

Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 12. С. 535–542
Thermal processes in engineering, 2023, vol. 15, no. 12, pp. 535–542

Научная статья
УДК 621.45.022.7

Моделирование газодинамики в камере сгорания ГТД с учетом несимметричности профиля скорости за компрессором

К.Р. Носкова¹✉, А.И. Гурьянов¹, М.М. Гурьянова¹, В.И. Кошкин¹

¹Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева,
Рыбинск, Россия

✉crist.timofeewa2011@yandex.ru

Аннотация. Предложена новая методика численного моделирования камеры сгорания газотурбинного двигателя, учитывающая газодинамику течения за компрессором с несимметричным профилем скорости. Результаты расчетов показали, что при формировании несимметричной эпюры скорости за компрессором ($K > 1$ и $K < 1$), в камере сгорания снижается газодинамическая эффективность в проточной части и нарушается необходимая стабильность процессов. Вследствие искажения входной эпюры в область $K > 1$ и $K < 1$ потери полного давления увеличиваются в кольцевых каналах, во фронтовом устройстве в 1,5–1,6 раз от суммарных потерь в камере в отличие от случая симметричного профиля ($K = 1$). Коэффициент гидравлических потерь в камере увеличивается в 2,3 раза при $K = 0,64$, когда при $K = 1$ принимает наименьшее значение. Доказана эффективность введения в расчетную область на входе в камеру сгорания симметричного профиля, что позволяет минимизировать потери полного давления и гидравлические потери.

Ключевые слова: камера сгорания, несимметричный профиль скорости за компрессором, газодинамика, гидравлические потери

Финансирование. Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSSG-2023-0002).

Для цитирования. Носкова К.Р., Гурьянов А.И., Гурьянова М.М., Кошкин В.И. Моделирование газодинамики в камере сгорания ГТД с учетом несимметричности профиля скорости за компрессором // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 12. С. 535–542. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=178346>

Original article

Simulation of gas dynamics in the GTE combustion chamber taking into account the asymmetry of the velocity profile down the compressor

K.R. Noskova¹✉, A.I. Guryanov¹, M.M. Guryanova¹, V.I. Koshkin¹¹*Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russia*✉ *cris.timofeewa2011@yandex.ru*

Abstract. A new technique for numerical simulation of the combustion chamber of a gas turbine engine is proposed, taking into account the gas dynamics of the flow behind the compressor with an asymmetric velocity profile. The calculation results showed that when an asymmetric velocity diagram is formed behind the compressor ($K > 1$ or $K < 1$), the gas-dynamic efficiency in the flow path decreases in the combustion chamber and the necessary stability of the processes is violated. Due to the distortion of the input diagram in the region $K > 1$ and $K < 1$, the total pressure losses increase in the annular channels, the front device by 1,5–1,6 times the total losses in the chamber, in contrast to the case of a symmetrical profile ($K = 1$). The coefficient of hydraulic losses in the chamber increases by 2,3 times at $K = 0,64$, when at $K = 1$ it takes the smallest value. The efficiency of introducing a symmetrical profile into the computational region at the inlet to the combustion chamber is proved, which allows minimizing total pressure losses and hydraulic losses.

Keywords: combustion chamber, asymmetric velocity profile behind the compressor, gas dynamics, hydraulic losses

Funding. The research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (theme No. FSSG-2023-0002).

For citation. Noskova K.R., Guryanov A.I., Guryanova M.M., Koshkin V.I. Simulation of gas dynamics in the GTE combustion chamber taking into account the asymmetry of the velocity profile down the compressor. *Thermal processes in engineering*, 2023, vol. 15, no. 12, pp. 535–542. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=178346>

Введение

Совершенствование газотурбинных двигателей (ГТД) авиационного и энергетического назначения связано с улучшением удельных показателей, повышением рабочих характеристик, созданием оптимальной проточной части, обеспечивающей минимум потерь давления и высокую газодинамическую эффективность. Особенно это актуально для современных низкоэмиссионных камер сгорания, которые являются одним из основных элементов двигателя.

На рабочий процесс в камерах сгорания влияет множество факторов: режимные, конструктивные параметры [1–6], входная неравномерность распределения скорости [7–11], способы организации процесса горения [12–18] и др.

Несимметричность эпюры скорости снижает эффективность охлаждения жаровой трубы (ЖТ), равномерность распределения воздуха во фронто-

вом устройстве и качество перемешивания топливовоздушной смеси [19, 20].

В исследованиях [7, 8, 11, 21] представлены закономерности влияния входной несимметричности скорости рабочего тела в отрывном диффузоре кольцевой камеры сгорания ГТД на структуру течения в нем, позволяющие прогнозировать интегральную величину гидравлического сопротивления.

На рис. 1, *a* показаны симметричный турбулентный профиль скорости и распределение поля скорости в диффузоре (рис. 1, *б*), обеспечивающее симметричное распределение давления по поверхности жаровой трубы и максимум статического давления в лобовой точке обтекателя (рис. 1, *в*).

Такой подход является характерным условием получения аэродинамического профиля конструкции, применяемым на этапе конструкторского проектирования. Реальный профиль скорости на выходе из компрессора может искажаться из-за

нестационарности процессов, связанных с взаимодействием ступени компрессора и спрямляющего аппарата, а также остаточной закрутки потока.

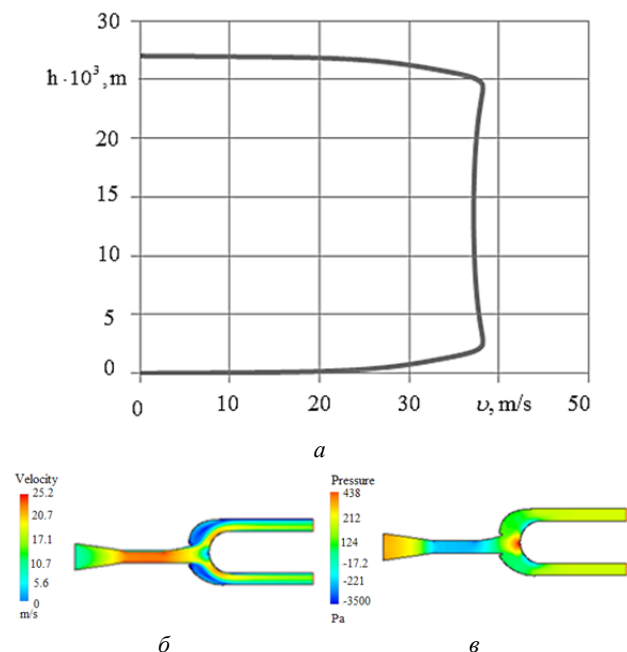


Рис. 1. Распределение параметров в диффузоре при $K = 1$: *a* – входной профиль скорости; *б* – поле скорости; *в* – поле статического давления [21]

Результаты исследований по влиянию входной несимметричности профиля скорости показали, что при $K = 1$ коэффициент гидравлических потерь принимает наименьшие значения (рис. 2).

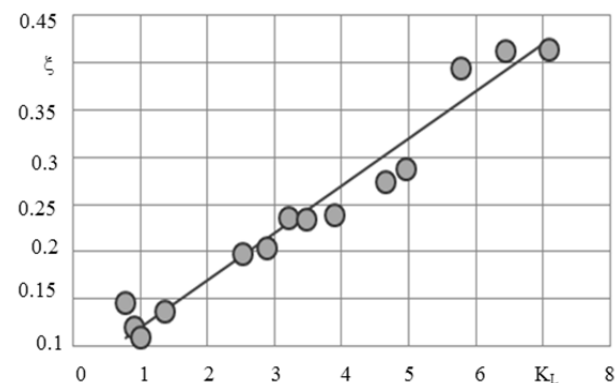


Рис. 2. Зависимость коэффициента гидравлических потерь от коэффициента несимметричности профиля скорости при $6,5 \leq K_L \leq 7,08$ [21]

Поэтому существуют необходимость в разработке методики исследований газодинамики в камере сгорания с учетом влияния выходных параметров за компрессором.

Описание алгоритма численных расчетов

Задача получения необходимого поля скорости на входе в КС, с точки зрения несимметричности профиля скорости, является обратной задачей газодинамики. Для организации входной несимметричности спроектированы генераторы, показанные на рис. 3, профиль скорости на выходе из которых оценивается коэффициентом несимметричности (1).

$$K = \frac{W_1}{W_2}, \quad (1)$$

где W_1, W_2 – среднерасходная скорость потока в верхнем и нижнем полуканалах соответственно.

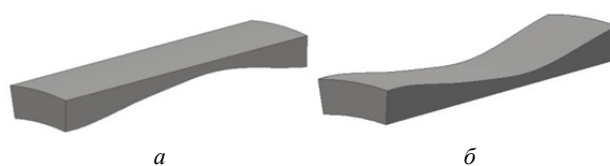


Рис. 3. Генераторы несимметричности профиля скорости: *a* – $K = 1,63$; *б* – $K = 0,61$

Расчеты проводились на модели проточной части 15° сектора камеры сгорания (рис. 4), дискретизация выполнена с помощью неструктурированной тетрагональной сетки (рис. 5). Количество элементов составляет 3 млн.

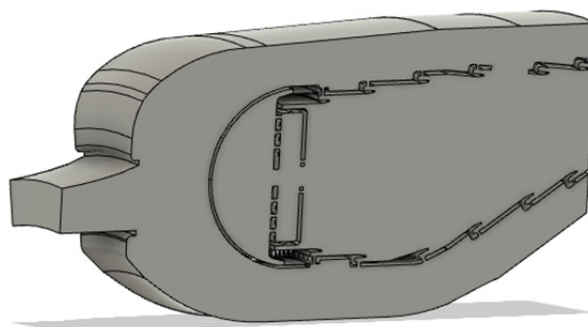


Рис. 4. 3D-модель проточной части КС

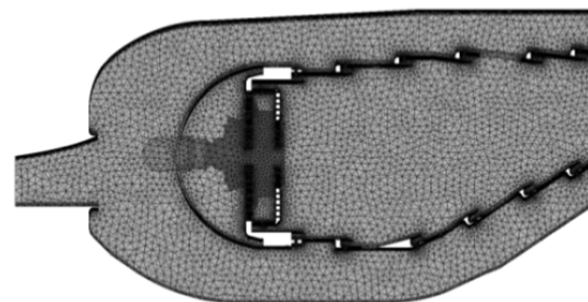


Рис. 5. Неструктурированная тетрагональная сетка проточной части

Течение описывалось осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье – Стокса (уравнения RANS), замыкались k,ε -моделью турбулентности. Рабочее тело – модель идеального газа. Расчеты выполнены в стационарной и нестационарной трехмерных постановках. Граничные условия задавались в виде периодичности и адиабатности течения вблизи стенок, перепад давления соответствует величине 3 кПа, температура 293 К. Расчеты проводились до достижения среднеквадратичных отклонений всех величин менее 10^{-5} . Суммарная невязка баланса не превышала $\pm 0,5\%$.

Результаты численного моделирования

В результате численного моделирования генераторов на выходе из них были получены эпюры скорости, которые при $K > 1$ смещены в верхнюю область, а при $K < 1$ – в нижнюю, при $K = 1$ – симметричный профиль (рис. 6). Оценка несимметричности течения выполнена с помощью коэффициента K (1).

Полученные профили скорости на выходе из генераторов далее заданы на входе в камеру сгорания в виде граничных условий.

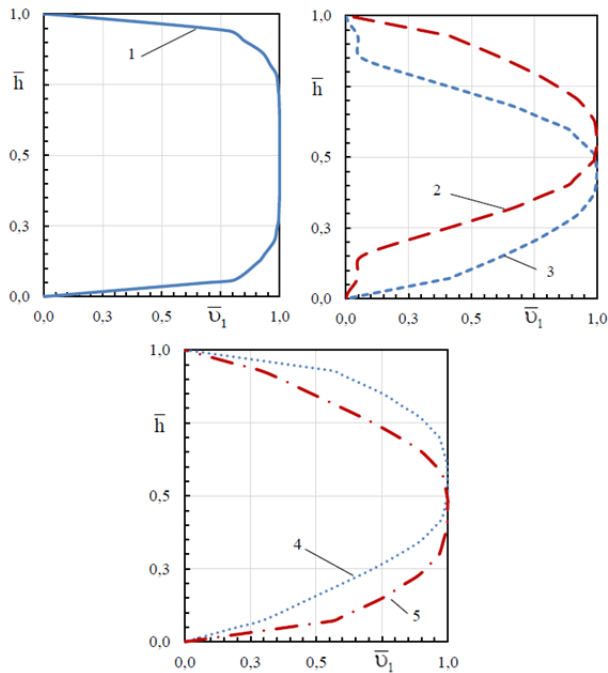


Рис. 6. Эпюры скорости на выходе из компрессора: 1 – $K = 1$; 2 – $K = 1,63$; 3 – $K = 0,61$; 4 – $K = 1,29$; 5 – $K = 0,78$

Основное влияние на течение оказывают два вихря, формирующиеся при внезапном расширении потока. Размер рециркуляционных зон возрастает с увеличением степени внезапного расширения.

При симметричной эпюре скорости наружный и внутренний кольцевые каналы равномерно заполняются массами воздуха, также воздух равномерно затекает во фронтное устройство. В области внезапного расширения отчетливо образуются зоны обратных токов (рис. 7, а).

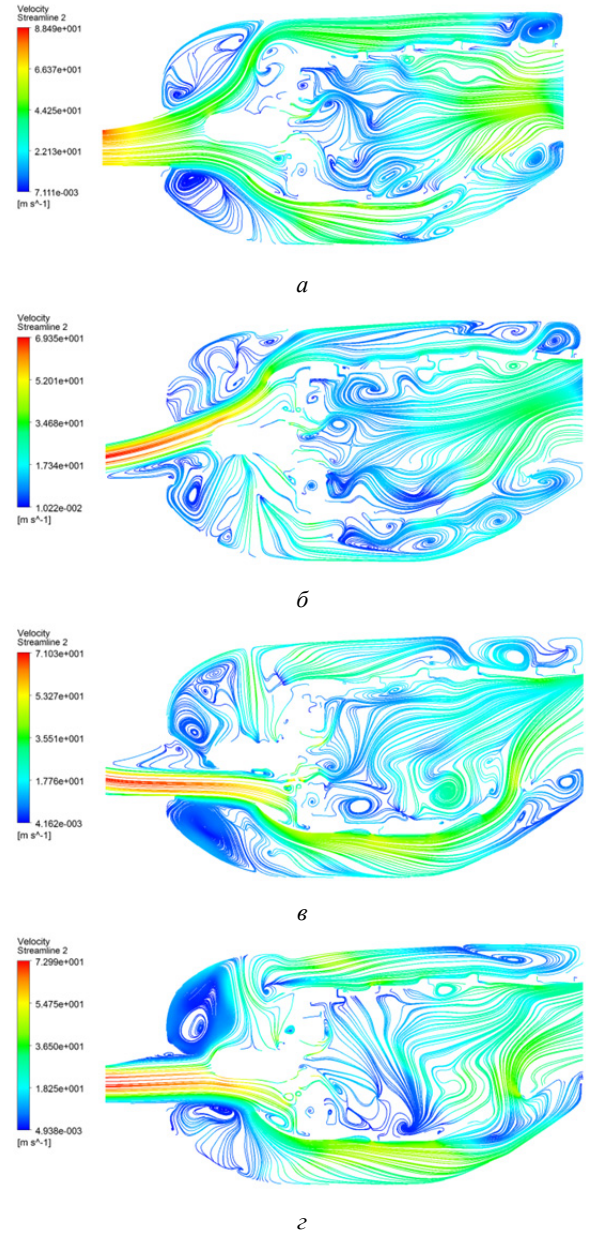


Рис. 7. Распределение линий тока в продольном сечении с детализацией эпюр скорости в КС: а – $K = 1$; б – $K = 1,63$; в – $K = 0,61$; г – $K = 1,29$

При искажении эпюры скорости на выходе из генератора несимметричности, например при $K < 1$, преимущественно расход воздуха направлен в нижний кольцевой канал. Интенсивность отрывной зоны в области внезапного расширения в этом

случае существенно возрастает, наблюдается нелобовое столкновение максимального импульса струи с обтекателем, явный максимум в нижнем кольцевом канале и недостаток расхода охлаждающего воздуха в верхнем. Это приводит к существенно неравномерной подаче воздуха в зону смешения через крупные охлаждающие отверстия. Вблизи нижней стенки возникает интенсивная вихревая зона. На выходе из КС наблюдается неравномерный профиль скорости со смещением линий тока (рис. 7, в) и максимумом расхода в верхней стенке жаровой трубы, что отрицательно скажется на работе турбины, так как равномерность расхода воздуха по высоте выходного сечения камеры для нее имеет существенное значение.

По результатам расчетов, представленных на рис. 8 и 9, видно, что в целом в камере сгорания и во фронтальном устройстве минимальное значение коэффициента гидравлических потерь приходится на случай с симметричным профилем скорости на входе, то есть при $K = 1$.

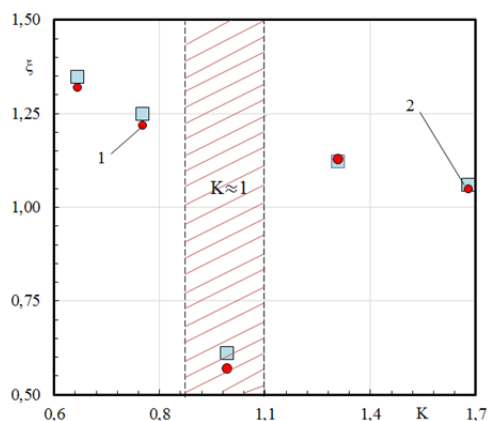


Рис. 8. Зависимость коэффициента гидравлических потерь от коэффициента несимметричности профиля скорости в КС: 1 – стационарный расчет, 2 – нестационарный расчет

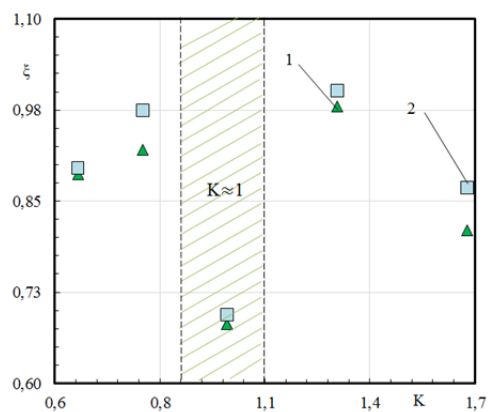


Рис. 9. Зависимость коэффициента гидравлических потерь от коэффициента несимметричности профиля скорости во фронтальном устройстве: 1 – стационарный расчет, 2 – нестационарный расчет

В КС величина минимальных потерь составляет $\xi_{КС}^{min} = 0,61$. При увеличении коэффициента K коэффициент гидравлических потерь (2) возрастает во фронтальном устройстве и в камере в целом. Максимальное значение коэффициента гидравлических потерь в КС $\xi_{КС}^{max} = 1,33$ в области $K < 1$ (при $K = 0,61$), что на 55% превышает минимум при симметричной картине течения. Это свидетельствует об ухудшении газодинамической эффективности камеры при искажении входной эпюры скорости.

$$\xi = \frac{2(p_{ex}^2 - p_{вых}^2)}{\rho W^2}, \quad (2)$$

где $p_{ex}^2, p_{вых}^2$ – полное давление на входе и выходе в КС соответственно; ρ – плотность; W – среднерасходная скорость.

На рис. 10 приведена зависимость полного давления от относительной длины КС, которая оценивается:

$$\bar{L}_{КС} = l_i / l_{КС}, \quad (3)$$

где l_i – длина в i -м сечении КС, $l_{КС}$ – длина камеры сгорания.

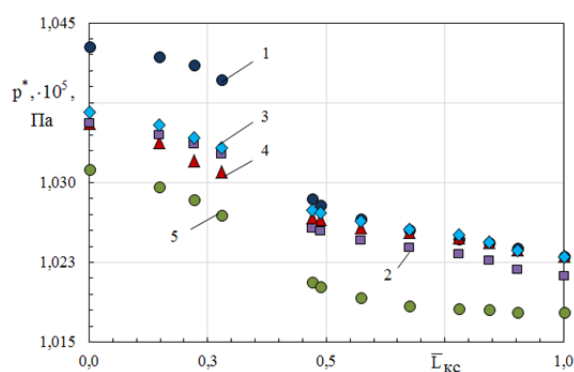


Рис. 10. Зависимость полного давления по длине КС: 1 – $K = 1$; 2 – $K = 1,29$; 3 – $K = 0,78$; 4 – $K = 0,61$; 5 – $K = 1,63$

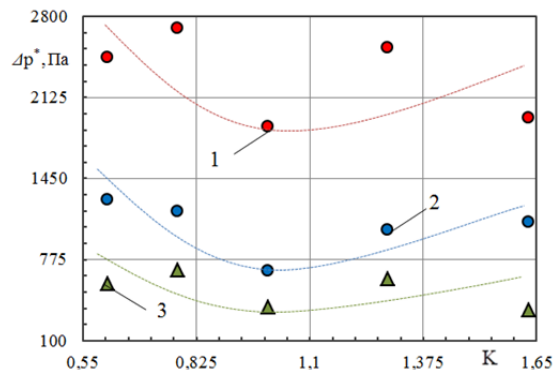


Рис. 11. Зависимость изменения полного давления от коэффициента гидравлических потерь: 1 – КС; 2 – кольцевые каналы; 3 – фронтальное устройство

В результате гидравлических потерь в проточной части КС величина полного давления неизменно падает, что обусловлено превращением механической энергии потока в тепло вследствие турбулизации течения и его необратимости, а также наличия местных источников гидравлического сопротивления (рис. 10). Видно, что в случае симметричной эпюры скорости величина сохранения полного давления максимальна. При внесении искажений на входе в виде несимметричности, газодинамика значительно изменяется. Это сопровождается увеличением потерь полного давления в камере в целом и в основных элементах и снижением его величины (рис. 11) относительно симметричного случая. При значении $K = 1,63$ на выходе из КС имеет место минимальная величина полного давления 1953 Па, в то время как при симметричной эпюре эта величина составляет 1881 Па.

Приведенные в табл. 1 результаты показывают, что в случае симметричного профиля скорости потери полного давления в кольцевых каналах (диффузоре) составляют 34% от суммарных потерь в камере и 66% приходится на потери через ЖТ, причем 29% из потерь давления в жаровой трубе – это потери через фронтное устройство. Остальные 71% потерь давления в ЖТ приходится на потери через пояса охлаждающих отверстий и диссипацию в результате взаимодействия потоков в зоне смешения КС. В случае $K < 1$ ($K = 0,61$), потери в кольцевых каналах увеличиваются до 52% от суммарных потерь в камере, а потери через жаровую трубу, соответственно, снижаются до 48%, что связано с увеличением интенсивности вихреобразований около стенок ЖТ обоих кольцевых каналов в результате влияния сформировавшегося на входе в преддиффузор несимметричного профиля скорости. Потери через фронтное устройство в этом случае составляют 48% от потерь в ЖТ, то есть оставшаяся доля потерь в жаровой трубе (52%) связана со смешением потока и течением

через пояса охлаждающих отверстий. Таким образом, потери во фронтном устройстве составляют 23% от суммарных потерь в КС, что также больше, чем при $K = 1$ (19%).

Анализ области $K > 1$ при максимальном значении коэффициента гидравлических потерь имеет подобный характер изменения потерь в элементах КС: Δp^* в КК составляют 55% от потерь давления в КС и 45% приходится на потери в жаровой трубе. Причем 41% Δp^* в ЖТ – это потери через фронтное устройство или 18% от потерь во всей камере. Следовательно, потери полного давления в жаровой трубе через пояса охлаждающих отверстий и в зоне смешения составляют 59%.

Заключение

Результаты исследований по влиянию несимметричности профиля скорости на выходе из компрессора показали, что при искажении эпюры в область $K > 1$ и $K < 1$ ухудшается газодинамическая эффективность камеры сгорания и всех основных ее элементов. Наблюдается смещение потока в наружный или внутренний кольцевые каналы, что приводит к уменьшению эффективности охлаждения жаровой трубы, равномерности распределения воздуха во фронтном устройстве, снижается качество перемешивания топливовоздушной смеси, на выходе из ЖТ формируется неравномерное распределение линий тока, а это может отрицательно сказаться на работе турбины.

Наименьший коэффициент гидравлических потерь имеет место при симметричной картине течения, то есть при входном профиле скорости с $K = 1$. Вследствие искажения входной эпюры в область $K > 1$ и $K < 1$ потери полного давления увеличиваются в кольцевых каналах, фронтном устройстве в 1,5–1,6 раз от суммарных потерь в КС в отличие от случая $K = 1$. Также возрастают потери давления во фронтном устройстве в 1,4–1,65 раз от общих потерь в жаровой трубе.

Таблица 1. Значения потерь полного давления для КС и основных ее элементов

K	$\Delta p_{КС}^*$, Па	$\Delta p_{ЖТ}^*$, Па	$\Delta p_{ФУ}^*$, Па	$\Delta p_{КК}^*$, Па	$\left(\frac{\Delta p_{ФУ}^*}{\Delta p_{ЖТ}^*}\right) \times 100, \%$	$\left(\frac{\Delta p_{ФУ}^*}{\Delta p_{КС}^*}\right) \times 100, \%$	$\left(\frac{\Delta p_{КК}^*}{\Delta p_{КС}^*}\right) \times 100, \%$	$\left(\frac{\Delta p_{ЖТ}^*}{\Delta p_{КС}^*}\right) \times 100, \%$
1	1881	1315	375	682	29	19	34	66
0,61	2458	1187	570	1271	48	23	52	48
0,78	2697	1522	683	1175	45	25	44	56
1,29	2535	1513	616	1022	41	24	41	59
1,63	1953	871	357	1082	41	18	55	45

Разработанная методика, учитывающая влияние несимметричности течения за компрессором на газодинамику камеры сгорания ГТД, имеет важное значение при проектировании КС. Сохранение величины несимметричности в диапазоне значения K , близкого к 1, позволяет обеспечить максимально полную величину давления на выходе из КС и, соответственно, минимизировать гидравлические потери.

Список источников

1. Esclapez L., Ma P.C., Mayhew E., Xu R., Stouffer S., Lee T., Wang H., Ihme M. Fuel effects on lean blow-out in a realistic gas turbine combustor // *Combustion and Flame*. 2017. No. 181. P. 82–99.
2. Kahraman N., Tangöz S., Akansu S.O. Numerical analysis of a gas turbine combustor fueled by hydrogen in comparison with jet-A fuel // *Fuel*. 2018. No. 181. P. 66–77.
3. Amani E., Akbari M.R., Shahpouri S. Multi-objective CFD optimizations of water spray injection in gas-turbine combustors // *Fuel*. 2018. No. 227. P. 267–278.
4. Zhang R.C., Hao F., Fan W.J. Combustion and stability characteristics of ultra-compact combustor using cavity for gas turbines // *Applied Energy*. 2018. No. 225. P. 940–954.
5. Perpignan A.A.V., A.G. Rao, Roekaerts D.J.E.M. Flameless combustion and its potential towards gas turbines // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2018. No. 69. P. 28–62.
6. Zhao D., Gutmark E., Ph. de Goey. A review of cavity-based trapped vortex, ultra-compact, high-g, inter-turbine combustors // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2018. No. 66. P. 42–82.
7. Гурьянова М.М., Пиралишвили Ш.А. Влияние входной несимметричности профиля скорости и начальной интенсивности турбулентности на гидравлику отрывного диффузора камеры сгорания ГТД // *Авиационная техника*. 2016. № 2. С. 38–45.
8. Gur'yanova M.M., Piralishvili Sh.A. Joint effect of input asymmetrical velocity profile and initial turbulence intensity on hydraulics of a separated diffuser of GTE combustion chamber // *Russian Aeronautics*. 2016. Vol. 59. No. 2. P. 197–205.
9. Костюк В.Е., Кирилаш Е.И., Кравченко Т.В. Влияние входной неравномерности потока на гидравлическое сопротивление отрывного диффузора камеры сгорания авиационного ГТД // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2008. № 7 (54). С. 99–104.
10. Гурьянова М.М. Разработка модели расчета отрывного диффузора камеры сгорания ГТД с целью снижения гидравлических потерь: дисс. ... канд. техн. наук. Рыбинск: Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева, 2013. 135 с.
11. Гурьянова М.М., Пиралишвили Ш.А., Веретенников С.В. Аэродинамика камеры сгорания с отрывным диффузором // *Авиакосмическое приборостроение*. 2009. № 11. С. 1–7.
12. Syed A., Nemitallah M.A., Habib M.A., Mansir S.I.B. Experimental investigation of the stability of a turbulent diffusion flame in a gas turbine combustor // *Energy*. 2018. No. 157. P. 904–913.
13. Xu L., Huang Yu., Ruan C. Study of the Dump Diffuser Optimization for Gas Turbine Combustors // *Procedia Engineering*. 2015. No. 99. P. 828–834.
14. Asgari B., Amani E. A multi-objective CFD optimization of liquid fuel spray injection in dry-low-emission gas-turbine combustors // *Applied Energy*. 2017. No. 203. P. 696–710.
15. Ayed A.H., Kusterer K., Funke H.H.-W., Keinz J., Striegan C., Bohn D. Improvement study for the dry-low- NO_x hydrogen micromix combustion technology // *Propulsion and Power Research*. 2015. No. 4 (3). P. 132–140.
16. Chen J., Wang Yu., Liu H., Weng Yi. Experimental study of flow characteristics of enhanced biogas lean-premixed nozzle of micro gas turbine by PIV // *Applied Thermal Engineering*. 2017. No. 121. P. 90–102.
17. Yongbin J., Bing G., Zhongran Ch., Shusheng Z. Overall cooling effectiveness of effusion cooled annular combustor liner at reacting flow conditions // *Applied Thermal Engineering*. 2018. No. 130. P. 877–888.
18. Han D.-S., Kim G.-B., Jeon Ch.-H. Experimental study of NO_x correlation for fuel staged combustion using lab-scale gas turbine combustor at high pressure // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014. No. 58. P. 62–69.
19. Сербин С.И., Вилкул С.В., Вилкул В.В. Исследования влияния параметров радиального завихрителя на температурное поле и структуру потока в камере сгорания ГТД // *Вестник двигателестроения*. 2010. № 2. С. 155–159.
20. Кирчу Ф.И., Пейман М., Богданов И.Ю. Численное моделирование отрывных течений и управления пограничным слоем в диффузорных каналах // *Вісник НТУУ «КПІ»*. 2015. № 2 (74). С. 106–114.
21. Guryanova M.M., Timofeeva K.R., Guryanov A.I. Investigation of the Effect of the Output Parameters of the Flow behind the Compressor on the Gas Dynamics of the Separation Diffuser of the Combustion Chamber // *AIP Publishing. Heat and Mass Transfer and Hydrodynamics in Swirling Flows, HMTHSF 2019: Proceedings of the 7th International Conference*. 2020. No. 2211. P. 1–5.

References

1. Esclapez L., Ma P.C., Mayhew E., Xu R., Stouffer S., Lee T., Wang H., Ihme M. Fuel effects on lean blow-out in a realistic gas turbine combustor. *Combustion and Flame*, 2017, no. 181, pp. 82–99.

2. **Kahraman N., Tangöz S., Akansu S.O.** Numerical analysis of a gas turbine combustor fueled by hydrogen in comparison with jet-A fuel. *Fuel*, 2018, no. 181, pp. 66–77.
3. **Amani E., Akbari M.R., Shahpouri S.** Multi-objective CFD optimizations of water spray injection in gas-turbine combustors. *Fuel*, 2018, no. 227, pp. 267–278.
4. **Zhang R.C., Hao F., Fan W.J.** Combustion and stability characteristics of ultra-compact combustor using cavity for gas turbines. *Applied Energy*, 2018, no. 225, pp. 940–954.
5. **Perpignan A. A.V., A.G. Rao, Roekaerts D.J.E.M.** Flameless combustion and its potential towards gas turbines. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2018, no. 69, pp. 28–62.
6. **Zhao D., Gutmark E., Ph. de Goey.** A review of cavity-based trapped vortex, ultra-compact, high-g, inter-turbine combustors. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2018, no. 66, pp. 42–82.
7. **Guryanova M. M., Piralishvili Sh.A.** Influence of input asymmetry of the velocity profile and initial intensity of turbulence on the hydraulics of the separation diffuser of the gas turbine engine combustion chamber. *Russian Aeronautics*, 2016, no. 2, pp. 38–45.
8. **Gur'yanova M.M., Piralishvili Sh.A.** Joint effect of input asymmetrical velocity profile and initial turbulence intensity on hydraulics of a separated diffuser of GTE combustion chamber. *Russian Aeronautics*, 2016, vol. 59, no. 2, pp. 197–205.
9. **Kostyuk V.E., Kirilash E.I., Kravchenko T.V.** Vliyanie vhodnoj neravnomernosti potoka na gidravlichesкое сопротивление отрывного диффузора камеры сгорания авиационного GTD. *Aviacionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2008, no. 7 (54), pp. 99–104.
10. **Guryanova M.M.** Razrabotka modeli rascheta otryvnogo difuzora kamery sgoraniya GTD s tsel'yu snizheniya gidravlicheskih poter' [Development of a model for calculating the separation diffuser of the gas turbine engine combustion chamber in order to reduce hydraulic losses]. Ph.D. thesis. Rybinsk: Rybinskij gosudarstvennyj aviacionnyj tekhnicheskij universitet imeni P.A. Solov'eva, 2013, 135 p.
11. **Guryanova M.M., Piralishvili Sh.A., Veretennikov S.V.** Aerodynamic of combustion chamber with separation diffuser. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2009, no. 11, pp. 1–7.
12. **Syed A., Nemitallah M.A., Habib M.A., Mansir S.I.B.** Experimental investigation of the stability of a turbulent diffusion flame in a gas turbine combustor. *Energy*, 2018, no. 157, pp. 904–913.
13. **Xu L., Huang Yu., Ruan C.** Study of the Dump Diffuser Optimization for Gas Turbine Combustors. *Procedia Engineering*, 2015, no. 99, pp. 828–834.
14. **Asgari B., Amani E.A.** A multi-objective CFD optimization of liquid fuel spray injection in dry-low-emission gas-turbine combustors. *Applied Energy*, 2017, no. 203, pp. 696–710.
15. **Ayed A.H., Kusterer K., Funke H.H.-W., Keinz J., Striegan C., Bohn D.** Improvement study for the dry-low-NO_x hydrogen micromix combustion technology. *Propulsion and Power Research*, 2015, no. 4 (3), pp. 132–140.
16. **Chen J., Wang Yu., Liu H., Weng Yi.** Experimental study of flow characteristics of enhanced biogas lean-premixed nozzle of micro gas turbine by PIV. *Applied Thermal Engineering*, 2017, no. 121, pp. 90–102.
17. **Yongbin J., Bing G., Zhongran Ch., Shusheng Z.** Overall cooling effectiveness of effusion cooled annular combustor liner at reacting flow conditions. *Applied Thermal Engineering*, 2018, no. 130, pp. 877–888.
18. **Han D.-S., Kim G.-B., Jeon Ch.-H.** Experimental study of NO_x correlation for fuel staged combustion using lab-scale gas turbine combustor at high pressure. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, no. 58, pp. 62–69.
19. **Serbin S.I., Vilkul S.V., Vilkul V.V.** Issledovanie vliyaniya parametrov radial'nogo zavikhritelya na temperaturnoe pole i strukturu potoka v kamere sgoraniya GTD [Investigation of the influence of radial swirler parameters on the temperature field and flow structure in the gas turbine engine combustion chamber]. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2010, no. 2, pp. 155–159.
20. **Kirchu F.I., Peiman M., Bogdanov I.Yu.** Numerical modeling of separated flows and boundary layer control in diffuser channels. *Bulletin of National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute»*, 2015, no. 2 (74), pp. 106–114.
21. **Guryanova M.M., Timofeeva K.R., Guryanov A.I.** Investigation of the Effect of the Output Parameters of the Flow behind the Compressor on the Gas Dynamics of the Separation Diffuser of the Combustion Chamber. *AIP Publishing. Heat and Mass Transfer and Hydrodynamics in Swirling Flows, HMTHSF 2019: Proceedings of the 7th International Conference*, 2020, no. 2211, pp. 1–5.

Статья поступила в редакцию 17.10.2023; одобрена после рецензирования 20.11.2023; принята к публикации 15.12.2023.

The article was submitted on 17.10.2023; approved after reviewing on 20.11.2023; accepted for publication on 15.12.2023.