

УДК 621.45.022

Код ГРНТИ 55.42.47

doi 10.54708/19926502\_2024\_282104102

## ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ АДАПТИВНОГО ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ ВЫХОДНЫМ СЕЧЕНИЕМ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Я. Е. Лопырев<sup>1</sup>, Д. Н. Тесля<sup>2</sup>

<sup>1</sup>lopyrev2001@mail.ru, <sup>2</sup>patmi@rambler.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

*Поступила в редакцию 19.11.2023*

**Аннотация.** В данной статье представлено направление развития основной камеры сгорания газотурбинного двигателя, а именно организации рабочего процесса в ней. Рассмотрены основные направления развития основных камер сгорания, позволяющие снизить удельный расход топлива и количество выбросов вредных продуктов сгорания в атмосферу, поддержать постоянство коэффициента избытка воздуха и обеспечить стабильность аэродинамики системы. Представлены основные направления развития, и предложено научное обоснование необходимости создания закона активного управления площадью выходного сечения камеры сгорания. Представлены графические зависимости средней скорости потока газа на выходе из камеры сгорания от режима работы двигателя и высоты полета. Доказано, что постоянство скорости на выходе из камеры сгорания из-за неизменной формы ее выходного сечения негативно сказывается на характеристиках рабочего процесса. Приведены примеры возможной технической реализации. Сделаны выводы, позволяющие принять обоснованное решение в области совершенствования основной камеры сгорания.

**Ключевые слова:** основная камера сгорания; адаптивное управление; выходное сечение; скорость газа.

### ВВЕДЕНИЕ

Известно [1–5], что при проектировании основной камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД) ее размеры и облик рассчитываются для режима работы, который в номенклатуре называется «Максимальный». Это говорит о том, что максимально возможная эффективность от полного сжигания топлива в зоне горения и, как следствие, получение наибольшей тяги возможны лишь при работе на вышеупомянутом режиме. Для снижения затрат на разработку новых образцов на сегодняшний день активно применяют математическое моделирование, однако для верификации результатов моделирования можно использовать данные из опубликованных в известной литературе результатов экспериментальных исследований или провести собственные. Одним из перспективных направлений модернизации камеры сгорания является снижение удельного расхода топлива, вредных выбросов, расширения возможного потенциала камеры сгорания как объекта получения энергии, а также поддержание оптимального соотношения воздуха к топливу. При недостаточном количестве воздуха часть топлива, попавшего в зону горения, не сгорает из-за нехватки окислителя, что и приводит к образованию нежелательных продуктов сгорания. Кроме того, поддержание постоянства скорости обеспечивает стабильность аэродинамики системы с исключением образования обратных потоков и вихрей, что может привести к потере энергии потока и снижению КПД. Подобного рода модернизация на сегодняшний день возможна только за счет усложнения системы управления и внедрения в нее новых конструктивных элементов, обеспечивающих управляющее воздействие на рабочий процесс.

Используя известные методики расчета параметров рабочего процесса в основной камере сгорания [1–5], возможно доказать необходимость регулирования выходного сечения камеры сгорания. Такое регулирование основано на расчетах средней скорости потока газа на срезе выходного сечения при различных внешних условиях и таких внутренних факторах, как расход, полное давление и температура воздуха при изменении высоты и скорости полета. Подобного рода исследования позволяют обеспечить возможность снижения удельного расхода топлива, а значит, являются актуальными на сегодняшний день.

### НАПРАВЛЕНИЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ОСНОВНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Согласно методике расчета характеристик камеры сгорания [1], на испытываемом стенде камера сгорания получает сжатый воздух от компрессора, приводимого в движение электродвигателем. Топливо к ее форсунке подается насосом высокого давления системы топливоподачи. Расчеты исследователей были направлены на определение косвенным методом давления за камерой сгорания путем экспериментального определения скорости на ее выходе. Определение средней скорости потока газа на выходе из камеры сгорания  $W_\Gamma$  осуществляется по следующей зависимости (1):

$$W_\Gamma = \frac{G_B + \frac{G_T}{3600}}{\rho F_{\text{ВЫХ}}}, \quad (1)$$

где  $F_{\text{ВЫХ}}$  – площадь поперечного сечения мерительного участка на выходе из камеры сгорания, м<sup>2</sup>;  $G_B$  – расход воздуха, кг/с;  $G_T$  – расход топлива, кг/ч;  $\rho$  – плотность газа, кг/м<sup>3</sup>, определяемая по формуле (2):

$$\rho = \frac{3500 p_\Gamma}{(T_\Gamma^*)_{\text{CP}}}, \quad (2)$$

где  $p_\Gamma$  – давление газа перед входом в камеру сгорания, Па;  $(T_\Gamma^*)_{\text{CP}}$  – средняя температура газов в камере сгорания, К.

Для решения задачи по обоснованию необходимости создания адаптивного закона управления выходным сечением камеры сгорания принимаем площадь выхода  $F_{\text{ВЫХ}}$  как управляющий фактор для реализации закона, так как управление именно этим параметром является наиболее эффективным с точки зрения эффективности организации рабочего процесса. Техническая реализация имеет научно-технический задел и не потребует дополнительных косвенных расчетов вторичных параметров.

Анализ выражения (1) позволяет обосновать способ увеличения тяги двигателя за счет повышения удельных параметров рабочего процесса, в частности, влияя на степень двухконтурности  $m$  через расход воздуха в камере сгорания (выражение 3).

$$m = \left( \frac{G_{\text{ВЭ}}}{\rho W_\Gamma F_{\text{ВЫХ}} - \frac{G_T}{3600}} \right) - 1. \quad (3)$$

Расчеты средней скорости потока на выходе из камеры сгорания проводились при увеличении высоты полета и изменении режима работы двигателя при неизменной площади выходного сечения. По результатам расчетов построены две графические зависимости (рис. 1, 2). На рис. 1 представлены зависимости, построенные в координатах  $W_\Gamma = f(N_{\text{нд пр}})$ , где наблюдается рост средней скорости потока газа на выходе из камеры сгорания при увеличении режима работы. Подобный рост объясняется тем, что при увеличении режима

работы происходит перераспределение треугольника скоростей вследствие раскрутки роторов двигателя, а именно роста окружной скорости. Ввиду того, что  $F_{\text{вых}} = \text{const}$ , скорость на выходе изменяется пропорционально изменению режима работы двигателя. Анализ графических зависимостей показывает, что изменение высоты полета приводит к снижению скорости на выходе из камеры сгорания порядка 2 м/с за каждые 3000 м. Более интенсивный рост скорости наблюдается на пониженных частотах вращения. Так, при изменении частоты вращения на 10 %, с  $N_{\text{нд пр}} = 0,75$  до  $N_{\text{нд пр}} = 0,85$ , скорость возрастает на 8 м/с, а при увеличении с  $N_{\text{нд пр}} = 0,95$  до  $N_{\text{нд пр}} = 1,05$  скорость возрастает на 2,5 м/с. Такое изменение скорости говорит о том, что более эффективным является управление рабочим процессом на пониженных режимах работы, отличных от режима «Максимальный». Такая зависимость наблюдается для всех высот, представленных на графике, что говорит об эффективности внедрения активного управления рабочим процессом во всем высотно-скоростном диапазоне.

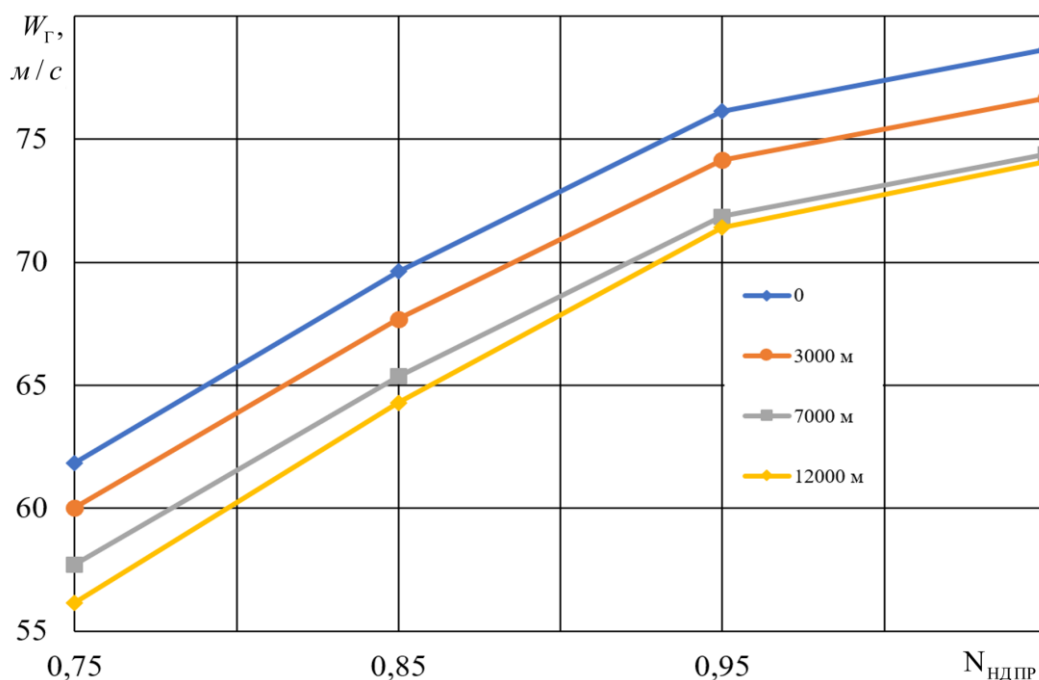


Рис. 1. Изменение скорости потока при увеличении режима работы

На второй графической зависимости (рис. 2), построенной в координатах  $W_{\Gamma} = f(H)$ , наблюдается уменьшение средней скорости потока до 12000 м и дальнейший ее рост. В точке  $H = 12000$  м наблюдается уменьшение средней скорости потока на 9,2 % для  $N_{\text{нд пр}} = 0,75$  и на 5,7 % для  $N_{\text{нд пр}} = 1$ , что также подтверждает необходимость управления этим процессом на пониженных частотах вращения. Это объясняется тем, что после достижения высоты 11000 м начинается явление тропопаузы, заканчивающееся при достижении высоты 20000 м. В связи с тем, что на данном диапазоне высот  $T_H = \text{const}$ , градиент расхода воздуха, проходящего через камеру сгорания, падает (рис. 3) в среднем на 68,3 % после преодоления высоты в 11000 м. Также при режиме работы двигателя «Максимальный» на высоте от 7000 м до 12000 м характерно более пологое изменение скорости, чем для режима  $N_{\text{нд пр}} = 0,75$ , что также вызывает интерес для дальнейших исследований.

Изменение расхода воздуха через камеру сгорания при различных внешних и внутренних факторах будет являться следствием уменьшения расхода воздуха через первый контур двигателя и увеличения во втором контуре двигателя. Внутренний контур двигателя будет иметь располагаемый запас по пропускной способности, но ввиду постоянства выходного сечения двигатель будет саморегулироваться и отправлять часть воздуха во второй контур. Согласно принятой теории, это перераспределение расходов по контурам двигателя приводит к росту

степени двухконтурности. Для исключения перетекания воздуха необходимо обеспечить регулирование выходного сечения камеры сгорания, что способствует снижению удельного расхода топлива и выбросов вредных веществ, вызванных неполным сгоранием смеси. На основе полученных данных возможно сформировать закон управления и обозначить технические пути воплощения предложенной концепции в конструкции ГТД.

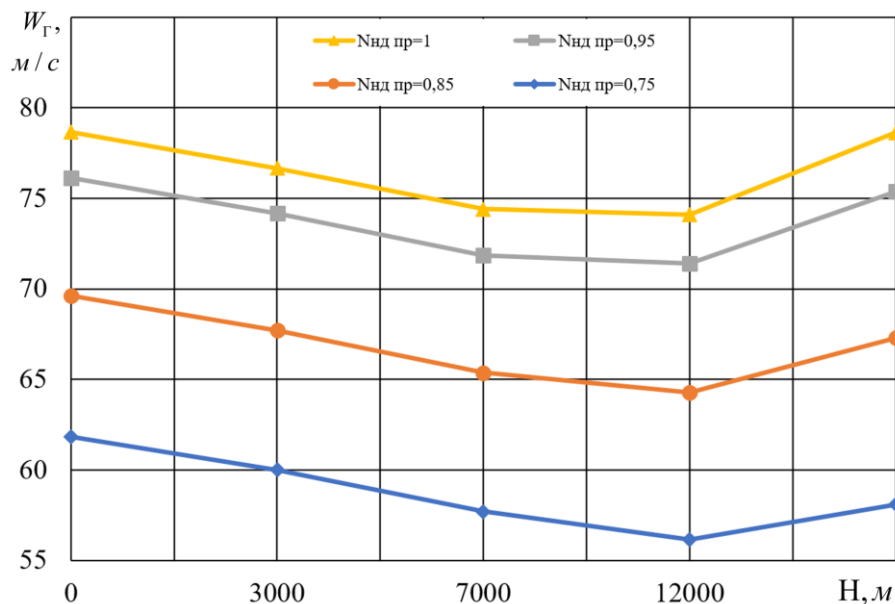


Рис. 2. Изменение скорости потока при увеличении высоты полета

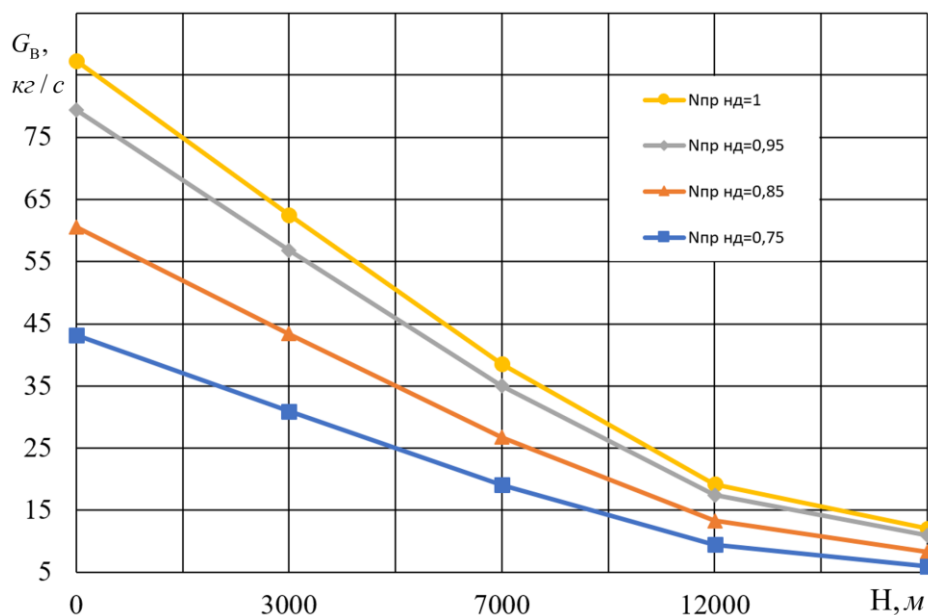


Рис. 3. Изменение градиента расхода воздуха

Техническая реализация активного управления выходного сечения основной камеры сгорания ограничивается на сегодняшний день рядом факторов, поэтому следует рассмотреть несколько возможных вариантов, подробно их проанализировать, выполнить оценку, рассмотреть преимущества и недостатки.

Первым из возможных вариантов является уже известный науке способ – регулировка площади выходного сечения за счет изменения угла поворота направляющих аппаратов ступеней турбины. В совокупной оценке данного способа вытекает как ряд существенных недостатков, затрудняющих его техническую реализацию в конструкции, так и факторов, отрицательно влияющих на рабочий процесс, которые будут перечислены ниже:

- изменение плана скоростей турбины;
- нарушение баланса системы охлаждения, как следствие непреднамеренный перегрев или оплавление лопаток турбины;
- рассогласование турбины и компрессора по работе и расходу воздуха.

Рассматривая следующий способ, необходимо указать на схожесть с вышеуказанным методом. Регулировка управляющего параметра будет осуществляться изменением линейных размеров соплового аппарата турбины. На сегодняшний день это трудно представить, но описать в первом приближении возможно. Воздействие данным способом имеет одно условие, это обеспечение синхронного для всего ряда сопловых аппаратов изменения проходного сечения. В конструкции это представляется как возможность установки наружного кольца, объединенного с условным конструктивным элементом турбины. При повороте кольца за счет хода штока гидроцилиндра, через систему тяг и качалок, будет приводиться в движение механизм отклонения дополнительных створок, перекрывающих проточную часть, обеспечивая изменение площади проходного сечения.

Еще один вариант отличается от двух вышеперечисленных конструктивных предложений способом изменения степени расхода газа через ступень турбины. Его концепция заключается в установке перепускных клапанов, обеспечивающих перепуск газа из-за основной камеры сгорания за первую или последующие ступени турбины, если те предусмотрены конструкцией. Перепуск следует осуществлять в замкнутой системе газогенератора, не связанной с внешним контуром. Открытие клапана обеспечит увеличение площади проходного сечения. Особенностью данного способа является использование дополнительных воздушных каналов, но может возникнуть проблема с преодолением ограничения по пропускной способности при некоторых нерасчетных условиях.

Предложение нескольких вариантов технической реализации данного подхода свидетельствует о перспективах в будущем создать подобного рода техническое устройство и обеспечить создание нового управляющего воздействия на рабочий процесс в основной камере сгорания.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного математического моделирования, основанного на применении известных результатов экспериментальных исследований и отличающегося от известных детальным анализом средней скорости в выходном сечении камеры сгорания, можно сделать вывод, что постоянство выходного сечения камеры сгорания негативно влияет на рабочий процесс. Проведенное исследование дает возможность обосновать основные положения адаптивного закона управления выходным сечением камеры сгорания. Активное управление вышеупомянутым управляющим фактором позволит с помощью выражения (3) сформировать эталонную модель управления и исключить потерю тяги, вызванную уменьшением двухконтурности. В связи с этим данное направление исследований является перспективным с точки зрения повышения эффективности организации рабочего процесса в камере сгорания авиационного газотурбинного двигателя.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Характеристики** работы камер сгорания газотурбинных двигателей и установок. / Пчелкин Ю.М., Лебедев В.П., Курбатова В.И. – М.: Изд. МГТУ, 1989. – 59 с. [Operation Characteristics of the Combustion Chambers of Gas Turbine Engines and Plants. / Pchelkin M.Yu., Lebedev V.P., Kurbatova V.I. – Moscow: Moscow State Technical University Publ., 1989. – 59 p. (in Russian).]
2. **Теория** авиационных двигателей: функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие. / Пахольченко А.А., Черкасов А.Н., Алексеев А.А., Корень Г.П., Москаев В.А. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. – 231 с. [Theory of Aviation Engines: Functional Elements of Serial Power Plants: study guide. / Pakholchenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren G.P., Moskaev V.A. – Voronezh: Air Force Military Educational and Scientific Center Air Force Academy Publ., 2015. – 231 p. (in Russian).]
3. **Теория** авиационных газотурбинных двигателей, ч. 1 / Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 365 с. [Theory of Aviation Gas Turbine Engines, part 1 / Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. – Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. – 365 p. (in Russian).]

4. **Конструкция** и прочность авиадвигателей / Евдокимов А.И., Коцюбинский С.В., Фролов В.Б., Горский А.Н., Титов Д.В. – М.: Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2007. – 339 с. [Design and Strength of Aircraft Engines / Evdokimov A.I., Kotsyubinskiy S.V., Frolov V.B., Gorskiy A.N., Titov D.V. – Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2007. – 339 p. (in Russian).]

5. **Мингазов Б.Г.** Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: Учебное пособие. Издание второе, исправленное. – Казань: изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. – 220 с. [Mingazov B.G. Combustion Chambers of Gas Turbine Engines. Design, Process Modeling and Calculation: study guide. 2nd revised edition. – Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2006. – 220 p. (in Russian).]

#### ОБ АВТОРАХ

**ЛОПЫРЕВ Ярослав Евгеньевич**, курсант факультета летательных аппаратов, ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж). lopyrev2001@mail.ru.

**ТЕСЛЯ Денис Николаевич**, к.т.н., старший преподаватель кафедры авиационных двигателей, ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж). patmi@rambler.ru.

#### METADATA

**Title:** Features of creating an adaptive control law for the output section of the main combustion chamber.

**Authors:** Y. E. Lopyrev<sup>1</sup>, D. N. Teslya<sup>2</sup>

**Affiliation:** Air Force Military Educational and Scientific Center Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin

**Email:** <sup>1</sup> lopyrev2001@mail.ru, <sup>2</sup> patmi@rambler.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 28, no. 2 (104), pp. 102-107, 2024. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** This article presents the direction of development of the main combustion chamber of a gas turbine engine, namely the organization of the operating process in it. The main directions of development of the main combustion chambers are considered, which allow reducing the specific fuel consumption and the amount of emissions of harmful combustion products into the atmosphere, maintaining the constancy of the excess air coefficient and ensuring the stability of the aerodynamics of the system. The main directions of development are presented and a scientific justification is proposed for the need to create a law of active control for the area of the output section of the combustion chamber. Graphical dependences of the average gas flow velocity at the outlet of the combustion chamber on the engine's operating mode and flight altitude are presented. It is proved that the constancy of the velocity at the exit from the combustion chamber due to the unchanged shape of its output section negatively affects the characteristics of the working process. Examples of possible technical implementation are given. Conclusions are made that allow making an informed decision in the field of improving the main combustion chamber.

**Keywords:** main combustion chamber; adaptive control; output section; gas velocity.

#### About authors:

**LOPYREV, Yaroslav Evgenievich**, cadet of the Faculty of Aircrafts, Air Force Military Educational and Scientific Center Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin (Voronezh).

**TESLYA, Denis Nikolaevich**, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines, Air Force Military Educational and Scientific Center Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin (Voronezh).