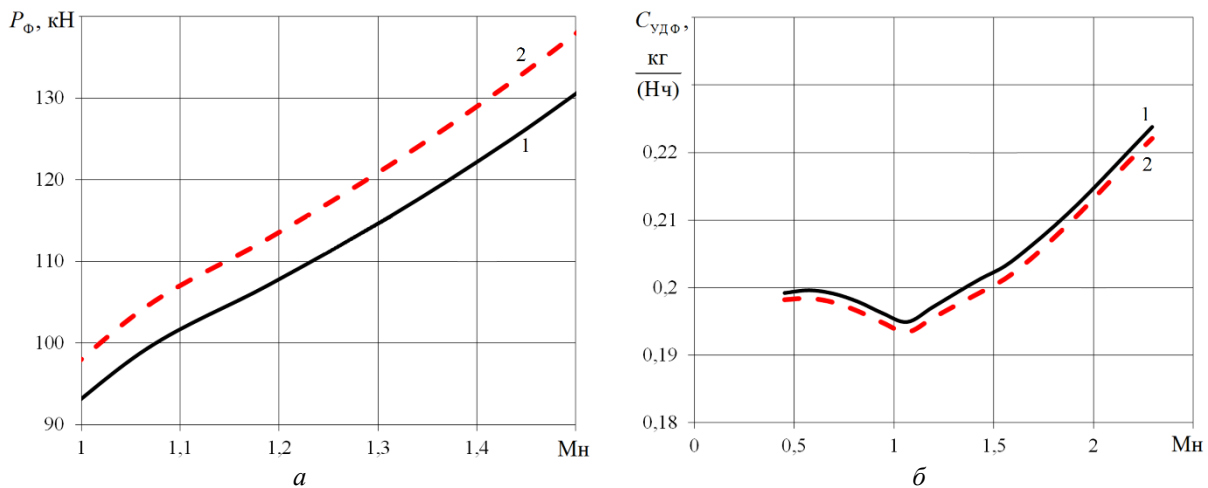


Рис. 3. Высотно-скоростная характеристика газотурбинного двигателя на форсированном режиме работы:

а – зависимость изменения тяги двигателя при соответствующей скорости летательного аппарата;
 б – зависимость изменения удельного расхода топлива при соответствующей скорости летательного аппарата

Такое увеличение тяги двигателя позволяет увеличить манёвренность летательного аппарата. При увеличении тяги существует возможность уменьшить углы атаки летательного аппарата, что приводит к уменьшению лобового сопротивления и потребная скорость полёта достигается быстрее и с меньшими затратами топлива, а именно, увеличивается тяговооружённость двигателя (сверхманёвренность).

На рис. 3, б представлена зависимость изменения удельного расхода топлива $C_{удф}$ при соответствующей скорости летательного аппарата. Так, для скорости полёта $M_H = 1,066$ удельный расход топлива равен $0,1949$ кг/(Нч), а для модифицированного $0,1930$ кг/(Нч), что на $0,9\%$ меньше. Для скорости полёта $M_H = 2,049$ удельный расход топлива равен $0,2162$ кг/(Нч), а для модифицированного $0,2140$ кг/(Нч), что на 1% меньше. Снижение удельного расхода топлива связано с повышением эффективности рабочего процесса в форсажной камере сгорания и снижением потерь давления заторможенного потока, так как при газодинамической стабилизации пламени улучшается образование топливовоздушной смеси в циркуляционной зоне горения, что приводит к увеличению тяги. В свою очередь система управления стремится поддержать заданное давление за турбиной снижением удельного расхода топлива. Таким образом, эти процессы связаны и в сумме дают значительный прирост энергетики потока.

Новизна проведённого исследования заключается в том, что оно основано на методе одномерного математического моделирования, широко применяемого в подготовке специалистов в области авиационного двигателестроения, отличается от известных исследований анализом эффективности газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания при выполнении истребителем задач на высоте полёта 8 км и позволяет получить значения изменения тяги и удельного расхода топлива газотурбинного двигателя, проанализировать расход топлива и его остаток на борту самолёта.

В работах [1 – 5] представлены технические решения по обеспечению газодинамической стабилизации пламени, однако большинство из этих способов значительно снижают параметры двигателя, что определяет их малую эффективность в широком диапазоне высот и скоростей полёта, однако расчёт параметров реального двигателя определяет необходимость проведения исследований в этой области.

Заключение

В результате проведённого исследования по повышению эффективности рабочего процесса в форсажной камере сгорания за счёт применения газодинамической стабилизации пламени выявлено, что устройство, которое позволит обеспечить заданное значение полноты сгорания топлива во всем эксплуатационном диапазоне работы двигателя, действительно целесообразно. Управление рабочим процессом в форсажной камере сгорания за счёт газодинамической стабилизации пламени является одним из перспективных направлений при создании адаптивных камер сгорания с широким диапазоном управляющих факторов.

Библиографический список

1. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2013. 113 с.
2. 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.

3. 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.

4. 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.

5. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчёт: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2004. 219 с.

STUDY OF THE EFFICIENCY OF THE APPLICATION OF GAS DYNAMIC STABILIZATION OF THE FLAME IN A CURRENT ENGINE

© 2023

V. V. Belonozhkin Associate Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy
named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,
Voronezh, Russian Federation;
belonozhkinw@mail.ru

D. N. Teslya Senior Lecturer;
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

An analysis of the problems that arise when dealing with issues of increasing the efficiency of using an afterburner as part of a current aircraft engine is presented, where the complex problem of reducing its influence in non-afterburning operation and improving the work process when using it is solved. In a number of cases, solving the problem comes down to a compromise which does not allow full realization of all the advantages of the design element in question. The results of a study of the influence of the method of gas-dynamic flame stabilization on the main target indicator – specific fuel consumption in a real engine are presented, which makes it possible to justify conducting this kind of research on a real object. Graphs of changes in specific fuel consumption and thrust of a gas turbine engine when changing the engine rotor speed for non-afterburning operating modes are presented, as well as graphs of changes in specific fuel consumption and thrust of a gas turbine engine when changing the speed of the aircraft for afterburning operating modes. A conclusion is drawn about the expedience of using gas-dynamic flame stabilization in the afterburner from the point of view of its effect on specific fuel consumption.

Afterburner; gas turbine engine; specific fuel consumption

Citation: Belonozhkin V.V., Teslya D.N. Study of the efficiency of the application of gas dynamic stabilization of the flame in a current engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 7-12. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-7-12

References

1. 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.

2. Pakhol'chenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren' G.P., Moskaev V.A. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley: funktsional'nye elementy seriynykh silovykh ustanovok: uchebnoe posobie* [Theory of aircraft engines: functional units of production power plants: Tutorial]. Voronezh: Voенно-vozdushnaya Akademiya Publ., 2015. 231 p.

3. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 365 p.

4. 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.

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