

УДК 621.452:544.3

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ ТУРБИНЫ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ

М. А. МУРАЕВА¹, В. Ф. ХАРИТОНОВ², И. М. ГОРЮНОВ³

¹marija_muraeva@rambler.ru, ²vkhariton@yandex.ru, ³gorjunov@mail.ru,

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 7 декабря 2014 г.

Аннотация. Изотермическое расширение в турбине является одним из способов совершенствования рабочего процесса газотурбинного двигателя. Реализовать изотермическое расширение можно путем организации горения топлива в межлопаточном канале турбины. Приводятся результаты численного моделирования процесса горения в межлопаточном канале турбины с целью оценки эффективности различных схем подвода топлива.

Ключевые слова: изотермическое расширение; численное моделирование; турбина.

ВВЕДЕНИЕ

Изотермическое расширение в турбине является одним из способов совершенствования газотурбинных двигателей (ГТД). Увеличением эффективности рабочего процесса, за счет применения изотермического расширения в турбине, можно добиться увеличения тяги ГТД, уменьшения температуры газа перед турбиной, уменьшения степени понижения давления в турбине.

Для обеспечения изотермического расширения в турбине к рабочему телу необходимо подводить тепло. В результате происходит компенсация уменьшения температуры, происходящего из-за совершения работы.

В настоящей работе приводятся результаты численного моделирования процесса горения в межлопаточном канале турбины для оценки эффективности различных схем подвода топлива.

РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ

Численное моделирование горения топлива в канале турбины проводилось в программном комплексе ANSYS CFX. В качестве исследуемой выбрана геометрическая модель турбины высокого давления авиационного ГТД.

Моделировался подвод газообразного топлива (метана) через отверстия различного диаметра в выходных кромках соплового аппарата (СА) и входных кромках рабочего колеса (РК) под различными углами к основному потоку (рис. 1).

Длина канала подвода топлива выбиралась из расчета 4–6 диаметров отверстия для обеспечения максимального коэффициента расхода.



Рис. 1. Схема подвода топлива в межлопаточный канал турбины

Свойства газового потока (реагирующей смеси), граничные и начальные условия задавались в соответствии с рекомендациями в [1, 2]. Задавалась реакция WD2, моделирующая полное сгорание топлива в две стадии, модель турбулентности Shear Stress Transport, модель горения Eddy Dissipation (EDM), модель излучения P1. Граничные условия приведены в табл. 1, частота вращения ротора турбины составляет 13050 об/мин. Значения параметров, задаваемых в качестве граничных, определялись по результатам термодинамического расчета турбины с изотермическим расширением.

Таблица 1

Граничные условия

Вход газа (Inlet)	
Полное давление (Total Pressure)	4019 кПа
Температура заторможенного потока (Total Temperature)	1750 К
Массовая доля кислорода	0,14
Массовая доля диоксида углерода	0,07
Массовая доля воды	0,03
Вход топлива (Fuel Inlet)	
Массовый расход (Mass Flow)	0,924 кг/с
Температура заторможенного потока (Total Temperature)	30° С
Массовая доля метана	1
Выход (Outlet)	
Статическое давление (Static Pressure)	1280 кПа

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

С целью изучения процесса подвода топлива в межлопаточный канал турбины проведен ряд предварительных расчетов.

Исследован характер течения и перемешивания газообразного топлива с рабочим телом турбины путем подвода различных расходов топлива через выходную кромку соплового аппарата без инициализации процесса горения. Такой анализ необходим, поскольку модель горения EDM моделирует процесс горения предварительно перемешанной смеси (кинетический механизм горения). Проведенный анализ показал, что перемешивание метана с рабочим телом турбины происходит на удовлетворительном расстоянии (15 мм при расходе топлива 0,924 кг/с, что составляет 35 % от расхода топлива в основной камере сгорания).

Проанализирован характер изменения температуры на выходе из турбины с увеличением расхода топлива в турбине при неизменном перепаде давления в турбине. Увеличение расхода топлива приводит к возрастанию температуры на выходе из турбины, характер возрастания близок к линейному. Однако для более точного выявления зависимости необходимо большее число вариантных расчетов.

Исследовано влияние частоты вращения ротора турбины на температуру газа на выходе при неизменном расходе топлива в турбине (40 % от расхода топлива через основную камеру сгорания). При увеличении частоты вращения температура газа линейно падает. При частоте 16873 об/мин температура достигает уровня температуры на входе в турбину: 1750 К. Можно предположить, что подвод топлива в турбине будет приводить к увеличению частоты вращения и мощности турбины. Поэтому подвод топлива в канал турбины может быть ис-

пользован для достижения необходимой для данной нагрузки мощности турбины.

Кроме того, смоделирован процесс горения топлива в турбине с неподвижным рабочим колесом. При этом расход топлива соответствовал расходу, необходимому для организации изотермического расширения в турбине с вращающимся рабочим колесом. Данный расчет показывает, что изменение энтальпии потока в данном случае практически совпадает с работой турбины.

ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ПОДВОДА ТОПЛИВА

С целью исследования путей повышения эффективности процесса горения в межлопаточном канале турбины был проведен расчет ряда моделей с различными схемами подвода топлива (табл. 2).

Таблица 2

Параметры проведенных расчетов

№ расчета	Место подвода топлива	Диаметр отверстия, мм	Угол подвода топлива относительно направления выхода потока из лопаточного венца	Число отверстий, приходящихся на одну лопатку	Расход топлива через одно отверстие, кг/с
1	СА	0,8	0°	20	0,00136
2	СА	0,8	45°	20	0,00136
3	СА	1,0	0°	13	0,00209
4	СА	1,0	45°	13	0,00209
5	СА	1,0	-45°	13	0,00209
6	СА	1,2	0°	9	0,00302
7	СА	1,2	45°	9	0,00302
8	СА	1,2	-45°	9	0,00302
9	РК	0,8	90°	12	0,00133
10	РК	0,8	-90°	12	0,00133
11	РК	1,0	90°	8	0,00199
12	РК	1,0	-90°	8	0,00199
13	РК	1,2	90°	5	0,00319
14	РК	1,2	-90°	5	0,00319

Для удобства дальнейшего представления материала расчеты пронумерованы.

Число отверстий при заданном диаметре подбиралось таким образом, чтобы сохранить примерно одинаковый перепад давления на отверстиях.

На рис. 2–4 представлены поля температур и концентраций оксида углерода СО для расчетов 3, 11, 12.

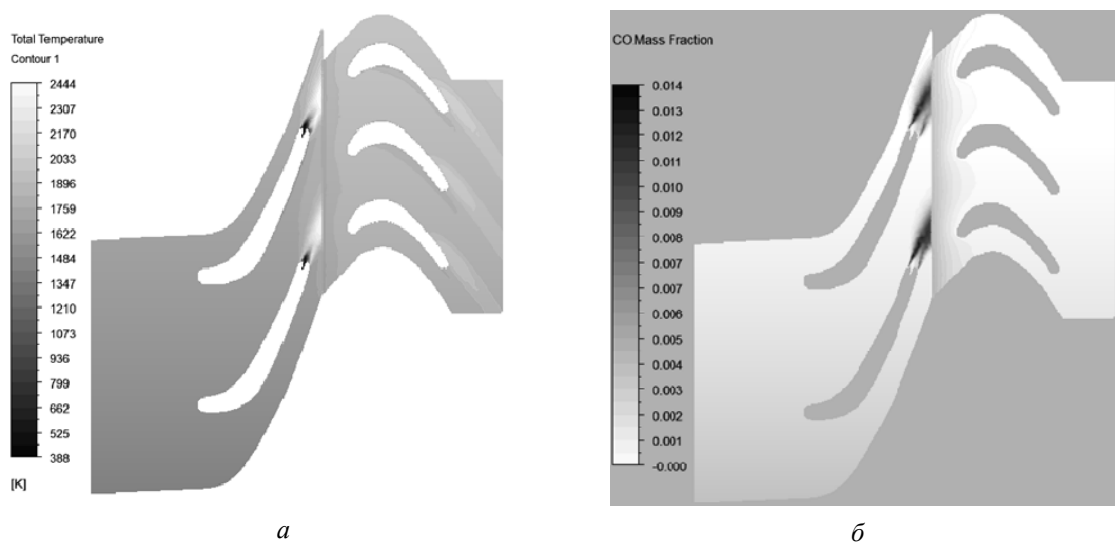


Рис. 2. Поле температур (а) и концентраций CO (б) по результатам расчета 3

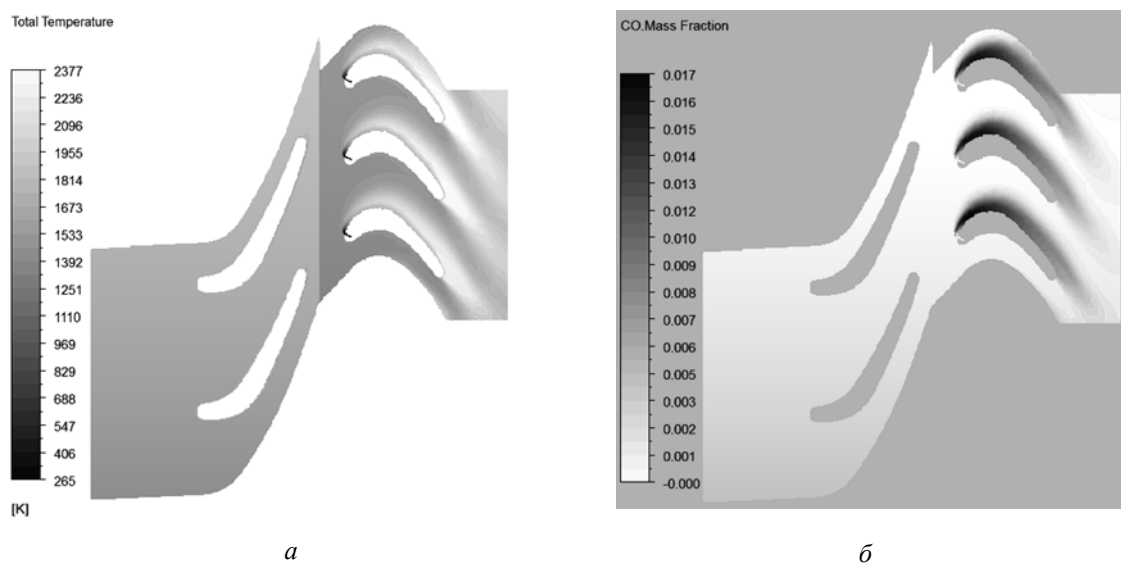


Рис. 3. Поле температур (а) и концентраций CO (б) по результатам расчета 11

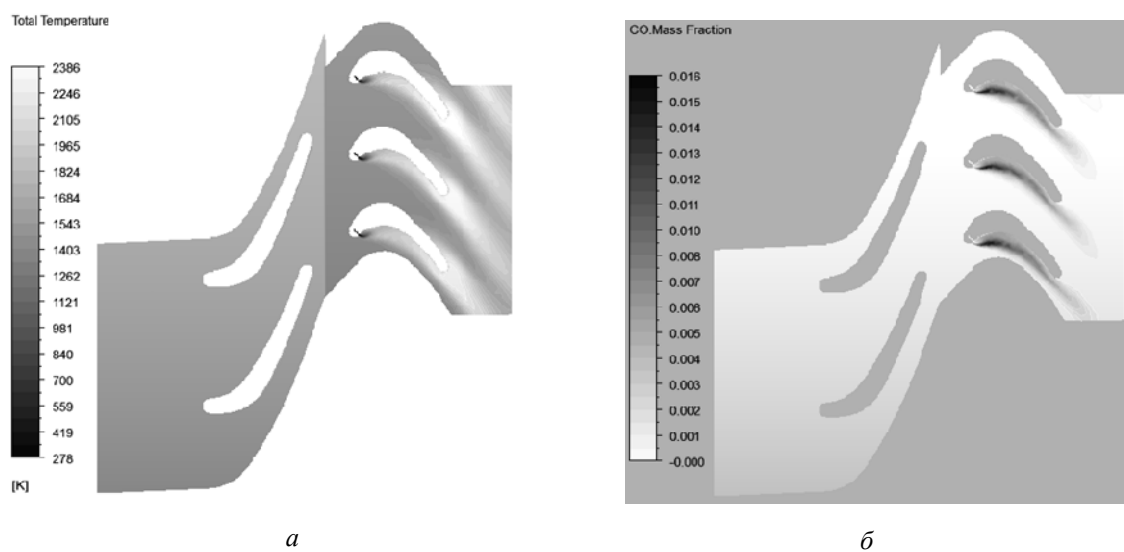


Рис. 4. Поле температур (а) и концентраций CO (б) по результатам расчета 12

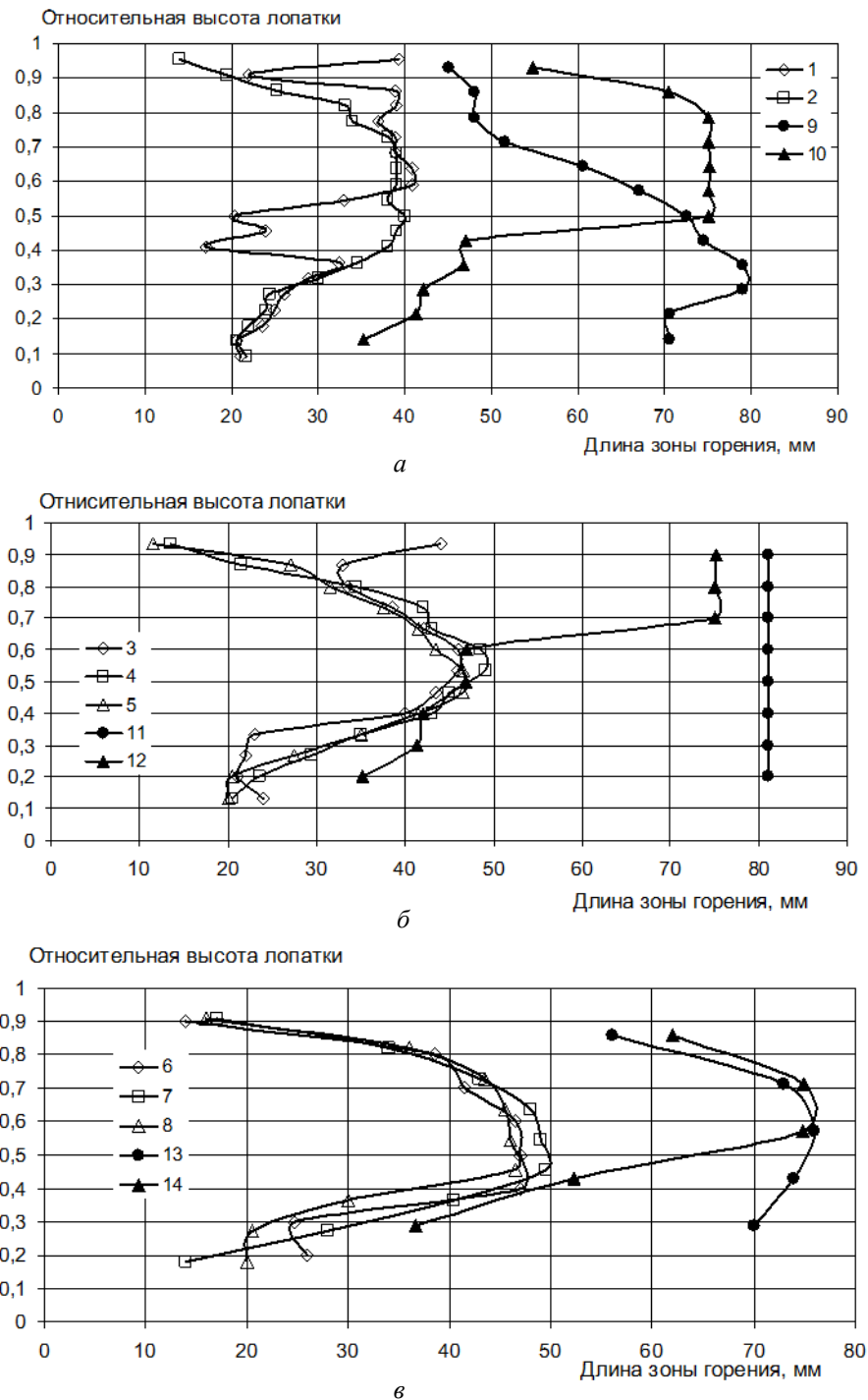


Рис. 5. Распределение длины зоны горения (X) по высоте лопатки в случае подвода топлива через отверстия диаметром:
а) 0,8 мм; б) 1,0 мм; в) 1,2 мм

Эффективность процесса горения оценивалась по величине длины зоны выгорания топлива X . За X принято осевое расстояние от кромок отверстий до места, где концентрация СО равна нулю.

Чем меньше X , тем меньше зона лучистого теплообмена. Сокращение X приводит к увеличению расстояния, на котором подведенное тепло будет срабатываться. Кроме того, величина

X определяется интенсивностью протекания процессов перемешивания. Поэтому допустимо оценивать полноту завершения процесса горения топлива по X .

На рис. 5 представлено распределение X по высоте лопатки в случае подвода топлива через отверстия диаметром 0,8; 1,0 и 1,2 мм соответственно.

Процесс горения интенсивно происходит в периферийных и прикорневых зонах межло-

паточного канала и менее интенсивно в средних. В прикорневых зонах процесс горения происходит интенсивнее вследствие меньших скоростей потока, а в периферийных – вследствие большего давления и концентрации кислорода. Кроме того, в этих зонах лопаток образуется парное вихревое течение, способствующее стабилизации процесса горения. Отклонение крайних точек на кривых, соответствующих расчетам 1, 3 и 6, связано с попаданием линии тока в пристеночную область, в зону пограничного слоя.

Величина X в случае подвода топлива через сопловой аппарат значительно меньше, чем при подводе топлива через рабочее колесо. В этом случае процесс горения успевает завершиться в пределах расчетной области (при X более 72 мм) не на всех линиях тока, в частности, в расчете 11 – ни на одной.

В случае подвода топлива через СА под углом 45° к основному потоку (расчеты 2, 4, 7) имеет место наиболее плавное и равномерное распределение X по высоте канала. При подводе топлива через отверстия диаметром 0,8 мм разница между максимальной и минимальной величинами X меньше, чем при других значениях диаметра отверстия.

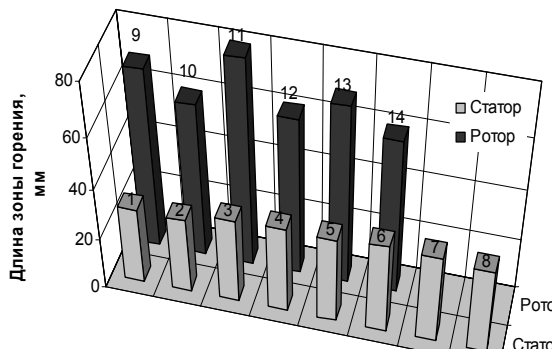


Рис. 6. Сравнение уровня длин зоны горения

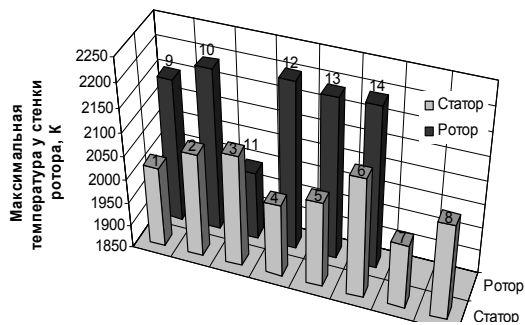


Рис. 7. Сравнение уровня температуры вблизи поверхности элементов ротора

По данным численных экспериментов были построены диаграммы, показывающие сравнительный уровень среднеарифметического значения X (рис. 6) и максимальной температуры газа у поверхности элементов ротора (рис. 7). На рис. 8 приведено характерное распределение температуры у поверхности элементов ротора.

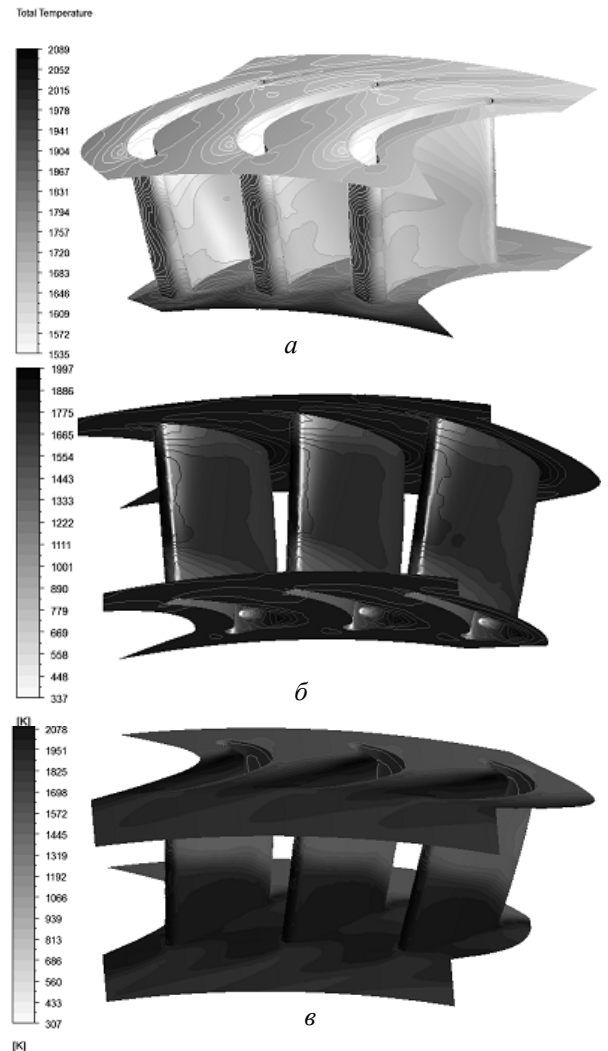


Рис. 8. Распределение температуры у поверхности элементов ротора в случае подвода топлива через:

а) СА; б) РК под углом 90° ; в) РК под углом 45°

Анализ данных, представленных на рис. 7, показывает, что длина зоны выгорания при подаче топлива через СА значительно меньше, чем при подаче через РК. Наименьшая по длине зона горения образуется при подаче топлива через отверстия диаметром 0,8 мм под углом 0° и 45° к основному потоку (расчеты 1 и 2). В случае подачи топлива через ротор, с точки зрения уменьшения длины зоны горения, топливо целесообразно подавать под отрицательным к основному потоку углом (расчеты 10, 12, 14).

Наименьшая максимальная температура у поверхности элементов ротора (рис. 7) достигается в расчетах 4, 7 и 11. В случае подвода топлива через РК температура у поверхности элементов ротора выше, чем в случае подвода через СА.

В случае подвода топлива через СА зона с высокой температурой поверхности элементов ротора локализуется у втулки. В случае подвода через РК эта зона распространяется на значительную часть спинки лопатки при подводе под положительным углом к основному потоку, и на значительную часть корыта и выходную кромку при подводе под отрицательным углом. Проблему перегрева втулки в первом случае можно решить размещением отверстий на большем удалении от корневого сечения лопатки. Во втором же случае требуется особая система охлаждения.

Таким образом, с точки зрения обеспечения требуемой температуры стенок лопаточного венца, подвод топлива целесообразно осуществлять через СА через отверстия 1,0...1,2 мм под углом 0...45°. При этом происходит перегрев его выходной кромки, эта проблема может быть решена путем использования топливоподводящего канала как элемента охлаждения выходной кромки.

ВЫВОДЫ

Моделирование горения топлива в межлопаточном канале турбины позволило выявить, что оптимальным, по рассматриваемым факторам (длина зоны выгорания, температура у поверхности элементов ротора), является подвод топлива через отверстия диаметром 1...1,2 мм в выходной кромке соплового аппарата под положительным к основному потоку углом. При этом длина зоны выгорания сравнительно небольшая, неравномерность длины зоны горения по высоте лопатки выше, чем при меньшем диаметре, однако температура вблизи стенок ротора и статора минимальна.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bachovchin D. M., Lippert T. E., Newby R. A., Cizmas P. G. A.** *Gas turbine reheat using in situ combustion*. Siemens Westinghouse Power Corporation, Final Report, 2004, 112 p.
2. **Rice M.** *Simulation of isothermal combustion in gas turbines*. Blacksburg, Virginia, 2004, 108 p.

ОБ АВТОРАХ

МУРАЕВА Мария Алексеевна, асп. каф. авиац. двиг. Дипл. инж. (УГАТУ, 2013). Готовит дис. об изотерм. подводе тепла в турбине авиац. ГТД.

ХАРИТОНОВ Валерий Федорович, доц. каф. авиац. двиг., вед. науч. сотр. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж.-мех. по авиац. двиг. (УАИ, 1971). Канд. тех. наук по тепл. двиг. ЛА (МАТИ им. К. Э. Циолковского, 1978). Иссл. в обл. моделир. и проектир. камер сгорания ДЛА.

ГОРЮНОВ Иван Михайлович, проф. каф. авиац. двиг., зав. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1974). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. автоматиз. проектир., доводки, изгот. и экспл. ГТД и ЭУ.

METADATA

Title: Efficiency evaluation of the burning process in turbine interblade channel for isothermal expansion realisation.

Authors: M. A. Muraeva, V. F. Kharitonov, I. M. Gorjunov.

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: vkhariton@yandex.ru, gorjunov@mail.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 2 (68), pp. 87-92, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: Isothermal expansion in turbine is one of the ways to improve the aircraft engine operation process. The organization of fuel combustion inside the turbine interblade channel is one of the ways to realise the isothermal expansion. This article shows the results of numerical simulation of the burning process in the interblade channel with the aim to evaluate the efficiency of various schemes of fuel delivery.

Key words: Isothermal expansion; numerical simulation; turbine.

About authors:

MURAEVA, Marija Alekseevna, Postgrad. Student, Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Engineer (UGATU, 2013).

KHARITONOV, Valeriy Fedorovich, Ass. Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Mechanic Engineer (UGATU, 1971), Cand. of Tech. Sci. (MATI, 1978).

GORJUNOV, Ivan Mikhailovich, Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Mechanic Engineer (UGATU, 1974), Dr. of Tech. Sci. (UGATU, 2007).