

Влияние закрутки потока воздуха в зоне горения на осевой размер газотурбинного двигателя

Строкин В.Н., Шилова Т.В.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: vnstrokin@ciam.ru

Представлен обзор работ по исследованию влияния закрутки потока на ускорение процесса горения. Показано, что причиной ускорения являются относительное движение (всплытие) холодной смеси к внешней границе зоны горения, перемещение горячей смеси к внутренней границе или к центру вращения. Рассмотрены конструктивные схемы, использующие эффект горения в закрученном потоке: ультракомпактная камера сгорания с совмещенной лопаткой (комбинация выходных лопаток компрессора, камеры сгорания и входных лопаток турбины); камера сгорания с нишевыми стабилизаторами, в которых создается закрученное движение топлива и воздуха; двигатель, основой которого является единая катушка, содержащая ряд лопаток компрессора с торцевыми камерами сгорания и ряд лопаток турбины, вращающихся как единое целое. Представлены результаты разработки интегрированной камеры сгорания с закруткой потока воздуха. Показано, что закрутка воздушного потока в схеме такой камеры и модернизация диффузора, камеры сгорания и соплового аппарата турбины высокого давления дает возможность сократить суммарно длину этих элементов примерно на 20...25% по сравнению с аналогичными конструктивными элементами существующих двигателей и, следовательно, сократить длину самого двигателя.

Ключевые слова: камера сгорания, сопловой аппарат, диффузор, горение, закрученный поток.

Influence of air flow swirling in a combustion zone on axial size of a gas turbine engine

Strokin V.N., Shilova T.V.

CIAM, Moscow

A review of studies on the influence of flow swirl on acceleration of the combustion process is presented. It is shown that the reason for the acceleration is the relative movement (lifting) of the cold mixture to the outer boundary of the combustion zone, and the hot mixture to the inner boundary or to the center of rotation. Several schemes using combustion in a swirling stream are considered: the concept of an ultra-compact combustion chamber, which offers a combined vane, which is a combination of compressor outlet vanes, combustion chamber and turbine vanes; a combustion chamber with niche stabilizers, which creates swirling movement of fuel and air; an engine based on a single coil containing a series of compressor blades with end combustion chambers and a series of turbine blades that rotate as a whole. Results of the work on the development of an integrated combustion chamber (CCI) with air flow swirling are presented. It is shown that the use of airflow swirling in the CCI scheme with modernization of a diffuser, a combustion chamber and a high-pressure turbine nozzle makes it possible to reduce the lengths of the elements by about 20...25% in comparison with existing engines elements, and therefore reduce the length of the engine itself.

Keywords: combustion chamber, nozzle apparatus, diffuser, combustion, swirling flow.

Введение

В газотурбинном двигателе поток воздуха сжимается и закручивается в компрессоре, затем выпрямляется в спрямляющем аппарате, проходит через диффузор и

камеру сгорания (КС), после чего поток продуктов сгорания попадает на лопатки соплового аппарата турбины и вновь получает вращение, перед тем как проработает в турбине. Однако можно уменьшить осевой размер двигателя, модифицировав спрямляющий аппарат

и диффузор, организовав в КС горение в закрученном потоке воздуха, и, применяя остаточную закрутку, направить закрученный поток на лопатки соплового аппарата турбины.

В работе представлены существующие в настоящее время технические схемы, реализующие процессы горения в закрученных потоках.

Варианты технических схем

Схемы объединенной лопатки реализуются с помощью ультракомпактной камеры сгорания (ultra compact combustor, UCC) [1–2] (рис. 1).

Ультракомпактная камера сгорания представляет собой «совмещенную лопатку», состоящую из комбинации выходных лопаток компрессора, КС и входных лопаток турбины. Эту совмещенную лопатку опоясывает по внешней обечайке кольцевая ниша, в которую подается топливо. Воздух, подаваемый в нишу (или попадающий в нее благодаря конвекции), обеспечивает быстрое сгорание богатой смеси за счет высоких тангенциальных скоростей и движения газов в окружном направлении, что увеличивает время пребывания топливной смеси в зоне горения по сравнению с временем ее движения в продольном направлении. На каждой совмещенной лопатке также имеется радиальная ниша, предназначенная для дожигания продуктов сгорания в потоке воздуха и распределения продуктов реакции горения по высоте канала для обеспечения необходимого поля температуры газа. Предполагается, что горение полностью заканчивается в конечной части такой сложной лопатки. Таким образом, в UCC реализована интеграция лопаток компрессора, КС и сопловых лопаток турбины. В работе [2] сокращение длины зоны горения в такой схеме по сравнению с обычной КС было оценено примерно в 70%. Для сохранения небольшого веса и обеспечения требуемых температурных условий предполагается использование в конструкции высокотемпературных композиционных материалов.

В работе [1] проведен цикл экспериментальных исследований на упрощенной модели камеры. Показано, что закрутка потока воздуха положительно влияет на выгорание топлива.

В работе Дж. Льюиса [3] показано, что в закрученном потоке горячей смеси возникающее центростремительное ускорение U_0^2/R (U_0 – тангенциальная скорость; R – радиус вращающегося потока) приводит к увеличению скорости горения смеси топлива с воздухом. Причиной такого ускорения является относительное движение холодной части смеси к внешней (наружной) границе (всплытие), а горячей части смеси – к внутренней границе или к центру вращения. Величина ускорения горения зависит от относительного ускорения,

или параметра нагрузки, $g = U_0^2/(Rg_0)$, где g_0 – ускорение свободного падения. При диапазоне $g = 500 \dots 3500$ нормальная скорость горения смеси U_n возрастает с ростом g (рис. 2).

Влияние центробежных сил на горение смеси пропана с воздухом рассмотрено в работе [4]. Горение происходит в канале с уступом. На рис. 3 представлены три конфигурации канала.

В первом случае ($a_c = 0$) центробежные силы отсутствуют. Во втором ($a_c > 0$) они направляют поток свежей пропановоздушной смеси в зону горения за уступом, а в третьем случае ($a_c < 0$) продукты сгорания

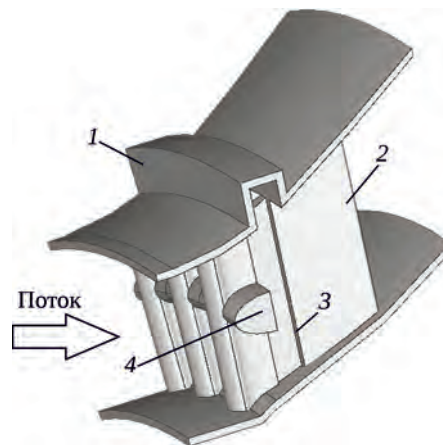


Рис. 1. Схема ультракомпактной камеры сгорания [2]: 1 – кольцевая ниша; 2 – турбинная лопатка; 3 – радиальная ниша; 4 – кольцевой пилон

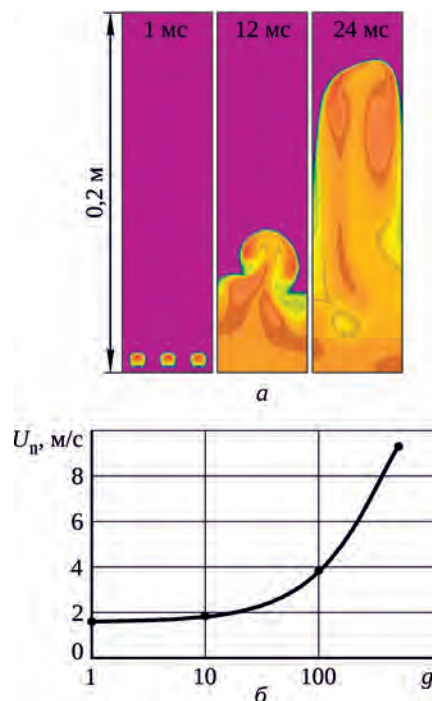


Рис. 2. Распространение пламени водородно-воздушной смеси во вращающейся трубке в разные моменты времени (а) и зависимость нормальной скорости горения смеси от относительного ускорения (б) [3]

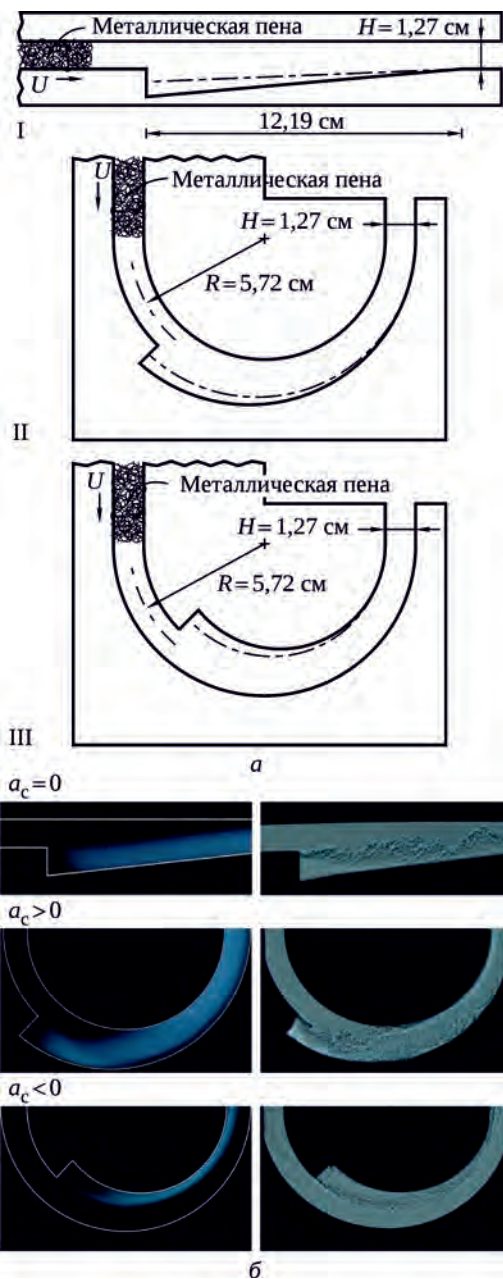


Рис. 3. Конфигурация (а), фотографии и тепловские снимки (б) горения однородной пропановоздушной смеси в прямолинейном ($a_c=0$) и криволинейных каналах ($a_c \neq 0$) [4]

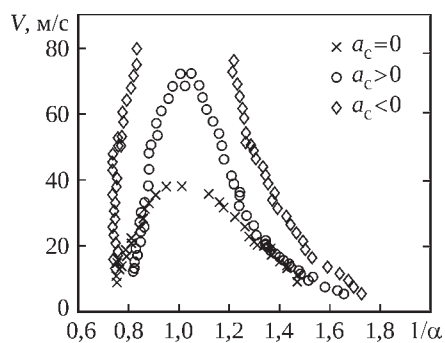


Рис. 4. Скорость срыва за уступом при горении пропановоздушной смеси в зависимости от ее состава [4]

из зоны обратных токов за уступом направляются в свежую смесь. Горение для рассмотренных случаев различается весьма существенно (рис. 3,б), что видно на прямых и тепловских фотографиях.

Кроме того, авторы в [4] измерили скорость потока смеси на срыве горения (V , м/с) для указанных случаев (рис. 4) и количественно показали это различие. В случае горения в криволинейных каналах границы устойчивого горения при срыве оказываются шире, чем при горении в прямолинейном канале. Последнее можно отнести как к увеличению скорости распространения пламени, так и к изменению аэродинамики течения.

Демонстрация эффекта в экспериментах на реальных конструкциях. В работе [1] разработана упрощенная экспериментальная модель кольцевой ниши, установленной по периферии кольцевого канала, образованного центральным телом и внешней обечайкой канала (рис. 5).

В нишу через 24 равномерно расположенных отверстия диаметром 5 мм под углом 45° к радиусу подавался воздух (около 22% основного потока воздуха кольцевого канала) и через шесть форсунок – жидкое топливо JP-8. Эксперименты с горением проводились при атмосферном давлении, температура основного потока воздуха и воздуха, вдуваемого в нишу, составляла 533 К. Изменение параметра g осуществлялось за счет изменения вдува воздуха в нишу.

В работе [1] представлены результаты по полноте сгорания топлива в зависимости от параметра нагрузки g , рассчитанного по тангенциальной скорости, измеренной вблизи задней стенки ниши при различных составах смеси. При изменении коэффициента избытка топлива $\phi = 0,8 \dots 1,2$ (величина ϕ обратно пропорциональна величине коэффициента избытка воздуха, $\alpha = 1/\phi$) изменение параметра g от 1500 до 4500 приводит к более полному сгоранию топлива ($\eta = 0,97 \dots 0,998$) вне зависимости от величины ϕ . Результаты исследования, приведенные в [1], позволяют сделать вывод об улучшении выгорания при увеличении параметра g . Аналогичные результаты были получены авторами работы [1] и на других аналогичных установках.

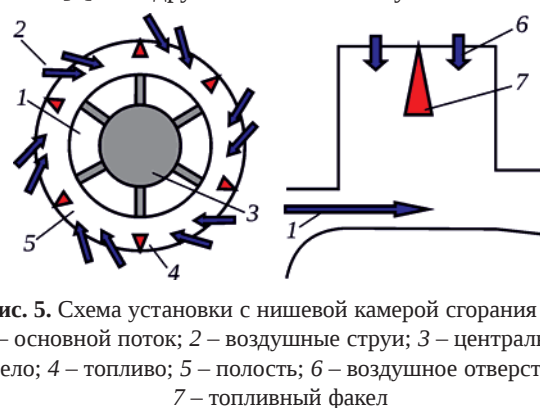


Рис. 5. Схема установки с нишевой камерой сгорания [1]: 1 – основной поток; 2 – воздушные струи; 3 – центральное тело; 4 – топливо; 5 – полость; 6 – воздушное отверстие; 7 – топливный факел

Расчетные исследования в работах [5; 6] показали, что увеличение турбулентной скорости горения в постановке Льюиса подтверждается теоретически, а использование тех же предпосылок (в рамках $k-\varepsilon$ -модели турбулентности) применительно к нише не дает такого эффекта. Причиной расхождения является то, что рассматриваемый объект (УСС – ниша) обладает существенными особенностями, влияющими на распространение пламени и на эффективность работы установки. Это, прежде всего, наличие тангенциальной и осевой скоростей потока, действующих перпендикулярно центробежным силам, которые препятствуют развитию эффекта «всплывания». Кроме того, наличие термического расширения продуктов реакции в нише и неполнота сгорания топлива приводят к догоранию топлива в основном потоке в следе за нишей, что также меняет схему процесса и влияет на суммарную эффективность горения и скорость распространения пламени при вращательном движении смеси.

Схема компактного двигателя (Rim Rotor R4E, рис. 6) была предложена в Шербрукском университете [7]. Его основным конструктивным элементом является единая катушка, содержащая ряд лопаток компрессора с торцевыми камерами сгорания и ряд лопаток турбины, которые вращаются как единое целое. Топливная струя водорода поступает на вход в двигатель. Для стабилизации горения струи водорода перед компрессорными лопатками устанавливается специальный V-образный стабилизатор с искровым воспламенением. За счет вращения катушки пламя «размазывается» по ее окружности. Устойчивость пламени в КС при наличии центробежных сил обеспечивается наличием стабилизаторов сложной формы (рис. 6,б), которые реализуют стабилизацию горения за счет торцевых поверхностей каждой лопатки. Для начала работы вал двигателя раскручивается турбостартером.

Упрощенный прототип двигателя (время работы 3...4 с), изготовленный из алюминия и соединенный с валом турбостартера, в испытании показал, что при тангенциальной скорости воздуха в двигателе 250...380 м/с обеспечивается устойчивое воспламенение водорода и рост тангенциальной скорости газа на выходе. Полнота сгорания топлива, оцененная по температуре газа, составляла 60...75% при центробежном ускорении $g = 7 \cdot 10^5$. При тангенциальной скорости воздуха в двигателе 280...330 м/с зафиксирована мощность установки 240...320 Вт. Таким образом, продемонстрирована положительная тяга установки такого типа.

Опыт ЦИАМ. Комплексные работы по разработке конструкции, экспериментальным и расчетным исследованиям интегрированной камеры сгорания (КСИ) с закруткой потока воздуха были проведены в ЦИАМ [8–10]. Для сокращения длины области горения разра-

ботаны диффузор, КС и сопловой аппарат турбины высокого давления (ТВД), что позволило сократить длину двигателя и получить высокие характеристики элементов при низкой токсичности выбросов вредных веществ.

При исследовании конструкции КС с закрученным потоком воздуха на входе (рис. 7) показано, что во избежание больших потерь полного давления в КС исходная остаточная закрутка воздуха за компрессором с гладким диффузором не должна превышать 30...40°. Предложена модификация фронтального устройства, состоявшая из двух основных элементов: множества радиальных пилонов для дополнительной закрутки потока воздуха, в торцы которых пневматическими

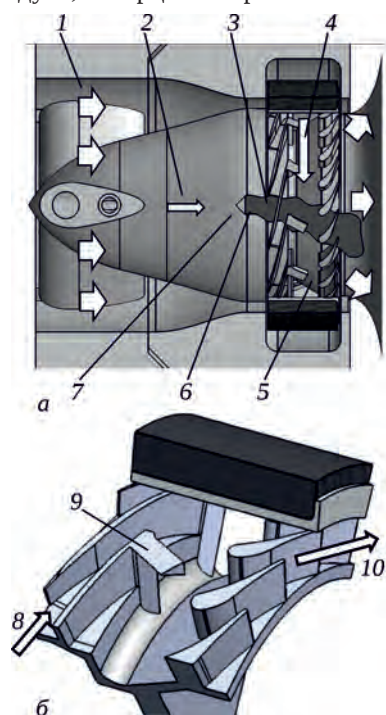


Рис. 6. Схема камеры сгорания (а) и системы стабилизации горения в Rim Rotor R4E (б) [7]:
1 – поток воздуха; 2 – вдув водорода; 3 – поджигающее пламя; 4 – направление вращения; 5 – камера сгорания; 6 – искровое зажигание; 7 – стабилизатор пламени; 8 – вход; 9 – стабилизатор горения; 10 – выход

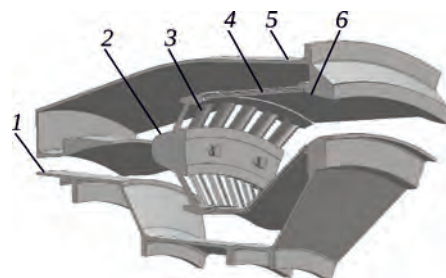


Рис. 7. 3D-схема КСИ:
1 – диффузор; 2 – кольцевой стабилизатор; 3 – радиальные пилоны; 4 – жаровая труба с системой охлаждения; 5 – корпус камеры; 6 – место установки лопаток соплового аппарата ТВД

форсунками подается топливо, и кольцевого пилон с пневматическими форсунками для запуска двигателя и режимов малого газа. Обечайки жаровой трубы имели систему охлаждения без воздушных отверстий.

Расчет течения в отсеке и в полноразмерной камере сгорания КСИ проведен по программе CFD-ACE+. Для жидкой фазы топлива рассчитаны траектории движения капель.

Расчеты показали, что КСИ с исходной закруткой потока во фронтальном устройстве до 60° позволяет получить высокие значения полноты сгорания топлива ($\eta > 0,99$) на малой длине (100...130 мм), приемлемые потери полного давления ($\delta_{КС} = 4...5\%$), температурную неравномерность на выходе камеры ($\theta_{ср} < 1,2$, $\theta_{max} < 1,29$) и низкую эмиссию NO_x ($EINO_x = 4...5$ г/кг топлива) на крейсерском режиме перспективного ГТД. При использовании в системе охлаждения перфорированной стенки с относительной площадью отверстий, составляющей 25% суммарной площади отверстий, расчетное значение температуры, особенно внешней стенки, остается высоким ($t_w \cong 1000^\circ C$). Для обеспечения работоспособности жаровой трубы необходимо применение жаростойких сплавов.

В результате комплексного анализа показано, что для сокращения длины двигателя необходимо объединить спрямляющий аппарат и диффузор в единый лопаточный узел. На рис. 8,а показана схема короткого лопаточного диффузора, сохраняющего закрутку потока перед камерой. Однако расчет показал, что закрутка потока на выходе из камеры осталась значительной, максимальный угол закрутки потока в неравномерном поле скоростей составил $45...50^\circ$. Угол закрутки потока снизился при теплоподводе в камере (рис. 8,б). Закрутка применяется для уменьшения угла поворота лопаток соплового аппарата ТВД или для уменьшения их количества. Наличие закрутки потока и неравномерных полей параметров потока газа за КСИ на входе в сопловой аппарат не приведет к дополнительным потерям в ТВД (рис. 8,в,г). Значительное уменьшение угла поворота потока в сопловом аппарате позволяет уменьшить его осевую ширину или количество лопаток (на 15...20%) без потерь в величине КПД ТВД.

Экспериментальное исследование работы фронтального устройства в упрощенной постановке на плоском отсеке (рис. 9) показало, что специально разработанные пневматические распыливающие устройства основного и вспомогательного топлива при параметрах $T_k > 500$ К, $p_k = 1,1 \cdot 10^5$ Па и скорости потока воздуха в зазорах пилонов до 100 м/с работали эффективно. Распыливающие устройства вспомогательного топлива обеспечивают надежный запуск от электрических свечей зажигания и широкий диапазон работы ($\alpha_{зап} \approx 2$, $\alpha_{срыв} \approx 70$). Распространение пламени основного топлива за пило-

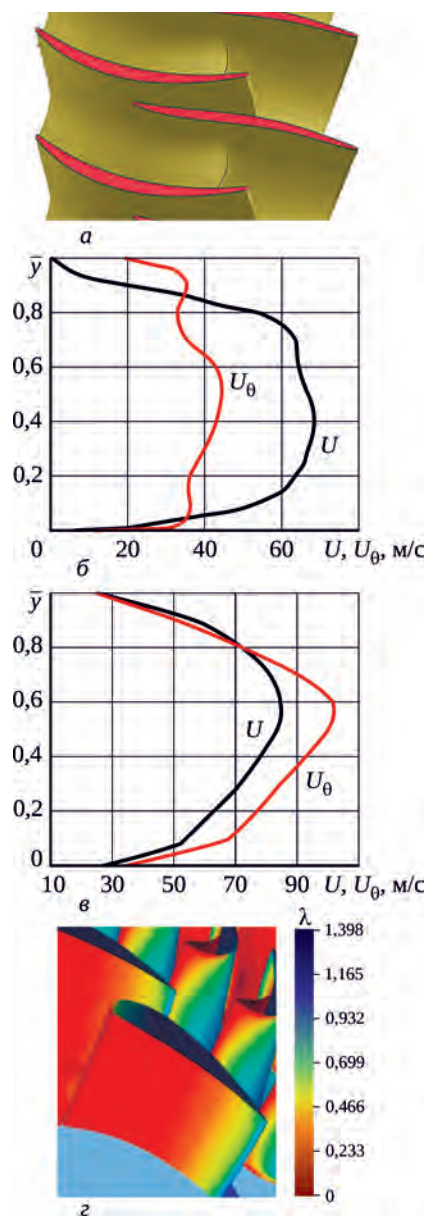


Рис. 8. Схема лопаточного диффузора (а), реализуемая осевая (U) и тангенциальная (U_θ) скорость на входе (б) и выходе (в) камеры сгорания и схема соплового аппарата турбины (г)

нами малого размера (~ 10 мм) было реализовано при малом расходе вспомогательного топлива (15...20%), подаваемого за центральный стабилизатор.

Короткая спиральная камера сгорания. В работах [11; 12] представлены данные по разработке SHC (short helical combustor). Вращательное движение газа в КС достигнуто за счет поворота осей модулей для подачи топлива относительно оси камеры. В отличие от схемы КСИ, где предполагается сокращение длины всех элементов узла (диффузора, камеры, сопловых лопаток), в схеме SHC изменение длины осуществляется только за счет камеры сгорания, хотя конфигурация диффузора и сопловых лопаток также изменена.

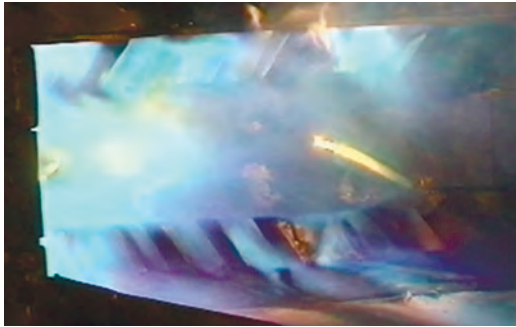


Рис. 9. Фотография горения за моделью фронтальной решетки КСИ

В работе [11] показано, что наилучшей конфигурацией горелок во фронтальном устройстве является их двухрядное расположение по высоте. Угол поворота осей горелок (модулей) к оси камеры составляет 45° . При выбранном угле поворота модулей на входе 45° угол поворота потока на выходе из камеры составляет 20° . По мнению авторов работы [12], применение закрутки потока позволяет уменьшить длину КС на 15...30% по сравнению с камерой без закрутки.

Заключение

Рассмотренные работы позволяют утверждать, что центробежные силы существенно изменяют процесс горения. Степень этого влияния зависит от конкретных газодинамических условий. Закрутка потока позволяет реализовать в ГТД новую объединенную систему: спрямляющий аппарат – диффузор – камера сгорания – направляющий аппарат турбины, что ведет к сокращению длины узлов, сохраняет их высокие характеристики и характеристики двигателя в целом.

Применение закрутки воздушного потока в схеме КСИ с модернизацией всех трех элементов уменьшает длину конструкции узла примерно на 20...25% по сравнению с конструкциями существующих двигателей. При этом для практической реализации идеи необходимо решить сложные проблемы теплового состояния и работы, конструктивной прочности и технологии изготовления конструкции кольцевой КС для условий, максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации.

Литература / References

1. Quaale R.J. Experimental Results for a High Swirl, Ultra Compact Combustor for Gas Turbine Engines: Thesis: presented ... in partial fulfillment of the requirements for the degree of master of science in aeronautical engineering. Ohio, 2003.
2. Fuel Injection Design Optimization for Ultra Compact Combustor / J. Zelina, G. Sturgess, A. Mansour, R. Hancock. 2003. (16th International Symposium on Air Breathing Engines; ISABE-2003-1089).
3. Lewis G.D. Centrifugal-Forced Effects on Combustion // Symposium (International) on Combustion. 1973. Vol. 14: Fourteenth Symposium (International) on Combustion. P. 413–419.
4. Lapsa A.P., Dahm W.J.A. Hyperacceleration Effects on Turbulent Combustion in Premixed Step-Stabilized Flames // Proceedings of the Combustion Institute. 2009. Vol. 32, iss. 2. P. 1731–1738.
5. Zelina J., Shouse D.T., Hancock R.D. Ultra-Compact Combustor for Advanced Gas Turbine Engines. 2004. 10 p. (ASME Turbo Expo 2004; GT2004-53155).
6. Katta V.R., Blunck D., Roquemore W.M. Effect of Centrifugal Forces on Flame Stability in an Ultra-Compact Combustor. 2013. (51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition; AIAA 2013-1046).
7. Rim-Rotor Rotary Ramjet Engine, Part 2: Quasi-one-Dimensional Aerothermodynamic Design / M. Picard, D. Rancourt, J.-S. Plante and M. Brouillette // Journal of Propulsion and Power. 2012. Vol. 28, nr 6. P. 1304–1314.
8. Кольцевая камера сгорания ГТД и способ ее работы: патент RU 2343356 C1 / Строкин В.Н., Шихман Ю.М., Шлякотин В.Е. и др.; патентообладатель ЦИАМ. № 2007118551/06; заявл. 21.05.2007; опубл. 10.01.2009. Kol'tsevaia kamera sgoraniia gazoturbinnogo dvigatel'ia i sposob ee raboty [The Annular Combustion Chamber of GTE and Method of its Operation]. Strokin V.N., Shikhman J.M., Stepanov V.A. et al. Patent RF, no. 2343356. 2007.
9. Strokin V.N., Shikhman Y.M., Ljashenko V.P. Low Emission, Compact Combustor with Air Flow Swirling at the Entrance. 2013. (21th International Symposium on Air Breathing Engines; ISABE-2013-1527).
10. Compact Combustor Integrated (CI) with Compressor and Turbine for Perspective Turbojet Engine / V.N. Strokin, S.A. Volkov, V.P. Ljashenko, V.I. Popov, A.N. Startzev, R.Z. Nigmatullin, T.V. Shilova, U.V. Belikov // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 891. Paper 012241.
11. Ariatabar B., Koch R., Bauer H. Short Helical Combustor: Concept Study of Innovative Gas Turbine Combustor. 2015. 13 p. (ASME Turbo Expo 2015; GT2015-42963).
12. Ariatabar B., Koch R., Bauer H. Short Helical Combustor: Flow Control in a Combustion System with Angular Air Supply // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2018. Vol. 140, nr 3. Art. 031507. GTP-2017-1355.

Материалы получены редакцией 21.11.2019