

УДК 621.45.036

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ ТРДДФсм НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ СЕМЕЙСТВА АЛ-31Ф

А. Е. Кишалов¹, В. Д. Липатов², П. В. Соловьев³

¹ kishalov@ufanet.ru, ² lipatvvadim@gmail.com, ³ paulnightingale@mail.ru

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

Поступила в редакцию 18.09.2020

Аннотация. Данное исследование посвящено проектированию конструкции основных элементов авиационного ВРД при помощи разработанной экспертной системы поддержки принятия решения. Система по результатам термогазодинамических расчетов предлагает вариант конструкции, определяет основные действующие усилия и температурное состояние деталей. При помощи базы данных авиационных металлических и композиционных материалов экспертная система формирует список оптимальных материалов для применения в конструкции. Приведены результаты моделирования конструкции основных узлов форсажной камеры ТРДДФсм IV поколения семейства АЛ-31Ф.

Ключевые слова: экспертная система; форсажная камера; авиационные двигатели; прогнозирование конструкции; ТРДДФсм; выбор материала; база данных материалов; оценка массы конструкции.

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование конструкции современных авиационных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) – сложная и трудоемкая задача. На ранних стадиях проектирования двигателей выбираются их конструктивная и силовая схемы, оптимизируются термогазодинамические параметры цикла. Именно тогда закладываются высокие показатели эффективности и эксплуатационные свойства проектируемого изделия. Данную стадию проектирования можно значительно ускорить, автоматизировав процесс разработки конструкции при помощи различных программных комплексов.

Современный уровень развития науки и техники вынуждает разработчиков сложных технических изделий (к которым, безусловно, относится и авиационный двигатель) применять на всех этапах жизненного цикла

изделия математические модели различных уровней. Современные авиационные ВРД отличаются от предыдущих поколений чрезвычайно высоким уровнем параметров газового потока проточной части, низким удельным расходом топлива, низким удельным весом и высокой удельной тягой. Высокий уровень оптимизации и согласования характеристик основных узлов в составе двигателя на ранних стадиях разработки является залогом высокого уровня совершенства и эксплуатационных показателей проектируемого изделия. При этом одним из важных параметров авиационных конструкций является их вес. На сегодняшний день существует множество методик для предсказания веса двигателя в целом [1–3]. Их общий недостаток заключается в том, что по термогазодинамическим параметрам двигателя чрезвычайно тяжело оценить вес дви-

двигателя без детальной (или хотя бы концептуальной) проработки конструкции его основных узлов, выполнения аэродинамических, тепловых и прочностных расчетов, подбора материалов его деталей и сборочных единиц. Эта проблема решается при помощи разработки экспертной системы (ЭС) поддержки принятия решения, позволяющей моделировать конструкцию основных узлов авиационных ВРД, определять газовые и инерционные силы, действующие на их основные элементы, оценивать теплонапряженное состояние основных деталей и сборочных единиц, выбирать для них материалы [4]. ЭС разработана на базе системы имитационного термогазодинамического моделирования Dvlgw при помощи Framework SAMSTO [5]. ЭС содержит набор структурных элементов (СЭ), которые получают необходимые термогазодинамические параметры от основных узлов двигателя, выполняют разработку конструкции и прочностные расчеты. Выбор материала для применения конструкции осуществляется за счет обращения к разработанной базе данных (БД) металлических и композиционных материалов, применяемых в конструкции авиационных двигателей [6].

Данная статья посвящена автоматизированному проектированию конструкции форсажной камеры (ФК) серийно изготавливаемого ТРДДФсм IV поколения для военного

высокоманевренного самолета (двигателя семейства АЛ-31Ф). Данный двигатель предназначен для установки на истребителе СУ-27 и его дальнейших модификациях. Моделирование производилось для наиболее нагруженного режима работы – для взлетного режима полного форсажа ($H = 0$ км, $M = 0$).

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для проектирования конструкции и выбора материала корпуса и жаровой трубы форсажной камеры сгорания в ЭС необходим СЭ «Материал ФК», который соединяется со СЭ «ФК» при помощи информационного потока (рис. 1). В зависимости от схемы двигателя (одноконтурный или двухконтурный со смешением потоков перед ФК) СЭ «ФК» соединяется или со СЭ «Смеситель», или со СЭ «Турбина». Также перед СЭ «ФК» может располагаться СЭ «Канал», моделирующий сопротивление затурбинного диффузора, или СЭ «Входное устройство» (при моделировании прямоточного ВРД).

В элемент «Материал ФК» по потоку передаются термогазодинамические параметры потока и площади характерных поперечных сечений. На основании этой информации и статистического анализа конструкций современных ТРДДФсм [7–12] проектируется конструкция ФК.

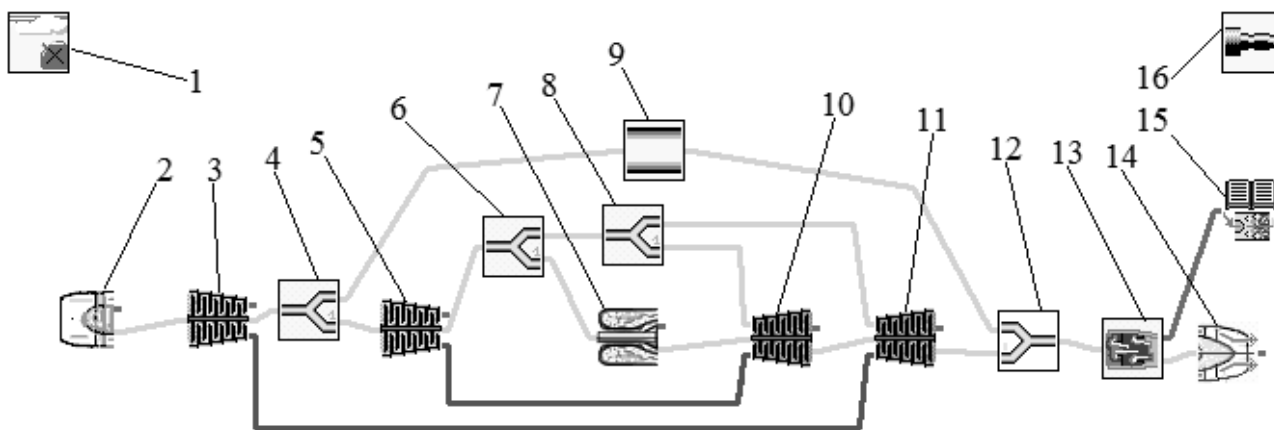


Рис. 1. Топологическая модель ТРДДФсм при проектировании ФК:

1 – СЭ «Начальные условия»; 2 – СЭ «Входное устройство»; 3 – СЭ «КНД»; 4, 6, 8 – СЭ «Разделитель потоков»; 5 – СЭ «КВД»; 7 – СЭ «КС»; 9 – СЭ «Канал»; 10 – СЭ «ТВД»; 11 – СЭ «ТНД»; 12 – СЭ «Смеситель»; 13 – СЭ «ФК»; 14 – СЭ «РС»; 15 – СЭ «Материал ФК»; 16 – СЭ «Общие результаты»

Толщина стенок δ корпуса и жаровой трубы (ЖТ) определяется по уравнению Лапласа (исходя из теплового состояния элементов и свойств анализируемого материала):

$$\delta = \frac{\Delta p \cdot D}{\sigma_T},$$

где Δp – перепад статических давлений, действующих на конструкцию (корпус или ЖТ), Па; D – диаметр корпуса или ЖТ, м; σ_T – предел текучести анализируемого материала при действующих на элемент температурах, Па.

Тепловое состояние элементов ФК в основном определяется конвективным и лучистым теплообменом. Лучистый поток тепла от газов в ФК в основном обусловлен излучением трехатомных газов (CO_2 и H_2O), образующихся при сгорании углеводородных топлив. Прирост температуры в первичной зоне горения определяется в зависимости от коэффициента избытка воздуха в первичной зоне, начальной температуры и давления по аппроксимации экспериментальных данных [13]. В зависимости от температуры в первичной зоне ЭС определяет тепловой поток от газа к стенкам ЖТ и от ЖТ к корпусу ФК (лучистый и конвективный). Тепловое состояние ЖТ и корпуса определяется из условия равенства тепловых потоков:

$$q_{\text{луч. внут.}} + q_{\text{конв. внут.}} = q_{\text{луч. нар.}} + q_{\text{конв. нар.}} = \\ = \frac{\lambda_{\text{ЖТ}}}{\delta_{\text{ЖТ}}} (T_{\text{ЖТ внут.}} - T_{\text{ЖТ нар.}}).$$

В зависимости от температуры и давления газов, поступающих в ФК, определяется полка V-образных стабилизаторов. В зависимости от заданного количества радиальных и кольцевых стабилизаторов проектируется фронтное устройство ФК. Некоторые из вариантов сочетаний различного количества радиальных и кольцевых стабилизаторов представлены на рис. 2. ЭС опре-

деляет степень загромождения проточной части фронтным устройством $\overline{f_{\text{ст}}} = F_{\text{ст}} / F_X$.

Также при моделировании определяется максимальный диаметр вписанной окружности $d_{\text{стаб}}$, по которой впоследствии определяется длина смыкания фронтов пламени l_x (длина холодной части зоны горения).

При определении массы блока стабилизаторов пламени экспертно оценивается масса крепления стабилизаторов к корпусу.

Длина зоны горения определяется по времени полного сгорания топливно-воздушной смеси [13] с коррекцией по полноте сгорания [14].

Гидравлические потери определяются как сумма потерь на диффузоре, на блоке стабилизаторов, при течении газа в полости над экраном и при перетекании через перфорацию.

На режиме «завязка» (0 или 1000) ЭС рассчитывает коэффициент полного давления ФК (необходимо, чтобы он совпадал с задаваемым во входных параметрах СЭ «ФК») и по заданной полноте сгорания определяет длину ФК. На режиме расчета характеристик (1 или 1001) ЭС по геометрии ФК определяет коэффициент полного давления и полноту сгорания топлива. При этом для расчета высотно-скоростных или климатических характеристик двигателя необходимо, чтобы в законе расчета найденные в СЭ «Материал ФК» интегральные характеристики (гидравлический коэффициент полного давления и полнота сгорания) передались во входные параметры СЭ «ФК».

При выборе материала для ЖТ, корпуса, центрального тела, смесителя и блока стабилизаторов ЭС последовательно перебирает материалы из БД, по температурному состоянию элементов интерполирует свойства материалов, анализирует их и назначает каждому материалу баллы (за рабочую температуру материала, предел текучести, предел прочности, плотность материала и за его технологические свойства).

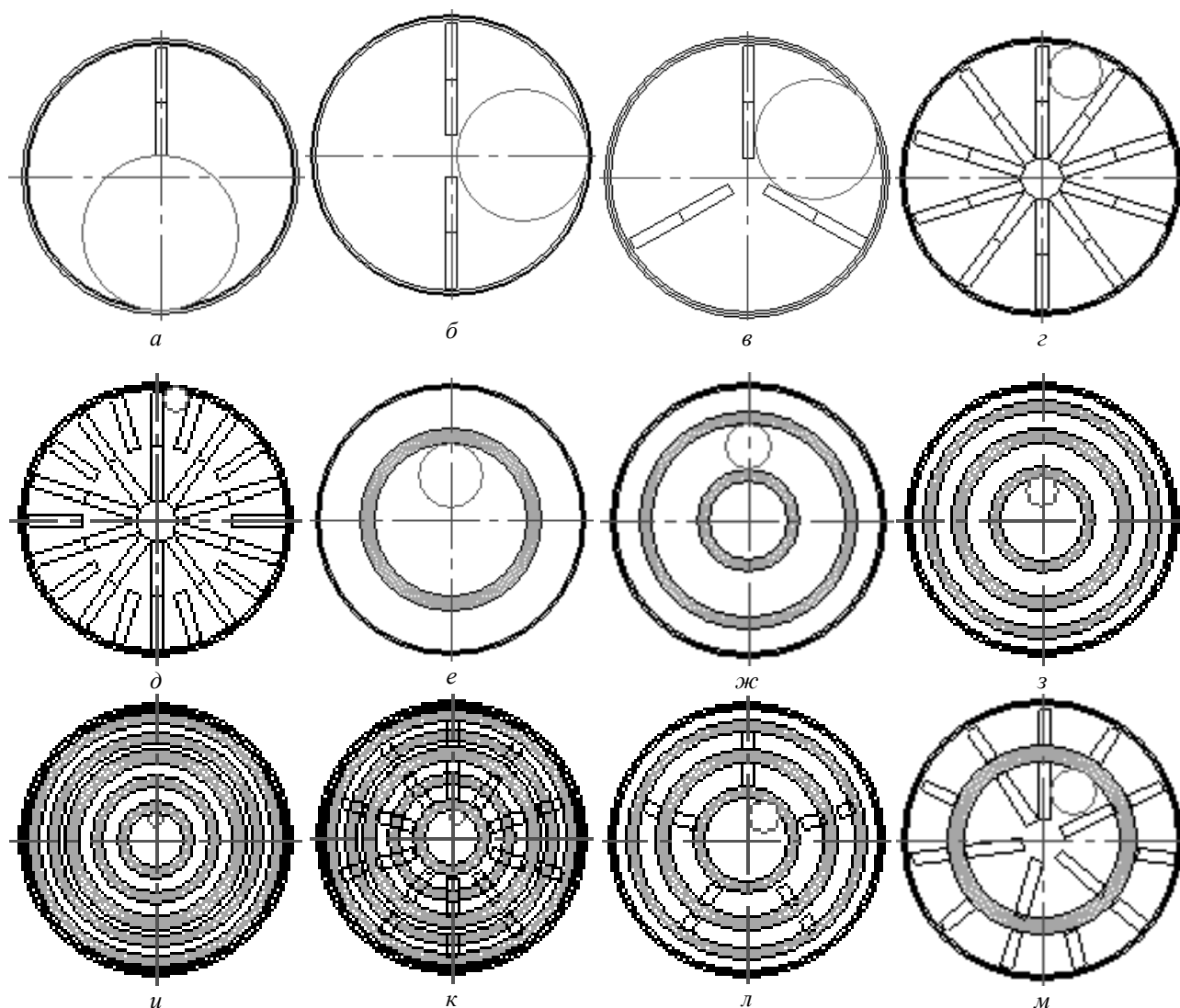


Рис. 2. Варианты конструкции фронтного устройства ФК:

а – кольц.: 0, рад.: 1; *б* – кольц.: 0, рад.: 2; *в* – кольц.: 0, рад.: 3; *г* – кольц.: 0, рад.: 10; *д* – кольц.: 0, рад.: 20; *е* – кольц.: 1, рад.: 0; *ж* – кольц.: 2, рад.: 0; *з* – кольц.: 3, рад.: 0; *и* – кольц.: 5, рад.: 0; *к* – кольц.: 5, рад.: 10; *л* – кольц.: 3, рад.: 5; *м* – кольц.: 1, рад.: 11

В результате моделирования ФК определяются ее основные геометрические размеры и масса элементов, параметры и интегральные характеристики, результаты интерполяции параметров материала по свойствам из БД, расшифровываются назначенные баллы материала. Также выводится список из пяти проанализированных материалов, набравших максимальные баллы.

МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Форсажная камера моделируемого двигателя является общей для наружного и внутреннего контуров с предварительным смещением потоков в смесителе и состоит из смесителя, фронтного устройства

и ЖТ [9]. Блок стабилизаторов пламени состоит из кольцевой форкамеры (лидерный стабилизатор) и двух V-образных кольцевых стабилизаторов, соединенных одиннадцатью V-образными стойками (рис. 3). Для обеспечения совпадения площадей характерных поперечных сечений в СЭ «ФК» установлены значения приведенных скоростей: на входе в ФК – 0,287; в холодном сечении ФК – 0,16. В СЭ «Материал ФК» установлено: количество кольцевых стабилизаторов – 3, количество радиальных стабилизаторов – 11, относительный диаметр на выходе из турбины – 0,62, доля охлаждающего воздуха – 0,1, угол при вершине стабилизатора – 30°. Результаты моделирования приведены на рис. 3 и в табл. 1. Как видно

из результатов моделирования ФК, геометрия ФК моделируется достаточно точно, средняя относительная погрешность при определении основных размеров ФК составляет доли процента. При этом по некоторым отдельным позициям погрешность достигает более существенных величин. Например, относительная погрешность диаметра центрального тела на срезе стабилизатора составляет 34 %, однако в абсо-

лютных величинах погрешность – 48 мм, что в масштабе ФК достаточно малые величины. При этом общая длина центрального тела (кок-обтекатель) моделируется достаточно точно (погрешность составляет 0,76 %). Отклонения в диаметральных и осевых размерах ФК объясняются отличием углов диффузоров реальной конструкции от принятых в алгоритмах системы.

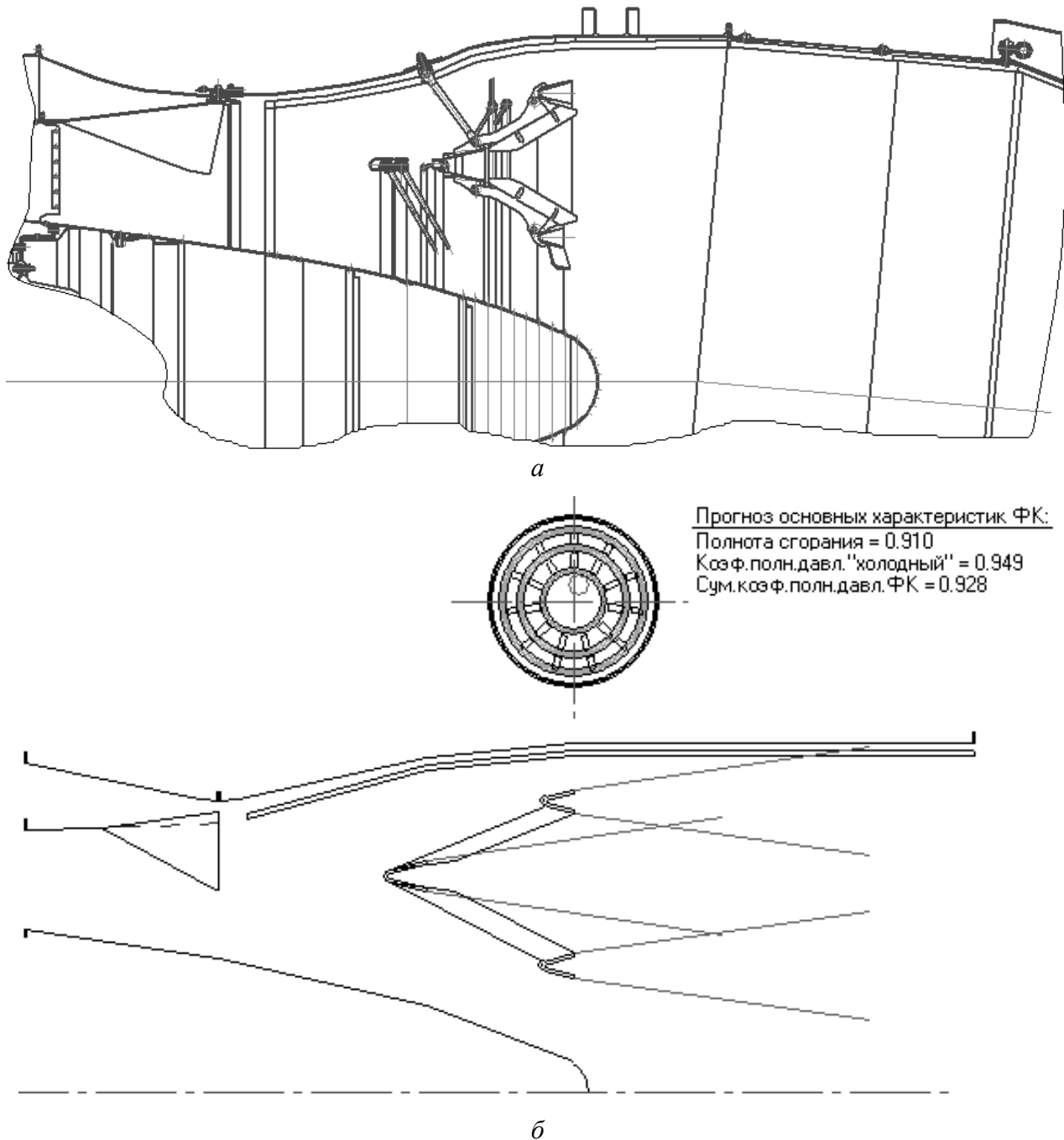


Рис. 3. Схема ФК: а – конструкция; б – результат моделирования

Результаты моделирования ФК

| Параметр | Относительная погрешность, % |
|--|------------------------------|
| Диаметр центрального тела на выходе из турбины, м | 0,26 |
| Диаметр смесителя (внутренний) на выходе из турбины, м | < 0,01 |
| Диаметр наружного корпуса на входе в ФК, м | 0,03 |
| Диаметр центрального тела на срезе смесителя, м | 1,49 |
| Диаметр наружного корпуса на срезе смесителя, м | 0,82 |
| Длина от входа в ФК до среза смесителя, м | 2,64 |
| Длина от входа в ФК до среза стабилизатора, м | 2,73 |
| Полка стабилизатора, мм | 11,76–7,32 |
| Диаметр центрального тела на срезе стабилизатора, м | 34,21 |
| Диаметр наружного корпуса на срезе стабилизатора, м | < 0,01 |
| Диаметр вписанной в стабилизаторы окружности, м | 23,52 |
| Длина центрального тела, м | 0,76 |
| Длина диффузорной части ФК, м | 6,87 |
| Диаметр ФК, м | 0,02 |
| Диаметр ЖТ, м | 0,57 |
| Длина ФК, м | 3,02 |
| Полнота сгорания | < 0,01 |
| Гидравлический коэффициент полного давления ФК | < 0,01 |
| Масса стабилизаторов пламени, кг | 0,92 |
| Масса центрального тела, кг | 12,15 |
| Масса смесителя, кг | 3,81 |
| Масса жаровой трубы, кг | 0,97 |
| Масса корпуса, кг | 0,81 |
| Толщина корпуса, мм | 32–1 |

На рис. 4 приведена схема радиальных и кольцевых стабилизаторов пламени моделируемой ФК. Видна зона, затененная стабилизаторами. Показаны диаметры вписанных окружностей. Видно, что диаметр наибольшей окружности (расстояние, которое нужно пройти пламени до смыкания фронтов) составляет 104,58 мм – внутри малого кольцевого стабилизатора. Остальные диаметры вписанных окружностей меньше, следовательно, 11 радиальных V-образных стабилизаторов выполняют только функцию пламяперехватов, а на полноту сгорания большого влияния не оказывают. Аналогичный диаметр, определенный ЭС, составляет 129,2 мм (относительная погрешность – 23 %). Такая достаточно серьезная погрешность объясняется тем, что в конструкции моделируемого двигателя на малом кольцевом V-образном стабилизаторе есть дополнительные короткие радиальные V-образные стабилизаторы, направленные к оси ФК. А в конструкции фронтального устройства, предложенной ЭС, данные радиальные стабилизаторы отсутствуют (рис. 3).

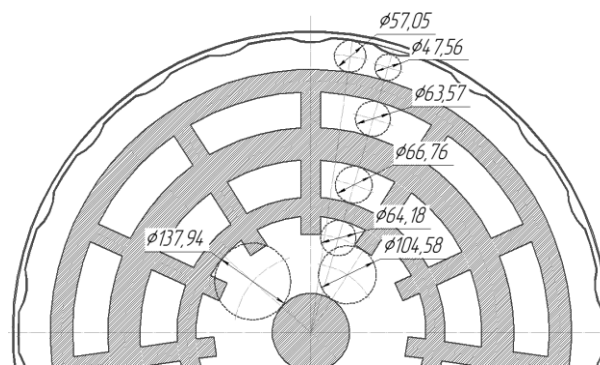


Рис. 4. Схема стабилизаторов пламени ФК ТРДДФсм

Погрешность при определении полки стабилизатора говорит о несовершенстве методики [10] и о том, что при доводке реальной конструкции ФК удалось обеспечить устойчивость горения на достаточно больших высотах полета при таких довольно маленьких полках стабилизаторов. Возможно, этому способствовали мощные антивибрационные экраны над фронтальным устройством и система отверстий в центральном теле.

Масса блока стабилизаторов, выполненных из сплава на никелевой основе ВЖЛ-98 (ХН-60ВТ), согласно их 3D-модели (рис. 5),

меньше массы блока стабилизаторов по ЭС на 9,2 %. Погрешность моделирования вызвана погрешностью в определении полки стабилизатора (при моделировании в ЭС полка стабилизатора больше).



Рис. 5. 3D-твердотельная геометрическая модель блока стабилизаторов пламени ФК ТРДДФсм

В конструкции ФК радиальные стабилизаторы имеют меньшую полку, ЭС присвоила и радиальным, и кольцевым стабилизаторам полку одинакового размера. При корректировке «Масштабного коэффициента для полки стабилизатора» 0,85 (вместо 1,0) полка стабилизатора уменьшилась до более близких к конструкции значений, а относительная погрешность в определении массы блока стабилизаторов уменьшилась до ~1 % (табл. 1).

Масса центрального тела (кок-обтекатель) по модели в ЭС на 1,144 кг (12,15 %) меньше, чем масса, определенная по 3D-твердотельной геометрической модели (рис. 6). Погрешность вызвана тем, что в конструкции кока-обтекателя есть множество антивибрационных отверстий, система крепления и четыре бандажа, обеспечивающих жесткость конструкции, отсутствующие в конструкции, предложенной экспертной системой. При этом основные геометрические размеры конструкции в основном совпадают.

Для выбора материала кока-обтекателя режим работы СЭ «Материал ФК» должен быть «0» (подбор материала для корпу-

са ФК). На рис. 7 приведена 3D-модель смесителя ФК. Несмотря на его сложную конфигурацию, погрешность определения его массы (по сравнению с 3D-моделью) составляет менее 4 %.

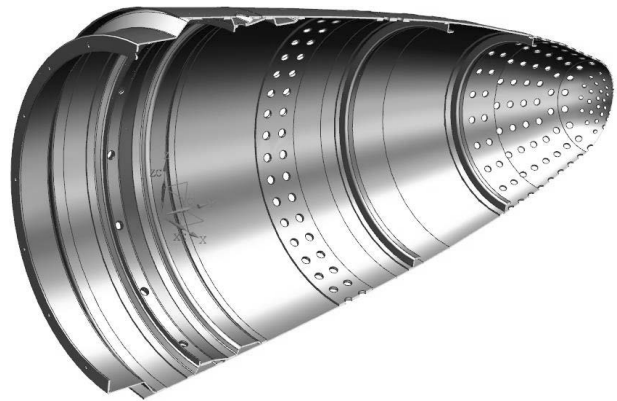


Рис. 6. 3D-твердотельная геометрическая модель центрального тела (кок-обтекатель) ФК ТРДДФсм

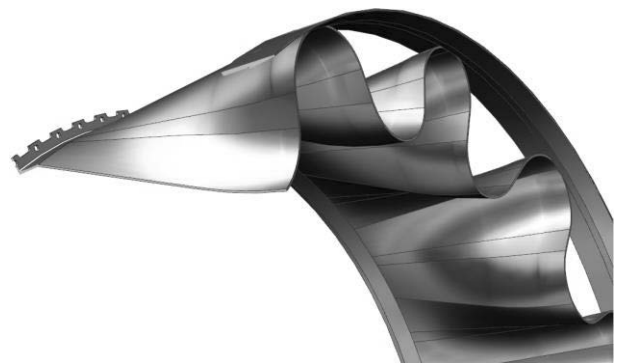


Рис. 7. 3D-твердотельная геометрическая модель смесителя ФК ТРДДФсм

Благодаря хорошему совпадению осевых и диаметральных размеров погрешность в определении массы теплозащитного экрана составляет менее 3 %. На рис. 8 приведена 3D-твердотельная геометрическая модель первой секции теплозащитного (антивибрационного) экрана ФК. Несмотря на различную толщину корпуса на различных участках и наличие крепежных элементов, погрешность определения массы корпуса ФК составила порядка 3,2 % (1,93 кг). На рис. 9 приведена 3D-твердотельная геометрическая модель наружного корпуса диффузора и смесителя ФК в NX 8.0 (на основе титанового сплава). Средняя погрешность моделирования массы отдельных элементов составляет 3,7 %.



Рис. 8. 3D-твердотельная геометрическая модель первой секции теплозащитного (антивибрационного) экрана ФК ТРДДФсм

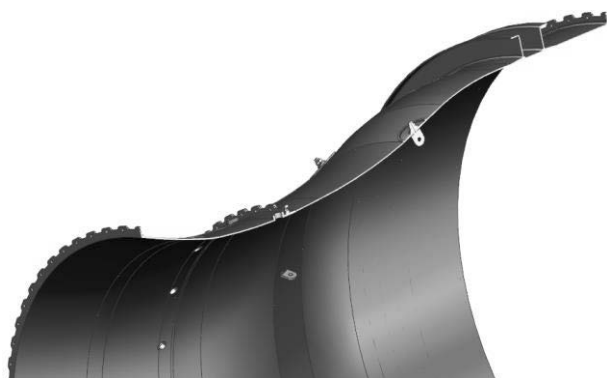


Рис. 9. 3D-твердотельная геометрическая модель наружного корпуса диффузора и смесителя ФК ТРДДФсм

Результаты выбора материала для центрального тела, смесителя, корпуса, блока стабилизаторов и жаровой трубы ФК приведены в табл. 2.

При выборе материала для корпуса ФК система предложила список из титановых сплавов, на первом месте которого находится ВТ-25, набравший 6,96 баллов ($\rho = 4620 \text{ кг/м}^3$). При этом титановый сплав, из которого выполнена конструкция корпуса ФК – ВТ-20 – набрал 6,47 баллов и в список не попал ($\rho = 4450 \text{ кг/м}^3$). Конструкция корпуса из титанового сплава ВТ-25, по оценке ЭС, имеет меньшую толщину корпуса и, соответственно, меньшую массу. На первом месте списка ЭС при выборе материала для теплозащитных экранов и стабилизаторов ФК находится сплав ЭП-99, из которого и выполнена конструкция ЖТ.

Таблица 2

Результаты выбора материалов элементов ФК

| Элемент | Констр. | Результат моделирования |
|---------|---------|-----------------------------------|
| ЖТ | ЭП-99 | ЭП-99, ВЖЛ8, ЭП-648, ЭИ618, ЭП617 |
| Корпус | ВТ-20 | ВТ-25, ВТ-18, ВТ-9, ВТ-8, ВТ3-1 |

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье описаны разработанные БД и ЭС поддержки принятия решения при проектировании конструкции основных элементов проточной части авиационных ВРД. Описана методика моделирования конструкции ФК авиационных ВРД. Приведены результаты моделирования конструкции ФК ТРДДФсм семейства АЛ-31Ф. Результаты моделирования сравнены с реальной конструкцией узла. Средняя относительная погрешность при моделировании основных геометрических размеров ФК составляет порядка 4,5 %. При этом по отдельным характеристикам узлов погрешности достигают гораздо больших значений. Средняя относительная погрешность при моделировании массы элементов конструкции составляет порядка 3,7 %. Материал, примененный в конструкции ЖТ ФК, находится на первом месте в списке материалов, рекомендуемых системой. При выборе материала для корпуса система предложила различные варианты титановых сплавов, но титановый сплав ВТ-20 в список рекомендуемых не попал.

Разработанные ЭС и БД позволяют оптимизировать конструкцию основных узлов проектируемого двигателя на ранних этапах разработки, что сокращает время разработки и повышает уровень совершенства и эксплуатационных показателей проектируемого изделия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кишалов А. Е., Маркина К. В. Анализ эффективности различных методик оценки массы авиационных ГТД на стадии проектирования // Молодежный Вестник УГАТУ. 2016. № 1 (14). С. 161–169. [А. Е. Kishalov, K. V. Markina, "Analysis of the effectiveness of various methods for assessing the mass of aircraft gas turbine engines at the design stage", (in Russian), in *Molodejny Vestnik UGATU*, no. 1 (14), pp. 161-169, 2016.]

2. **Кузьмичев В. С.** Методы и средства начальных этапов автоматизированного проектирования авиационных ГТД и экспертизы их научно-технического уровня: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05. Самара, 2000. 32 с.: ил. [V. S. Kuzmichev, *Methods and means of the initial stages of computer-aided design of aviation gas turbine engines and expertise of their scientific and technical level*: D.E.S. diss. Abstr., (in Russian). Samara, 2000. 32 p.]

3. **Филинов Е. П.** Методы и средства выбора параметров рабочего процесса и схем малоразмерных турбореактивных двигателей на этапе концептуального проектирования: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05. Самара, 2019. 372 с. [Е. П. Filinov, *Methods and tools for selecting parameters of the working process and schemes of small-sized turbo-recoil engines at the stage of conceptual design*, D.E.S. diss., (in Russian). Samara, 2019. 372 p.]

4. **Кишалов А. Е., Маркина К. В.** Экспертная система по автоматизированному проектированию узлов и выбору материалов основных деталей авиационных воздушно-реактивных двигателей: Св-во об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2016663846. Заявка № 2016619904. Дата поступления 22.09.2016. Дата регистрации 19.12.2016. М.: РОСПАТЕНТ [А. Е. Kishalov, K. V. Markina, "Expert system for automated design of assemblies and selection of materials for main parts of aircraft jet engines", (in Russian). The Certificate on Official Registration of the Computer Program, no. 2016663846, 2016.]

5. **Система** термодинамического моделирования газотурбинных двигателей DVIGw / Д. А. Ахмедзянов [и др.]: Св-во об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2004610624. М.: Роспатент, 2004. [D. A. Akhmedzyanov, et al., "System of thermogasdynamic modeling of gas turbine engines DVIGw", (in Russian). The Certificate on Official Registration of the Computer Program, no. 2004610624, 2004.]

6. **Akhmedzyanov D. A., Kishalov A. E.** Computer-Aided Design and Construction Development of the Main Elements of Aviation Engines // International Russian Automation Conference. Springer, Cham, 2019. Pp. 693-702. [D. A. Akhmedzyanov, A. E. Kishalov, "Computer-Aided Design and Construction Development of the Main Elements of Aviation Engines", in *International Russian Automation Conference*, 2019, pp. 693-702.]

7. **Конструкция** и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов вузов / С. А. Вьюнов [и др.]. М.: Машиностроение, 1989. 368 с. [S. A. V'junov, et al., *Design and design of aircraft gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1989.]

8. **Иноземцев А. А., Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л.** Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. 366 с. [A. A. Inozemtsev, M. A. Nihamkin, V. L. Sandratskii, *The basics of designing aircraft engines and power plants*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2008.]

9. **Турбореактивный** двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учеб. пособие / под ред. А. П. Назарова. М.: ВВИА, 1987. 363 с. [А. П. Nazarov (ed.), *Afterburning turbofan AL31-F*, (in Russian). Moscow: ВВИА, 1987.]

10. **Теория** и расчет воздушно-реактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987. 568 с. [S. M. Shlyahenko (ed.), *Theory and calculation of air-jet engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1987.]

11. **Созонов А. И.** Авиационные двигатели: альбом схем. Ульяновск: УВАУ ГА, 2008. 72 с. [А. I. Sozonov, *Aircraft engines: sketchbook*, (in Russian). Ul'yanovsk: UVAU GA, 2008.]

12. **Зрелов В. А.** Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2005. 336 с. [V. A. Zrelov, *Domestic gas turbine engines. Basic parameters and design schemes*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2005.]

13. **Лефевр А.** Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с. [A. Lefebvre, *Processes in GTE combustion chambers*, (in Russian). Moscow: Mir, 1986.]

14. **Физические** основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей / Б. В. Раушенбах [и др.]. М.: Машиностроение, 1964. 526 с. [B. V. Raushenbach, et al., *Physical fundamentals of the working process in the combustion chambers of air-jet engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1964.]

ОБ АВТОРАХ

КИШАЛОВ Александр Евгеньевич, доц. каф. авиац. тепло-техники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2006). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустойчивых режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

ЛИПАТОВ Вадим Дмитриевич, асп. каф. АТИТ. Дипл. магистр по спец. «Теплоэнергетика и теплотехника» (УГАТУ, 2018). Иссл. в обл. численного моделирования рабочего процесса основных и форсажных камер сгорания.

СОЛОВЬЕВ Павел Владимирович, доц. каф. материаловедения и физики металлов. Дипл. инж. (УГАТУ, 2009), канд. техн. наук (УГАТУ, 2016). Иссл. в обл. механики и технологии изгот. издел. из композиц. материалов.

METADATA

Title: Automated design of the afterburner's construction on the example of the afterburning turbofan of the AL-31F family.

Authors: A. E. Kishalov¹, V. D. Lipatov², P. V. Soloviev³

Affiliation:

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹kishalov@ufanet.ru, ²lipatvadam@gmail.com, ³paulnightingale@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 3 (89), pp. 59-68, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: This study is devoted to the design of the design of the main elements of the aircraft air-jet engine using the developed expert decision support system. Based on the results of thermogasdynamic calculations, the system offers a design option, determines the main acting forces and the temperature state of the parts. Using the database of aviation metal and composite materials, the expert system generates a list of optimal materials for use in the structure. This article presents the results of modeling the design of the main nodes of the afterburner of the afterburning turbofan IV generation of the AL-31F family.

Key words: expert system; afterburner; GTE; design forecasting; afterburning turbofan; choice of material; database of materials; weight estimate.

About authors:

KISHALOV, Alexander Evgenievich, Associate Prof., Dept. of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering. Dipl. Engineer of GTE and power plants (USATU, 2006). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2010).

LIPATOV, Vadim Dmitrievich, Postgrad. (PhD) Student, Dept. of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering. Master of heat power engineering and heat engineering (USATU, 2018).

SOLOVIEV, Pavel Vladimirovich, Associate Prof., Dept. of Materials Technology and Metals. Dipl. Engineer (USATU, 2009). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2016).