

А.Е. Кишалов, А.С. Золотухин

Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ЭКРАНА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ СОВРЕМЕННОГО ТРДДФСМ

Предложена конструкция теплозащитного экрана форсажной камеры авиационного ТРДДФ со смещением потоков, позволяющая улучшить его характеристики. Данная конструкция дает возможность изменения материала теплозащитного экрана с деформируемых сплавов на жаропрочные литейные сплавы с большими рабочими температурами и меньшей плотностью. На основе этого была разработана 3D-твердотельная геометрическая модель форсажной камеры с модернизированным теплозащитным экраном. Проведен гидравлический расчет форсажной камеры и канала ее охлаждения по инженерной методике. Вместе с этим выполнено моделирование процесса горения в форсажной камере на полном форсированном режиме с применением программного комплекса Ansys CFX. Полученные в результате моделирования и инженерного расчета данные проанализированы и сравнены друг с другом по расходу воздуха, проходящего через щели между секциями теплозащитного экрана для его охлаждения. В результате расчета получены интегральные характеристики форсажной камеры и разработанной конструкции теплозащитного экрана. С целью проверки эффективности и работоспособности полученной конструкции проведены уточняющие термодинамические расчеты двигателя с модернизированной форсажной камерой на максимальном и полном форсированном взлетных режимах работы двигателя. Для оценки влияния изменения характеристик модернизированной форсажной камеры на основные характеристики ТРДДФСм произведено ее моделирование в системе имитационного моделирования DVIGw. В результате проведенных расчетов получено, что применение теплозащитного экрана перспективного исполнения позволяет снизить массу самого экрана на 9 % и увеличить тягу всего двигателя на 1 % на максимальном и полном форсированном режимах.

Ключевые слова: форсажная камера, теплозащитный экран, термодинамический расчет, конструкция теплозащитных экранов форсажной камеры, жаропрочные сплавы, численное моделирование, Ansys CFX, горение, DVIGw.

A.E. Kishalov, A.S. Zolotuhin

Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation

DESIGN OF THE COOLING LINER OF THE AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBER OF THE MODERN TURBOFAN ENGINE

In this article, the design of the heat shield of the afterburner chamber of the aircraft turbofan engine is proposed, which allows to improve its characteristics. This design makes it possible to change the material of the heat shield from deformable alloys to heat-resistant cast alloys with higher operating temperatures and lower density. Based on this, a 3D solid-state geometric model of the afterburner with an upgraded heat shield was developed. The hydraulic calculation of the afterburner and its cooling channel is carried out according to the engineering method. At the same time, the burning process in the afterburner was simulated in full forced mode using the Ansys CFX software package. The data obtained because of modeling and engineering calculations are analyzed and compared with each other by the flow rate of air passing through the gaps between the sections of the heat shield for its cooling. As a result of the calculation, the integral characteristics of the afterburner and the developed design of the heat shield are obtained. To check the efficiency and operability of the resulting design, the refining thermogasodynamic calculations of the engine with the upgraded afterburner were carried out on two typical engine operating modes: maximum and full forced. To assess the impact of changes in the characteristics of the upgraded afterburner on the main characteristics of the turbofan engine using the DVIGw simulation system. As a result of the calculations, it is obtained that the use of a heat shield of a promising design allows you to reduce the weight of the screen itself by 9% and increase the thrust of the entire engine by 1% at maximum and full forced modes in general.

Keywords: afterburner, cooling liner, thermogasodynamic computation, afterburner cooling liner design, heat-resistant alloys, computer simulation, Ansys CFX, combustion, DVIGw.

Введение

Для кратковременного увеличения тяги в большинстве современных двигателей для ис-

ребителей поколений 4+, 4++ и 5 применяются форсажные камеры сгорания (ФК). Основными направлениями модернизации ФК в настоящее время являются обеспечение высоких температур и высоких значений полноты сго-

рания топлива на меньшей длине, уменьшение гидравлических потерь в ФК и обеспечение устойчивого горения топлива на всех режимах работы двигателя. Для защиты корпуса ФК от конвективного и лучистого теплообмена в конструкции двигателей применяются теплозащитные экраны (ТЭ). Для компенсации термических расширений ТЭ ФК имеют гофрированную конструкцию, традиционно изготавливаемую из жаропрочных и жаростойких деформируемых материалов (ЭП99, ЭИ868) [1]. В данной статье рассматривается возможность замены ТЭ гофрированной конструкции на секционный экран чешуйчатой схемы, что позволит применять более современные литейные, в том числе монокристаллические, никелевые сплавы меньшей плотности и с более высокой рабочей температурой, разрабатываемые Всероссийским институтом авиационных материалов для применения в рабочих лопатках турбины [2]. Подобное изменение конструкции способно уменьшить гидравлические потери в ФК и массу конструкции ТЭ, что позволит повысить температуру экрана и уменьшить расход охлаждающего воздуха и положительно скажется на тяговых и массовых характеристиках двигателя [3].

Для модернизации ТЭ ФК выбран серийно изготавливаемый ТРДДФсм АЛ-31ФП, предназначенный в качестве силовой установки для экспериментального сверхманевренного истребителя 4-го поколения Су-37 [4], многоцелевого истребителя поколения 4+ Су-30 и его модификаций (Су-30СМ, Су-30МКИ) [5]. Более современные ТРДДФсм поколения 4++ для истребителя 5-го поколения, такие как АЛ-41Ф и АЛ-41Ф2, являются глубокой модернизацией этого двигателя [6].

Конструкция ТЭ ФК

Конструкция ТЭ двигателя-прототипа (рис. 1) содержит восемь секций, из которых четыре секции экрана фронтального устройства и ФК имеют гофры, а остальные секции поворотного реактивного сопла (РС) представляют собой плитки с выштампованными выпуклыми участками [7, 8].

ТЭ фронтального устройства состоит из двух секций, образующих с корпусом кольцевой канал подвода воздуха из наружного контура на охлаждение ФК и РС.

Первая секция имеет 22 гофра на входе и 44 гофра на выходе, следующие секции имеют по 44 гофра и одновременно являются антивибрационным экраном [9].

В данной статье рассматривается возможность модернизации ТЭ ФК путем изменения его материала со сплава ЭП708 на более жаростойкие, легкие и прочные сплавы, наподобие применяемых в конструкции современных рабочих лопаток турбины высокого давления.

Применяемые в ФК материалы должны выдерживать воздействие высоких температур и не допустить перегрева корпуса. Применяемые деформируемые сплавы уступают литейным сплавам, предназначенным для лопаток турбины, как по максимальной рабочей температуре (не более 1000 °С, тогда как у интерметаллидных сплавов типа ВКНА рабочие температуры могут достигать 1250 К), так и по плотности (плотность сплава ЭИ868 больше, чем сплава ВКНА-4У, на 7 %) [10, 11]. Кроме того, на режиме полета с максимальной скоростью у земли происходит значительное увеличение степени двухконтурности, создающее высокий перепад значений давления на экране, вследствие чего на экраны действуют высокие напряжения, поэтому конструкция ТЭ также должна выдерживать большие напряжения при высоких температурах, а материал в подобных условиях должен иметь достаточную прочность и жесткость.

Конструкция модернизированного экрана представляет собой ТЭ, состоящий из большого количества перекрывающих друг друга в осевом и радиальном направлениях плиток (чешуек). На рис. 2 представлена геометрическая модель ФК, разработанная в САД-системе Siemens NX. На рис. 3 и 4 представлена схема экрана, который состоит из восьми секций, по 44 плитки на каждую секцию.

Плитки имеют прямоугольную форму в плане и немного изогнутое поперечное сечение (см. рис. 4). Для исключения перегрева ТЭ также возможно применение термобарьерных покрытий на основе оксида циркония на внутренней и наружной поверхностях чешуйки [3]. Применение покрытия на пластинке небольших размеров способно сохранить его в рабочем состоянии на более длительный срок.

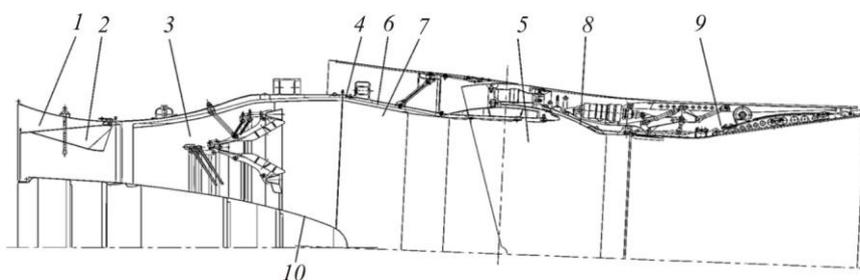


Рис. 1. Конструкция ФК и РС АЛ-31ФП: 1 – корпус смесителя; 2 – смеситель; 3 – фронтное устройство; 4 – фланец; 5 – поворотное устройство; 6 – корпус ФК; 7 – теплозащитный экран; 8 – корпус РС; 9 – РС, 10 – кок-стекатель (центральное тело)

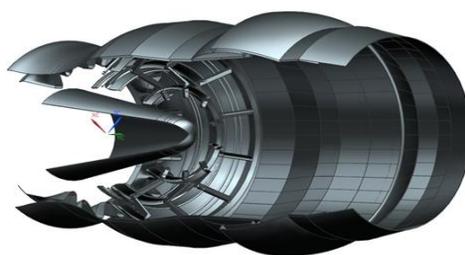


Рис. 2. Конструкторская модель ФК с измененным ТЭ



Рис. 3. Секции теплозащитных экранов

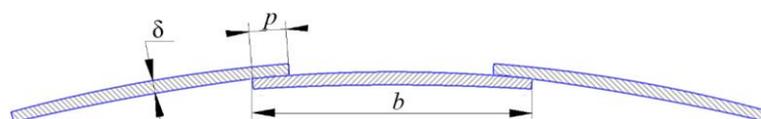


Рис. 4. Схема расположения чешуек в поперечном сечении

Крепление каждой чешуйки к корпусу осуществляется индивидуально и допускает температурную деформацию чешуек во всех направлениях.

Плитки располагаются по отношению друг к другу внахлест, причем в окружном направлении перекрытие плиток одной секции выдержано без зазора на величину $p = 0,5$ мм (см. рис. 4). В осевом направлении за счет расположения плиток соседних секций внахлест по отношению друг к другу между секциями образуется зазор, равный толщине плитки δ . Под действием высоких температур в ФК температурные деформации плиток ТЭ увеличивают величину их перекрытия. Размеры чешуек невелики, вследствие чего на них возникают малые усилия от газовых сил, а значит, есть возможность уменьшить массу их креплений.

В результате изменения формы экрана его масса составила 41 кг при использовании материала ЭП-708, что меньше, чем у двигателя-прототипа (45 кг) на 9%. При применении материала с меньшей плотностью возможно получение большего выигрыша в массе.

Инженерная методика расчета

Для определения параметров двигателя составлена математическая модель двигателя в системе имитационного моделирования (СИМ) DVIGw [12, 13]. Математическая модель, выполненная в системе DVIGw (рис. 5), была идентифицирована по параметрам двигателя-прототипа на максимальном и полном форсированном режимах.

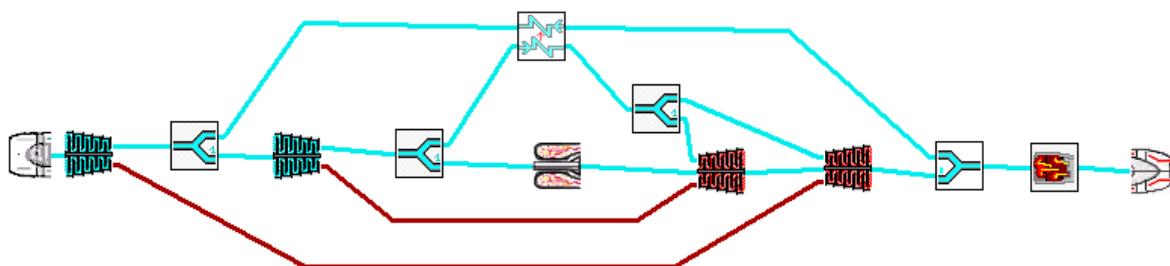


Рис. 5. Схема математической модели в системе DVIGw

По результатам моделирования получены параметры на входе и выходе из ФК для дальнейшего моделирования, расходы охлаждающего воздуха, полнота сгорания топлива, а также состав и свойства рабочих тел.

Для выполнения гидравлического расчета ТЭ по инженерной методике ФК условно разделяется на 12 рабочих сечений от смесителя (см.) до критического сечения сопла (с. кр.) по числу секций экранов.

Геометрические характеристики рабочих сечений представлены в табл. 1, исходные данные для расчета по инженерной методике представлены в табл. 2.

По известным термогазодинамическим параметрам потока в каждом сечении определяются его газодинамические параметры: значения полного давления и температуры, приведенная скорость, статическое давление и расход воздуха в ФК [14].

Таблица 1

Исходные данные для расчета по инженерной методике

№ п/п	Параметр	Значение
1	Расход газов на входе в ФК $G_{см}$, кг/с	113,61
2	Температура газов основного контура на выходе из смесителя $T_{см}^*$, К	849,91
3	Температура газов на выходе из форсажной камеры $T_{ФК}^*$, К	2080
4	Температура охлаждающего воздуха на выходе из смесителя $T_{охл}^*$, К	484,4
5	Полное давление на выходе из смесителя $p_{см}^*$, Па	326 369
6	Полное давление на выходе из форсажной камеры $p_{ФК}^*$, Па	298 787
7	Статическое давление на выходе из форсажной камеры $p_{ФК}$, Па	259 433
8	Коэффициент полного давления суммарный $\sigma_{\Sigma ФК}$	0,9155
9	Коэффициент полного давления «холодный» $\sigma_{хол}$	0,95

Таблица 2

Геометрические характеристики форсажной камеры по сечениям

Сечение	Параметр						
	$F_{шт}$, мм ² · 10 ³	L , мм	$D_{корп}$, мм	$D_{экр}$, мм	$D_{шт}$, мм	$F_{ФК}$, мм ²	$F_{охл}$, мм ²
см.	–	0	890,0	890,0	420,4	483 291,4	0
0	–	76,5	890,0	862,0	418,6	445 923,8	38 527,4
1	1,299	444,0	1070,0	1033,6	217,0	802 056,3	60 136,9
2	2,635	217,5	1070,0	1047,6	0,0	861 922,2	37 253,7
3	2,424	203,5	991,0	963,7	0,0	729 391,7	41 910,2
4	2,381	129,0	970,6	946,6	0,0	703 736,5	36 137,3
5	2,389	235,0	970,0	949,7	0,0	708 375,0	30 665,7
6	2,515	116,5	1022,0	1000,0	0,0	785 375,0	34 936,6
7	2,214	123,5	902,4	880,2	0,0	608 470,9	31 080,2
8	2,224	99,0	897,0	884,0	0,0	613 736,0	18 183,8
9	2,114	87,0	815,4	840,5	0,0	554 767,7	14 563,2
с. кр.	–	114	790,6	790,6	0,0	490 897,4	0,0

Для канала охлаждающего воздуха принята постоянная полная температура воздуха, с учетом этого рассчитаны значения скорости, статической температуры, статического давления, коэффициенты гидравлического сопротивления и значения расхода охлаждающего воздуха, после чего по перепаду значений давления между каналом охлаждения и ФК опре-

делен расход охлаждающего воздуха ($G_{ш}$), проходящий через щели между плитками ТЭ в каждом сечении ($F_{ш}$).

Результаты расчета ФК во всех сечениях, канала охлаждения и параметров воздуха, проходящего через щели в теплозащитном экране, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчета ФК

Сечение	Параметр								
	$\Delta p_{ш}$, Па	$W_{охл}$, м/с	$G_{охл}$, кг/с	p , Па	$G_{ш}$, кг/с	$p^*_{г1}$, Па	$T^*_{г}$, К	$G_{г}$, кг/с	$p_{г}$, Па
см.	–	205,8	40,71	303 861	–	326 369	849,9	113,6	303 861
0	–	93,6	7,95	303 861	–	326 369	849,9	113,6	299 536
1	46	59,4	7,95	308 770	0,1730	317 655	1000,0	110,8	308 708
2	2771	95,2	7,78	302 115	0,6178	308 967	1200,0	110,9	299 345
3	15723	77,5	7,16	304 359	0,7368	306 343	1500,0	111,6	288 636
4	22382	81,0	6,43	303 223	0,8205	303 741	1800,0	112,3	280 840
5	23778	84,4	5,60	298 852	0,8404	301 162	2000,0	113,1	275 074
6	25337	62,6	4,76	301 712	0,8595	298 604	2080,0	113,9	276 375
7	47347	57,6	3,90	301 976	0,9496	296 068	2080,0	114,8	254 629
8	47418	75,1	2,96	298 985	0,9713	293 554	2080,0	115,8	251 567
9	66131	62,9	1,98	299 986	–	290 769	2080,0	116,7	233 855
с. кр.	–	–	–	–	–	288 009	2092,6	118,7	164 950

3D-численное моделирование в программном комплексе Ansys CFX

Произведен расчет модернизированного ТЭ ФК в САЕ-системе Ansys CFX. При помощи САД-системы NX 9.0 построен сектор модели ФК, составляющий 1/22 ее объема, для ускорения расчетов (рис. 6). Для уменьшения влияния граничных условий входная зона уда-

лена от расчетной области. Расчетная модель построена до критического сечения сопла, поскольку поток за критическим сечением является сверхзвуковым и не влияет на параметры до критического сечения. Последние секции теплозащитного экрана ФК расположены у поворотного узла РС (рис. 7, сечение б) и переходят в ТЭ РС.

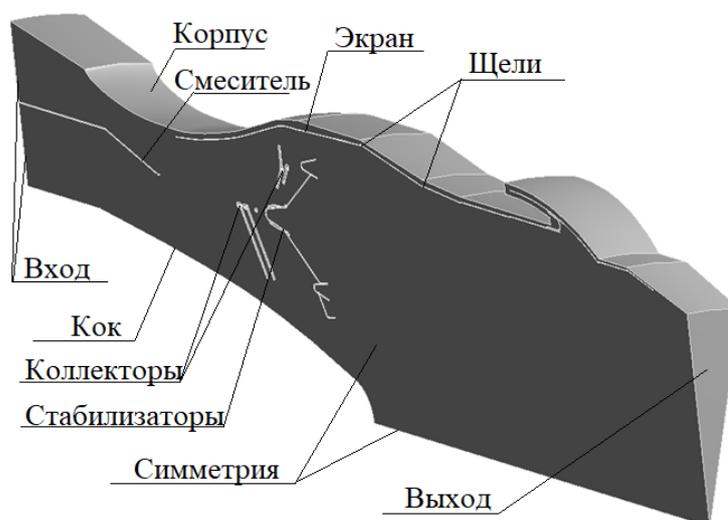


Рис. 6. Заданные поверхности на модели

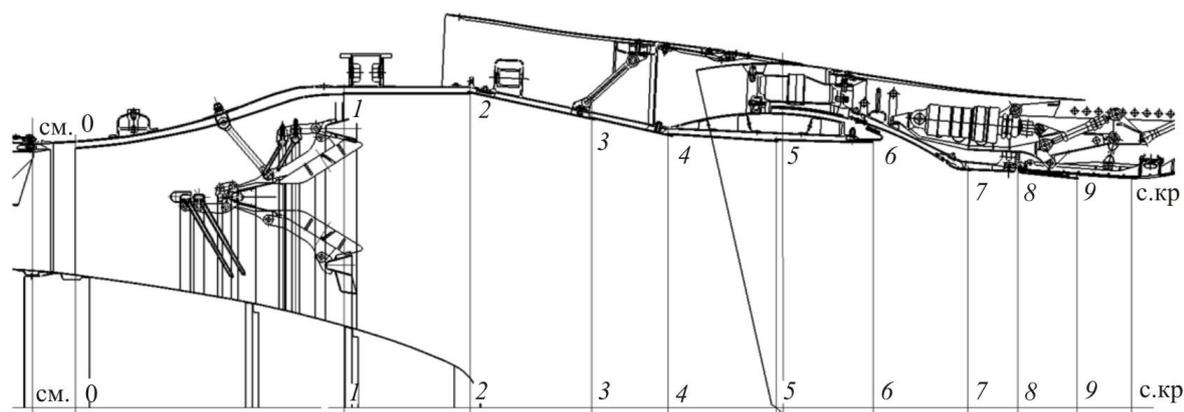


Рис. 7. Расчетная модель форсажной камеры с указанием сечений

Последняя секция ТЭ РС перекрывает дозвуковую створку на 1/3 ее длины.

При создании сетки использован метод разбиения модели на тетраэдрические элементы. На каждой твердой поверхности модели выполняется замельчение сетки со средним размером элемента от 0,8 до 8 мм. На поверхностях, являющихся твердыми стенками, для качественного моделирования пограничного слоя также построены структурированные слои из призматических элементов в количестве 3–5 слоев [15]. Максимальная толщина слоев от 0,4 до 2 мм. Построенная конечно-элементная модель приведена на рис. 8. Общее число элементов сетки составило 3 566 678 элементов.

В ФК авиационного двигателя реализуется реакция горения топлива – авиационного керосина – с продуктами сгорания, поступающими в ФК из-за турбины, и воздухом, поступающим из «холодного» кармана смесителя, куда он попадает из наружного контура. Принято, что в разработанной модели ФК реализован процесс горения авиационного керосина ТС-1, применяемый наиболее часто в авиаци-

онных двигателях и описываемый реакцией окисления [16].

Плотность ТС-1 в жидкой фазе составляет 775 кг/м^3 при $20 \text{ }^\circ\text{C}$, молярная масса $M_{\text{ТС-1}} = 138,16 \text{ кг/кмоль}$. Принято, что воздух, поступающий через наружный контур двигателя и перетекающий в канал охлаждения, образованный корпусом ФК и ТЭ, состоит из 23,2 % кислорода и 76,8 % азота. Принято, что во внутренний контур поступают продукты сгорания топлива из турбины низкого давления. На выходе из модели задано ссылочное давление $p_{\text{с.кр}} = 165\,140,8 \text{ Па}$. Модель теплопереноса – Total Energy, модель турбулентности – $k-\epsilon$ [17].

В результате проведенного расчета модели ФК в САЕ-системе получены значения параметров потока во всех сечениях, а также картины распределения этих параметров по длине ФК. В табл. 4 представлены значения некоторых параметров расчетной модели, сопоставленные с аналогичными значениями из термогазодинамического расчета в системе DVIGw.

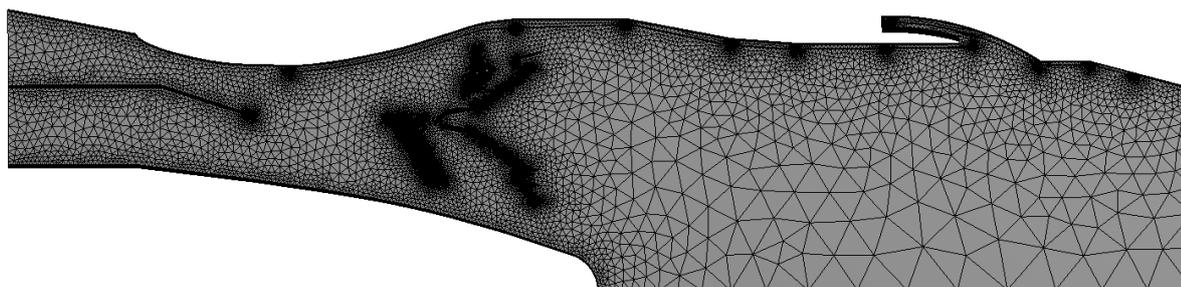


Рис. 8. Модель сетки конечных элементов в Ansys

Таблица 4

Параметры форсажной камеры

Система моделирования \ Параметр	$p^*_{см}, \text{Па}$	$p^*_{ФК}, \text{Па}$	$p^*_{с.кр}, \text{Па}$	$T^*_{с.кр}, \text{К}$	$\sigma_{\Sigma ФК}$	$G_{с.кр}, \text{кг/с}$
DVIGw	326 368,7	298 787,0	288 007,6	2092,6	0,9155	118,7
Ansys CFX	311 648,8	294 901,8	284 581,8	2077,9	0,9463	118,7
Погрешность, %	4,5	1,3	1,2	0,7	3,0	0,0

Погрешность определения полного давления в сечении за смесителем можно объяснить как неточностью моделирования свойств воздуха и газов, так и параметрами конечно-элементной сетки. Погрешность определения полного давления в сечении на выходе из ФК ($p^*_{ФК}$) объясняется изменением коэффициента полного давления в ФК по сравнению с моделью в DVIGw. Суммарный коэффициент полного давления в камере двигателя-прототипа по результатам термогазодинамического расчета $\sigma_{\Sigma ФК} = 0,9155$. Для модернизированного двигателя суммарный коэффициент полного давления

$$\sigma_{\Sigma ФК} = \frac{294\,901,8}{311\,648,8} = 0,9463.$$

Рассчитанное значение суммарного коэффициента полного давления разделено между гидравлической и тепловой составляющими, с учетом того, что коэффициент, связанный с тепловыми потерями, не изменился по сравнению с инженерной методикой расчета. Тогда коэффициенты полного давления $\sigma_{\Sigma ФК} = 0,9463$, $\sigma_{хол} = 0,9820$, $\sigma_{тепл} = 0,9637$.

На рис. 9 представлено распределение температуры газов по длине модели ФК.

На рис. 10 представлена изоповерхность температуры газов в ФК (1800 К).

Отметим, что реальная температура материала ТЭ будет отличной от температуры газов, с которыми он контактирует. Кроме того, в расчетах не учитывалась теплопроводность материала, из которого изготовлен ТЭ, и, соответственно, лучистый теплообмен экрана с корпусом ФК, перегрев которого недопустим.

Суммарный расход воздуха, отбираемый на охлаждение ТЭ, на модели в Ansys CFX составил $G_{охл} = 6,94 \text{ кг/с}$, что меньше принятого при ручном расчете значения и составляет 6 % от общего массового расхода газов. Расход воздуха, поступающий на охлаждение створок сопла, составляет $2,72 \text{ кг/с}$, что больше значения, полученного в инженерном расчете, где этот расход составил $1,98 \text{ кг/с}$. Уменьшение расхода охлаждающего воздуха на охлаждение ТЭ ФК позволяет увеличить расход воздуха, поступающего на охлаждение створок РС сопла, что улучшит их теплозащиту и позволит увеличить ресурс сопла, который на сегодняшний день в три раза меньше, чем ресурс всего двигателя.

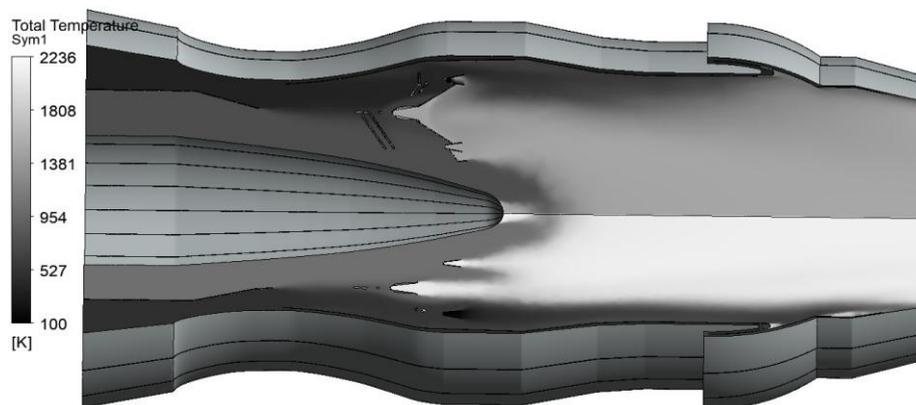


Рис. 9. Распределение полной температуры газов в ФК в процессе горения

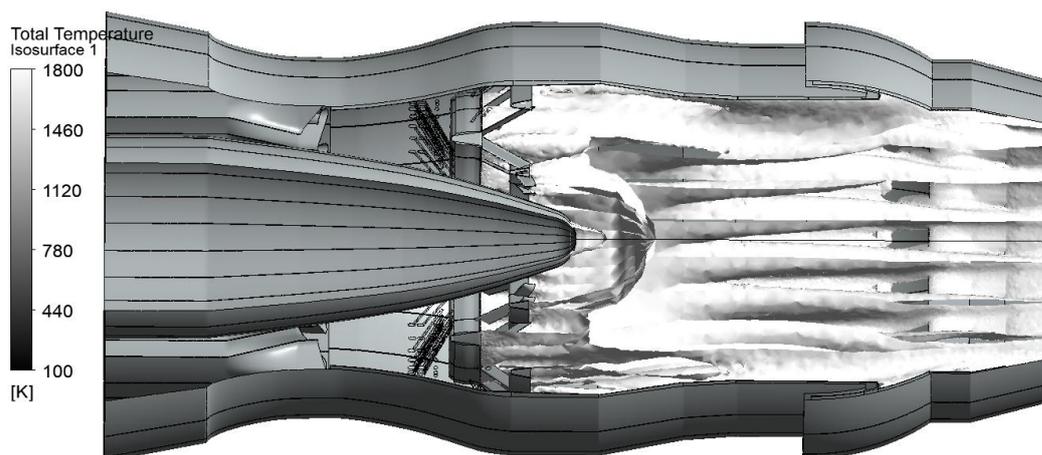


Рис. 10. Изоповерхность полной температуры, равной 1800 К, в ФК

Разница значений расхода охлаждающего воздуха, проходящего через щели в каждом сечении, по результатам моделирования и расчета по инженерной методике связана, во-первых, с тем, что при расчете по инженерной методике не учитывались местные потери на входе в щель, поскольку они пренебрежимо малы, однако Ansys CFX учитывает эти потери при выполнении расчета. Во-вторых, возможно, это связано с упрощениями, принятыми в инженерном расчете и при построении геометрической модели и разбиении ее на конечно-элементную сетку.

На рис. 11, *а* представлена картина распределения концентрации кислорода по длине ФК, а на рис. 11, *б* – вытекание охлаждающего воздуха через щели в каждом сечении. Охлаждающий воздух, просачивающийся через щель, образованную двумя секциями экранов, образует защитную пленку на поверхности плитки и смешивается с газами в ФК ниже по потоку и

размывается на длине, соответствующей примерно 1/3 длины чешуйки.

Для улучшения температурного состояния ТЭ возможна оптимизация габаритных размеров секций, выпуск дополнительного воздуха в промежуточных сечениях и организация дополнительной пленочной защиты ТЭ.

По результатам расчета модели двигателя с модернизированным ТЭ ФК выполняется уточняющий термогазодинамический расчет в СИМ DVIGw. Результаты расчета новой математической модели сравнены с результатами расчета модели двигателя-прототипа на максимальном и форсажном режимах (табл. 5).

В результате модернизации двигателя уменьшились потери полного давления в ФК, вследствие чего увеличилась тяга. Прирост тяги на максимальном режиме составил $\Delta P_{\text{макс}} = 1,26 \%$. Прирост тяги на полном форсированном режиме составил $\Delta P_{\text{пф}} = 1,35 \%$.

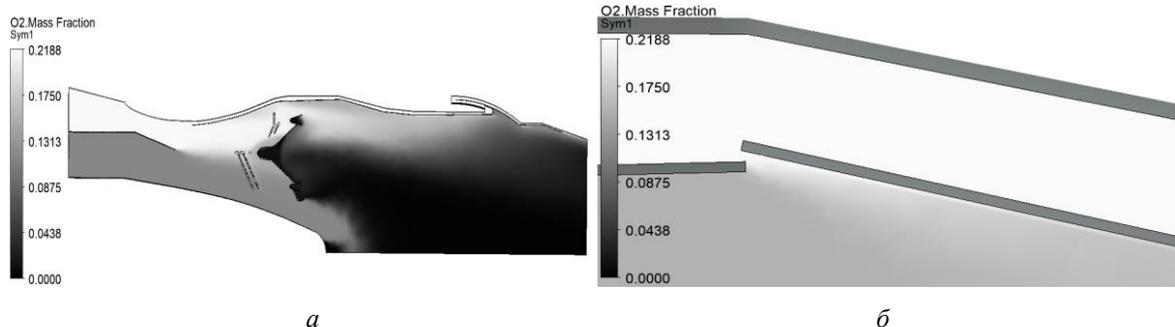


Рис. 11. Распределение концентрации кислорода:
а – по длине ФК, *б* – в щели сечения № 1

Таблица 5

Параметры двигателя-прототипа и модернизированного двигателя
на максимальном и полном форсированном режимах

Параметр	Значение у прототипа	Значение у модернизированного	Изменение, %
Максимальный режим			
Коэффициент полного давления «холодный»	0,95	0,982	3,25
Тяга двигателя, кН	75,934	76,892	1,26
Удельная тяга, кН·с/кг	0,677 983	0,686 536	1,26
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч)	0,0767	0,0757	-1,30
Полный форсированный режим			
Тяга двигателя, кН	124,189	125,868	1,35
Удельная тяга, кН·с/кг	1,1088	1,1238	1,26
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч)	0,1953	0,1927	1,30

Выводы

В ходе работы предложен вариант модернизации конструкции ТЭ ФК ТРДДФем поколения 4+ АЛ-31ФП. Только в результате изменения формы экрана его масса уменьшилась на 9 %, что дает возможность при замене материала ТЭ получить большее уменьшение массы.

За счет изменения конструкции ТЭ расход воздуха, поступающего на охлаждение ТЭ, для модернизированного двигателя составил 6–7 %, что меньше, чем у двигателя-прототипа, для которого это значение достигает 10 %. Оставшийся воздух поступает в ФК и принимает участие в горении топлива, что по-

зволяет поднять температуру при сохранении α_x или повысить полноту сгорания топлива и устойчивость горения на высотных режимах.

В результате модернизации ТЭ ФК уменьшились потери полного давления и увеличилась тяга. Согласно результатам моделирования, прирост тяги на максимальном режиме составил $\Delta P_{\text{макс}} = 1,26$ %. Прирост тяги на полном форсированном режиме составил $\Delta P_{\text{пф}} = 1,35$ %. Полученные результаты показывают, что изменение схемы и замена материала ТЭ, применяемого в настоящее время в двигателях, позволит улучшить эксплуатационные характеристики и удельные параметры двигателя.

Библиографический список

1. Амирханова Н.А., Хамзина А.Р. Повышение коррозионной стойкости сплава ЭП648 к высокотемпературной газовой коррозии // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – № 36. – С. 38–48.
2. Литейные жаропрочные сплавы [Электронный ресурс]. – URL: https://viam.ru/cast_heat_resistant_alloys (дата обращения: 15.12.2020).
3. Шайдурова Г.И., Васильев И.Л., Карманова Л.И. Разработка и подтверждение работоспособности ремонтного состава для наружного теплозащитного покрытия // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – № 36. – С. 49–63.
4. Истребитель Су-37 [Электронный ресурс]. – URL: <http://contract-army.ru/info/istrebitel-su-37/> (дата обращения: 16.10.2020).
5. Сверхманевренный многофункциональный истребитель Су-30СМ: сайт. – URL <https://structure.mil.ru/structure/forces/air/weapons/aviation/more.htm?id=12103277@morfMilitaryModel> (дата обращения: 16.10.2020).
6. АЛ-31ФП Турбореактивный двухконтурный двигатель с общей форсажной камерой и поворотным реактивным соплом [Электронный ресурс]. – URL: http://www.umpro.ru/Good27_16_140.aspx (дата обращения: 25.10.2020).
7. Авиационный двухконтурный ТРД АЛ-31Ф. Атлас деталей и узлов / ОАО «НПО «Сатурн». – М.: Изд-во МАИ, 2008. – 20 с.
8. Назаров А.П. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф / ВВИА им. Жуковского. – М., 1987. – 363 с.
9. Фалалеев С.В. Конструкция ТРДДФ АЛ-31Ф. – Самара, 2013. – 246 с.

10. Новый литейный сплав ВКНА-4У для лопаток ГТД / В.А. Дубровский, Е.Н. Каблов, В.В. Герасимов, В.П. Бунтушкин // *Авиационная промышленность*. – 1994. – № 7. – С. 26–30.
11. Бунтушкин В.П., Каблов Е.Н., Базылева О.А. Новый литейный сплав ВКНА-1В // *Авиационная промышленность*. – 1991. – № 12. – С. 4.
12. Разработка методики идентификации математической имитационной сетевой модели ГТД в системе моделирования DVIGw / И.А. Кривошеев, И.М. Горюнов, К.Е. Рожков, Д.А. Кривцов // *Современные проблемы науки и образования*. – 2013. – № 4. – С. 39.
13. Кишалов А.Е., Ключев Н.А. Моделирование высотно-скоростных характеристик ТРДДФсм для самолетов V поколения в СИМ DVIGw // *Молодежный вестник Уфимского государственного авиационно-технического университета*. – 2017. – № 2 (17). – С. 188–192.
14. Сергель О.С. *Прикладная гидрогазодинамика: учеб. для авиац. вузов*. – М.: Машиностроение, 1981. – 374 с.
15. Туснин А.В., Шаламов С.А., Августинович В.Г. Методика построения конечно-элементной сеточной модели на примере камеры сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. – 2013. – № 35. – С. 31–48.
16. Кишалов А.Е., Маркина К.В. Моделирование горения авиационного керосина ТС-1 в ANSYS CFX // *Молодежный вестник Уфимского государственного авиационно-технического университета*. – 2012. – № 2 (3). – С. 60–67.
17. Кудоярова В.М., Кишалов А.Е. Решение прикладных задач теплообмена и гидрогазодинамики в пакете ANSYS: учеб. пособие / РИК Уфим. гос. авиац. техн. ун-та. – Уфа, 2016. – 219 с.

References

1. Amirkhanova N.A., Khamzina A.R. Povysheniye korrozionnoy stoykosti splava EP648 k vysokotemperaturnoy gazovoy korrozii [Increasing the corrosion resistance of the EP648 alloy to high-temperature gas, corrosion]. *PNRPU Aerospace engineering Bulletin*, 2014, no. 36, pp. 38-48.
2. Liteynnye zharoprochnyye splavy [Foundry heat-resistant alloys]. URL: https://viam.ru/cast_heat_resistant_alloys (accessed 15 December 2020).
3. Shaidurova G.I., Vasiliev I.L., Karmanova L.I. Razrabotka i podtverzhdeniye rabotosposobnosti remontnogo sostava dlya naruzhnogo teplozashchitnogo pokrytiya [Development and confirmation of the serviceability of the repair composition for the external heat-shielding coating]. *PNRPU Aerospace engineering Bulletin*, 2014, no. 36, pp. 49-63.
4. Fighter Su-37, available at: <http://contract-army.ru/info/istrebitel-su-37/> (accessed 16 October 2020).
5. Sverkhmanevrennyy mnogofunktionalnyy istrebitel Su-30SM [Super-maneuverable multifunctional fighter Su-30SM]. URL: <https://structure.mil.ru/structure/forces/air/weapons/aviation/-more.htm?id=12103277@morfMilitaryModel> (accessed 16 October 2020).
6. AL-31FP Turboreaktivnyy dvukhkoturnyy dvigatel s obshchey forsazhnoy kameroy i povorotnym reaktivnym soplom [AL-31FP Turbojet bypass engine with a common afterburner and a rotary jet nozzle]. URL: http://www.umpo.ru/Good27_16_140.aspx (accessed 25 October 2020).
7. Aviatsonnyy dvukhkoturnyy TRD AL-31F. Atlas detaley i uzlov [Aviation double-circuit turbojet engine AL-31F. Atlas of parts and assemblies]. Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), JSC NPO Saturn, 2008, 20 p.
8. Nazarov A.P. Turboreaktivnyy dvukhkoturnyy dvigatel s forsazhnoy kameroy sgoraniya AL-31F [Turbojet bypass engine with afterburner AL-31F combustion chamber]. Moscow: Air Force Engineering Academy named after Zhukovsky, 1987, 363 p.
9. Falaleev S. V. Konstruktsiya TRDDF AL-31F [Design of TRDDF AL-31F]. Ministry of Education of Science of the Russian Federation, Samara, 2013, 246 p.
10. Dubrovsky V. A., Kablov E. N., Gerasimov V. V., Buntushkin V. P. Novyy liteynnyy spлав VKNA-4U dlya lopatok GTD [New casting alloy VKNA-4U for GTE blades]. *Aviation industry*, 1994, no. 7, pp. 26-30.
11. Buntushkin V.P., Kablov E.N., Bazyleva O.A. Novyy liteynnyy spлав VKNA-1V [New casting alloy VKNA-1V]. *Aviation industry*, 1991, no. 12, 4p.
12. Krivosheev I.A., Goryunov I.M., Rozhkov K.E., Krivtsov D.A. Razrabotka metodiki identifikatsii matematicheskoy imitatsionnoy setevoy modeli GTD v sisteme modelirovaniya DVIGw [Development of a method for identifying a mathematical simulation network model of a gas turbine engine in the DVIGw modeling system]. *Modern problems of science and education*, 2013, no. 4, 39 p.

13. Kishalov A.E., Klyuchev N.A. Modelirovaniye vysotno-skorostnykh kharakteristik TRDDFsm dlya samoletov V pokoleniya v SIM DVIGw [Modeling of altitude and speed characteristics of turbofan engines for V generation aircraft in SIM DVIGw]. *Molodezhnyy Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2017, no. 2 (17), pp. 188-192.

14. Sergel O.S. Prikladnaya gidrogazodinamika: Uchebnik dlya aviatsionnykh vuzov [Applied fluid dynamics: Textbook for aviation universities]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1981, 374 p.

15. Tusnin A. V., Shalamov S. A., Avgustinovich V. G. Metodika postroyeniya konechno-elementnoy setochnoy modeli na primere kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya [The method of constructing a finite element mesh model using the example of a combustion chamber of a gas turbine engine]. *PNRPU Aerospace engineering Bulletin*, 2014, no. 36, pp. 31-48.

16. Kishalov A.E., Markina K.V. Modelirovaniye gorenija aviatsionnogo kerosina T-s-1 v ANSYS CFX [Modeling of combustion of aviation kerosene TS-1 in ANSYS CFX]. *Molodezhnyy Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2012, no. 2 (3). pp. 60-67.

17. Kudoyarova V.M., Kishalov A.E. Resheniye prikladnykh zadach teploobmena i gidrogazodinamiki v pakete ANSYS: ucheb. posobiye. [Solution of applied problems of heat transfer and fluid dynamics in the ANSYS package: tutorial]. Ufa, RIK USATU, 2016, 219 p.

Об авторах

Кишалов Александр Евгеньевич (Уфа, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационная теплотехника и теплоэнергетика», ФГБОУ ВО УГАТУ (450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12; e-mail: kishalov@ufanet.ru).

Золотухин Антон Сергеевич (Уфа, Россия) – магистрант кафедры «Авиационная теплотехника и теплоэнергетика», ФГБОУ ВО УГАТУ (450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12; e-mail: zolotuhinant@yandex.ru).

About the authors

Alexander E. Kishalov (Ufa, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering Department, Ufa State Aviation Technical University (12, Karl Marx st., Ufa, 450008, Russian Federation; e-mail: kishalov@ufanet.ru).

Anton S. Zolotukhin (Ufa, Russian Federation) – Postgraduate Student of the Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering Department, Ufa State Aviation Technical University (12, Karl Marx st., Ufa, 450008, Russian Federation; e-mail: zolotuhinant@yandex.ru).

Получено 04.03.2021