

УДК 621.45.01

## АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ТРДДФсм НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ СЕМЕЙСТВА АЛ-31Ф

А. Е. Кишалов<sup>1</sup>, В. Д. Липатов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>kishalov@ufanet.ru, <sup>2</sup>lipatvvd@gmail.com

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

Поступила в редакцию 18.11.2020

**Аннотация.** Приводятся результаты моделирования конструкции основных узлов авиационного ТРДДФсм IV поколения семейства АЛ-31Ф при помощи разработанной экспертной системы поддержки принятия решения. Результаты моделирования сравниваются с конструкцией узлов, средняя относительная погрешность моделирования конструкции компрессоров составляет 4,5 %. Средняя относительная погрешность при моделировании турбин – 2,5 %, камеры сгорания – 4,47 %, форсажной камеры – 5,68 %, реактивного сопла – 11,8 %. Материалы, предлагаемые экспертной системой, соответствуют материалам, применяемым в конструкции.

**Ключевые слова:** база данных материалов; экспертная система; основные узлы; авиационные двигатели; прогнозирование конструкции; ТРДДФсм.

### ВВЕДЕНИЕ

Высокая степень согласования параметров и характеристик основных узлов авиационного ТРДДФсм на ранних стадиях проектирования является залогом его успешного дальнейшего проектирования, производства и эксплуатации. Ускоренное проектирование конструкции современных авиационных двигателей возможно осуществить перебором большого количества вариантов конструктивного исполнения при помощи различных программных комплексов поддержки принятия решения.

На базе системы имитационного термодинамического моделирования авиационных двигателей Dvlgw [1] разработана экспертная система (ЭС) поддержки принятия решения, позволяющая моделировать конструкцию основных узлов авиационных двигателей, определять газовые и инерционные силы, действующие на их основные элементы, оценивать теплонапряженное состояние основных деталей и сборочных единиц, выбирать для них материалы [2].

ЭС содержит набор структурных элементов (СЭ), которые получают необходимые термодинамические 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.

В данной статье описываются результаты моделирования конструкции основных узлов ТРДДФсм IV поколения семейства АЛ-31Ф. Данный двигатель предназначен для установки на истребителе СУ-27 и его дальнейших модификациях. Конструктивно АЛ-31Ф состоит из четырехступенчатого компрессора низкого давления (КНД), девятиступенчатого компрессора высокого давления (КВД), камеры сгорания (КС) кольцевого типа, одноступенчатой турбины высокого давления (ТВД) и низкого давления (ТНД), форсажной камеры (ФК) и сверхзвукового регулируемого сопла (РС) [3]. Моде-

лирование всех узлов производилось для наиболее нагруженного режима работы – для взлетного режима полного форсажа ( $H = 0$  км,  $M = 0$ ).

### МОДЕЛИРОВАНИЕ КНД

КНД АЛ-31Ф осевой, четырехступенчатый, оборудован входным направляющим аппаратом (ВНА) с регулируемой поворотной частью лопатки (рис. 1).

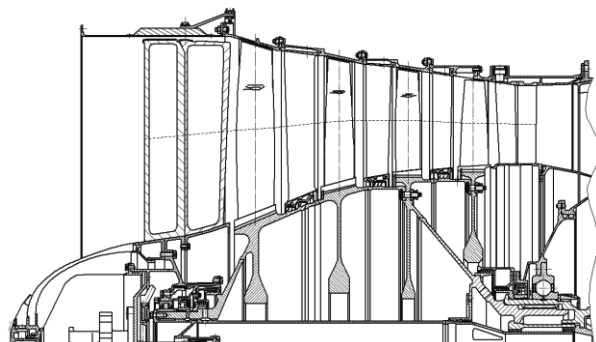


Рис. 1. Схема КНД

Моделируемый КНД имеет сложный закон профилирования проточной части с переменным средним диаметром. Принято допущение о том, что закон профилирования проточной части – с постоянным средним диаметром (рис. 2).

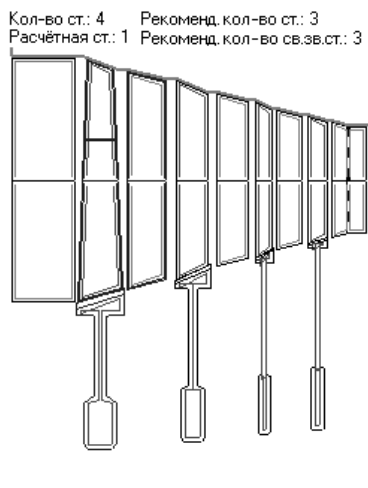


Рис. 2. Результат моделирования КНД

Топологическая модель двигателя в ЭС приведена на рис. 3. При моделировании ЭС выдала рекомендации о сокращении общего количества ступеней до трех и увеличении количества сверхзвуковых ступеней. Результаты моделирования конструкции про-

точной части КНД в ЭС представлены в табл. 1, в которой приняты следующие обозначения:  $n$  – номер ступени;  $d_{\text{нар}}$  – наружный диаметр на входе/выходе из РК;  $d_{\text{внутр}}$  – внутренний диаметр на входе/выходе из РК;  $n_{\text{РЛ}}$  – число рабочих лопаток;  $n_{\text{НА}}$  – число направляющих аппаратов;  $b_{\text{РК}}$  – хорда РК на среднем диаметре;  $l_{\text{РК}}$  – ширина РК;  $l_{\text{НА}}$  – ширина НА;  $l_{\text{ст}}$  – длина ступени.

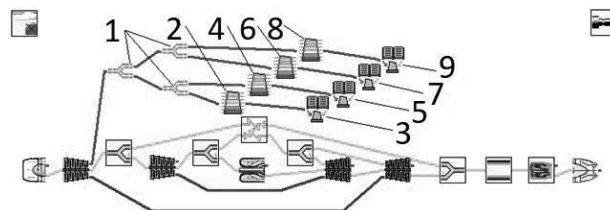


Рис. 3. Топологическая модель ТРДДФсм (АЛ-31Ф) при моделировании узла КНД:

- 1 – ЭС «Разделитель потоков прочностной информации»;
- 2 – СЭ «Прочность лопатки 1 ст. КНД»;
- 3 – СЭ «Материал лопатки 1 ст. КНД»;
- 4 – СЭ «Прочность лопатки 2 ст. КНД»;
- 5 – СЭ «Материал лопатки 2 ст. КНД»;
- 6 – СЭ «Прочность лопатки 3 ст. КНД»;
- 7 – СЭ «Материал лопатки 3 ст. КНД»;
- 8 – СЭ «Прочность лопатки 4 ст. КНД»;
- 9 – СЭ «Материал лопатки 4 ст. КНД»

Несмотря на сложный закон профилирования КНД, средняя относительная погрешность моделирования составляет 6,4 %, максимальная погрешность при определении суммарной длины I ступени – 32 %. ЭС рекомендовала конструкцию с ВНА, поэтому длина I ступени почти в 2 раза больше последующей. Однако в реальной конструкции ВНА – регулируемый (отклоняемая выходная кромка), что обусловило большую ширину венца ВНА и, как следствие, большую длину ступени (264,8 мм), чем в рекомендациях ЭС (178,7 мм).

При выборе материалов для РЛ всех ступеней ЭС предложила варианты из различных титановых сплавов. При моделировании материала для РЛ передних ступеней (I и II) система предложила титановый сплав ВТ3-1 (из которого выполнена реальная конструкция). При моделировании последних ступеней (III и IV) материал ВТ3-1 – на 2–3 месте.

Результаты моделирования КНД

Номер ступени	$d_{\text{нар}}$ , мм	$d_{\text{внутр}}$ , мм	$n_{\text{РЛ}}$	$n_{\text{НА}}$	$b_{\text{ПК}}$ , мм	$l_{\text{ПК}}$ , мм	$l_{\text{НА}}$ , мм	$l_{\text{ст}}$ , мм	Предлагаемые варианты материала РЛ
1	898,5	391,5	36	54	56,9	45,3	41,7	178,7	BT3-1; BT9; BT18; BT22; BT25
	872,0	418,1							
2	851,2	438,9	48	57	59,2	46,7	30,1	93,0	BT3-1; BT9; BT18; BT22; BT25
	823,9	466,1							
3	807,7	482,3	53	53	39,5	31,2	25,9	71,0	BT20; BT8; BT3-1; BT5; BT5Л
	788,5	501,5							
4	775,7	514,3	40	80	51,1	40,4	55,1	112,8	BT6; BT3-1; BT4; BT5Л; BT9Л
	766,0	524,1							

Средняя относительная погрешность при определении массы основных деталей и сборочных единиц (лопатки, диски, корпус) составляет 17 % (относительно их 3D-моделей) и связана со сложной конструкцией дисков.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ КВД

КВД ТРДДФсм АЛ-31Ф осевой, девятиступенчатый. Проточная часть выполнена по закону с постоянным наружным диаметром ( $D_{\text{нар}} = \text{const}$ ). Для обеспечения высоких значений параметров компрессора на нерасчетных режимах и обеспечения необходимых запасов устойчивости КВД оборудован ВНА с регулируемой поворотной частью лопатки и тремя регулируемыми НА первых ступеней (рис. 4) [4]. При моделировании ЭС выдала рекомендации о сокращении общего количества ступеней до восьми (рис. 5). Количество сверхзвуковых ступеней – 0, что соответствует конструкции двигателя. Система предложила конструкцию с ВНА и со сдвоенным сопловым аппаратом (СА) последней ступени, что также соответствует моделируемой конструкции.

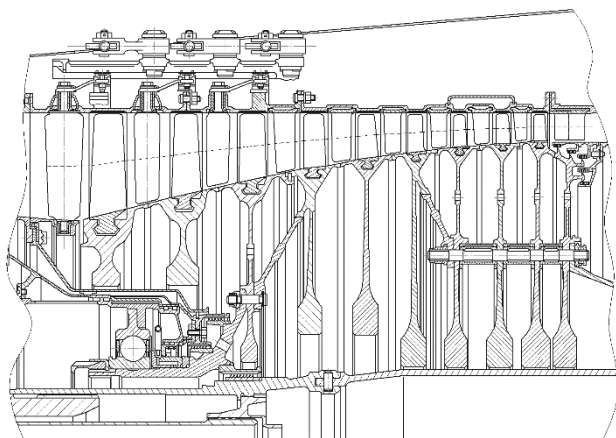


Рис. 4. Схема КВД

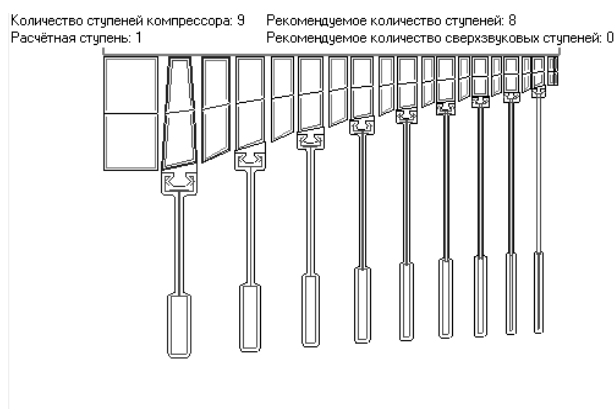


Рис. 5. Результаты моделирования КВД

Результаты моделирования конструкции проточной части КВД в ЭС представлены в табл. 2. Диаметры на входе и выходе из РК ступени моделируются достаточно точно, относительная погрешность не превышает 2 %. Средняя относительная погрешность моделирования по всем ступеням составляет 3,6 %. Длины ступеней моделируются лучше, чем при моделировании КНД, средняя погрешность 4,9 %, максимальная погрешность 12 %. Материалы лопаток VI–VIII находятся на IV и V местах в списке, предлагаемом ЭС. Для остальных ступеней – на II и III месте. Средняя относительная погрешность при моделировании массы лопаток и дисков (по сравнению с их 3D-моделями) составляет порядка 5 %.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛА КС

КС моделируемого двигателя прямоточная, кольцевая. В конструкции применены диффузор с фиксированным срывом потока и фронтное устройство с вихревыми горелками [4]. Результаты моделирования приведены на рис. 6 и в табл. 3.

Таблица 2

Результаты моделирования КВД

Номер ступени	$d_{нар}$ , мм	$d_{внутр}$ (ВХ/ВЫХ), мм	$n_{рл}$	$n_{на}$	$b_{рк}$ , мм	Предлагаемые варианты материала РЛ
1	600,1	408,9 / 421,6	49	63	31,2	ВТ6; ВТ3-1; ВТ4; ВТ9Л; ВТ-5
2	600,1	441,8 / 457,0	64	70	27,9	ВТ6; ВТ3-1; ВТ9Л; ВТ4; ВТ5
3	600,1	472,5 / 481,8	71	75	25,2	ВТ9; ВТ18; ВТ22; ВТ25; ВТ6
4	600,1	494,3 / 500,1	88	80	20,4	ВТ9; ВТ18; ВТ22; ВТ25; ВТ8
5	600,1	510,5 / 514,0	90	93	20,0	ВТ9; ВТ18; ВТ20; ВТ-8; ВТ3-1
6	600,1	522,8 / 524,9	98	102	18,5	ВТ6; ВТ4; ЭИ787; ЭП718; ЭП539
7	600,1	532,5 / 533,5	104	103	17,6	ЭП517; ЭИ787; ЭП742ИД; ЭП718; ЭИ867
8	600,1	540,2 / 540,5	107	110	17,3	ЭИ736; ЭП517; ЭИ696А; ЖС6-КП; ЭП718
9	600,1	546,5 / 551,4	107	112	15,7	ЭИ787; ЖС6-КП; ЭП718; ЭИ617; ЭП539

Таблица 3

Результаты моделирования КС

Параметр	Результат моделирования	Относительная погрешность, %
$d_{нар}$ , м	0,5947	1,20
$d_{внутр}$ , м	0,5413	1,43
$d_{нарвых}$ , м	0,6143	2,83
$d_{внутрвых}$ , м	0,5217	3,57
$l_{плав}$ , м	0,0798	8,50
$l_{срыв}$ , м	0,1224	0,02
$l_{диф}$ , м	0,2022	3,55
$d_{нар.корп}$ , м	0,7944	0,00
$d_{внутр.корп}$ , м	0,3951	0,51
$d_{нарЖТвых}$ , м	0,7189	0,66
$d_{внутрЖТвых}$ , м	0,6194	0,88
$d_{нарЖТ}$ , м	0,7466	0,52
$d_{внутрЖТ}$ , м	0,4544	1,73
$l_{ЖТ}$ , м	0,2979	-3,37
$l_{КС}$ , м	0,4185	1,38
$\delta_{ЖТ}$ , мм	2,66	48-2,3
$\delta_{корп}$ , мм	2,00	18-17
$m_{ЖТ}$ , кг	30,28	9,99
$m_{корп}$ , кг	44,96	18,1
$m_{КС}$ , кг	75,24	8,76

В табл. 3 приняты следующие обозначения:  $d_{нар}$  – наружный диаметр на входе в диффузор;  $d_{внутр}$  – внутренний диаметр на входе в диффузор;  $d_{нарвых}$  – наружный диаметр на выходе из плавной части диффузора;  $d_{внутрвых}$  – внутренний диаметр на выходе из плавной части диффузора;  $l_{плав}$  – длина плавной части диффузора;  $l_{срыв}$  – длина срывной части диффузора;  $l_{диф}$  – длина диффузора;  $d_{нар.корп}$  – наружный диаметр корпуса;  $d_{внутр.корп}$  – внутренний диаметр корпуса;  $d_{нарЖТ}$  – наружный диаметр жаровой трубы (ЖТ);  $d_{внутрЖТ}$  – внутренний диаметр ЖТ;  $d_{нарЖТвых}$  – наружный диаметр на выходе из ЖТ;  $d_{внутрЖТвых}$  – внутренний

диаметр на выходе из ЖТ;  $l_{ЖТ}$  – длина ЖТ;  $l_{КС}$  – длина КС;  $\delta_{ЖТ}$  – толщина ЖТ;  $\delta_{корп}$  – толщина корпуса КС;  $m_{ЖТ}$  – масса ЖТ;  $m_{корп}$  – масса корпуса КС;  $m_{КС}$  – масса КС.

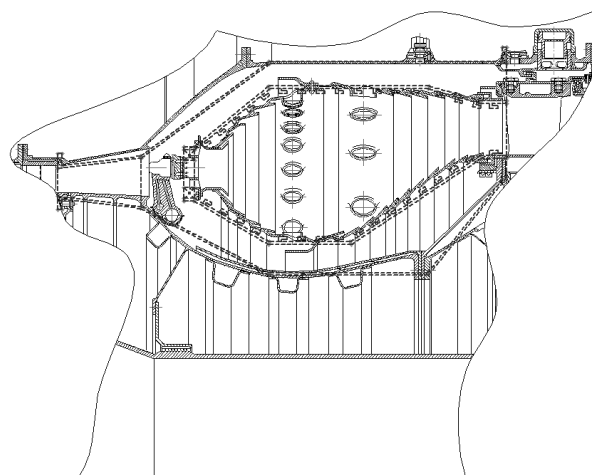


Рис. 6. Сравнение конструкции КС и результатов моделирования (штриховая линия)

Как видно по результатам моделирования, ЭС достаточно точно воспроизводит конструкцию моделируемой КС, средняя относительная погрешность моделирования линейных размеров составляет 2,0 %. Наибольшая погрешность наблюдается при моделировании длины плавного участка диффузора и составляет 7,4 мм (8,5 %). Погрешность в определении массы элементов КС (корпуса и ЖТ) относительно их 3D-твердотельных моделей (рис. 7 и 8) составляет порядка 14 %. При выборе материала на первом месте в списке и для ЖТ, и для корпуса занимают материалы, примененные в конструкции моделируемого двигателя. Покрытие, примененное на ЖТ (ВКНП-5), отсутствует в базе данных покрытий, поэтому ЭС предложила вариант защитного покрытия эмалью ЭВ-55.

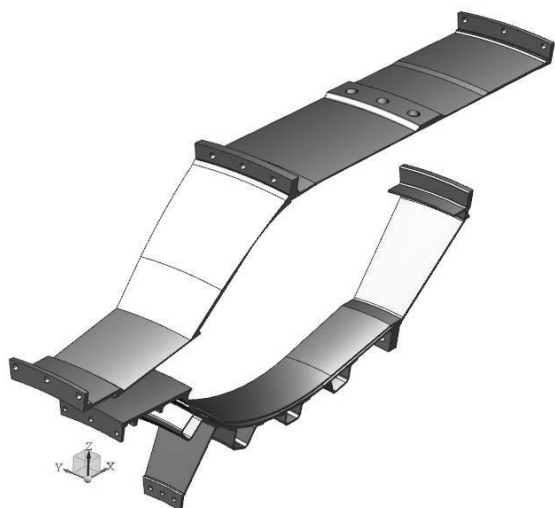


Рис. 7. Трехмерная модель корпуса КС

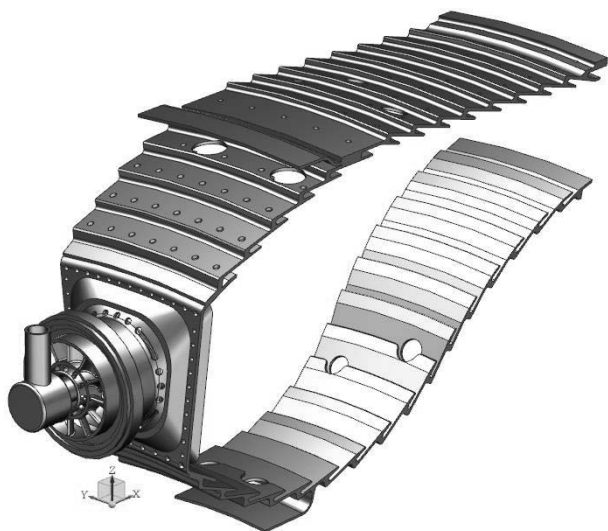


Рис. 8. Трехмерная модель ЖТ КС

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛА ТУРБИНЫ

Турбины АЛ-31Ф (ТВД и ТНД) осевые, одноступенчатые. Обе турбины имеют охлаждаемые воздухом сопловые и рабочие лопатки. ТНД имеет бандажную полку. Топологическая схема установки аналогична той, которая приведена на рис. 3, только в качестве исследуемых выступают элементы турбины, а не компрессора. Согласно [4] принято, что на охлаждение СА ТВД идет 1,4 %, на охлаждение РК ТВД – 2,2 %, СА ТНД – 0,8 %, РК ТНД – 0,1 % воздуха. Остальной воздух идет на охлаждение корпуса и дисков, поэтому в топологической модели он выбрасывается в проточную часть за турбиной.

При моделировании принято, что обе турбины выполнены с постоянным средним диаметром. Тип системы охлаждения для

рабочих лопаток ТВД – циклонно-вихревое, ТНД – конвективное (радиальные каналы и прямоточная система охлаждения). У ТНД в периферийном сечении бандажная полка толщиной 2,5 мм (табл. 4, рис. 9).

Таблица 4  
Результаты моделирования турбин

Узел	Результат моделирования					
	ТВД			ТНД		
Диам.	внут.	сред.	нар.	внут.	сред.	нар.
Вход СА, мм	620,9	674,1	727,4	608,2	675,7	743,1
Вход РК, мм	616,2	674,1	732,1	560,1	675,7	791,3
Выход РК, мм	610,9	674,1	737,3	553,5	675,7	797,9
Хорда РЛ, мм	36,9	29,9	27,6	34,2	30,6	30,4
Хорда СА, мм	64,9			70,6		
Число СА	43			32		
Число РЛ	90			89		
Матер. РЛ	ЖС6-У; ЖС-32; ЖС-6Ф; ВКЛС20; ЖС36			ЖС6-У; ЖС-6Ф; ВКЛС20; ЖС36; ЖС-32		

По результатам моделирования получено, что рабочие лопатки обеих турбин моделируются достаточно точно, средняя относительная погрешность – 3,4 и 1,6 % для ТВД и ТНД соответственно.

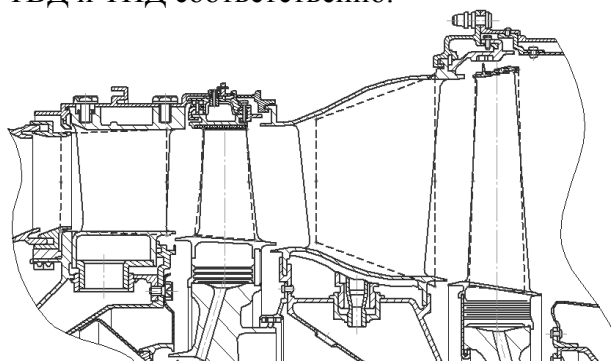


Рис. 9. Сравнение конструкции турбин с модельной конструкцией (штриховая линия)

По результатам выбора материалов получено, что для рабочих лопаток обеих турбин максимальное количество баллов набрал материал ЖС6-У, из которого выполнены рабочие лопатки ТНД. А никелевый сплав ЖС-32, из которого выполнены лопатки ТВД, при моделировании находится на II месте.

Средняя погрешность при оценке массы отдельных элементов конструкции (по 3D-твердотельным моделям, рис. 10 и 11) составляет порядка 4,5 %. Масса корпусных деталей моделируется хуже всего (погрешность составляет 14 %), т. к. в алгоритмах ЭС заложена методика определения толщины корпуса исходя из условий статической прочности, а в реальной конструкции корпуса присутствуют детали, обеспечивающие крепление различных элементов, охлаждение и минимальную величину радиального зазора лопаток [5].

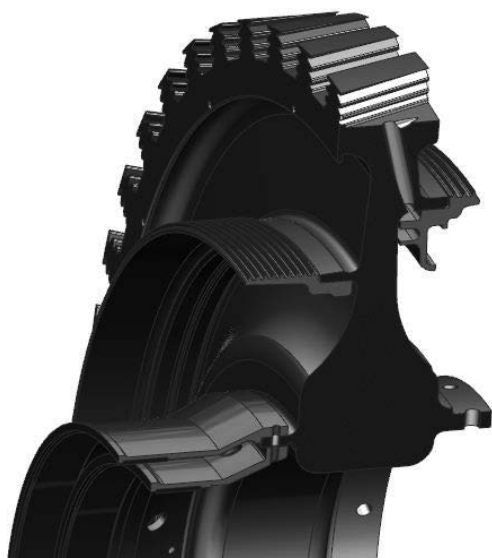


Рис. 10. Трехмерная модель диска ТНД



Рис. 11. Трехмерная модель диска ТВД

## МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛА ФК

ФК моделируемого двигателя общая для наружного и внутреннего контуров, с предварительным смешением потоков в смесителе и состоит из смесителя, фронтального устройства и ЖТ [4]. Блок стабилизаторов пламени состоит из кольцевой форкамеры (лидерный стабилизатор) и двух V-образных кольцевых стабилизаторов, соединенных одиннадцатью V-образными стойками. Результаты моделирования приведены на рис. 12.

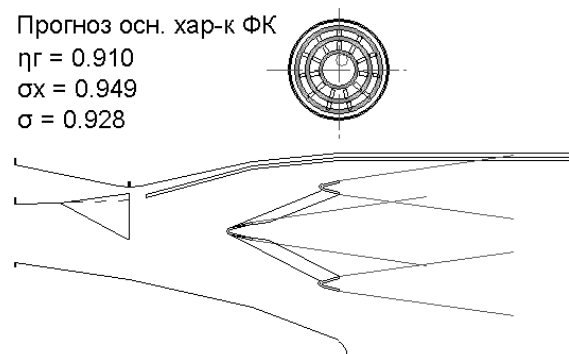


Рис. 12. Результат моделирования ФК

Более подробные результаты моделирования показаны в работе [6]. Кроме того, в работе [6] показано, что 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 абсолютных величинах погрешность составляет 48 мм, что в масштабе ФК составляет достаточно малые величины. Средняя погрешность моделирования массы отдельных элементов составляет 3,7 %. При выборе материала для корпуса ФК система предложила список из титановых сплавов, на I месте которого ВТ-25, набравший 6,96 баллов ( $\rho = 4620 \text{ кг/м}^3$ ,  $E = 91,6 \text{ ГПа}$ ,  $\sigma_{Т} = 758 \text{ МПа}$ ,  $\sigma_{В} = 908 \text{ МПа}$ ). При этом титановый сплав, из которого выполнена конструкция корпуса ФК, – ВТ-20 набрал 6,47 баллов и в список не попал ( $\rho = 4450 \text{ кг/м}^3$ ,  $E = 93,2 \text{ ГПа}$ ,  $\sigma_{Т} = 510 \text{ МПа}$ ,  $\sigma_{В} = 708 \text{ МПа}$ ). На I месте списка ЭС при выборе материала для теплозащитных экра-

нов и стабилизаторов ФК находится сплав ЭП-99, из которого и выполнена конструкция ЖТ.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ УЗЛА РС

РС моделируемого двигателя осесимметричное, регулируемое, всережимное, сверхзвуковое, створчатой конструкции [4]. В конструкцию РС входят три ряда створок (по 16 штук) и проставок: первый ряд – дозвуковая суживающаяся часть, второй ряд – сверхзвуковая расширяющаяся часть, третий ряд – внешняя часть – наружные створки. Результаты моделирования приведены на рис. 13 и в табл. 5. Схема РС моделируемого двигателя приведена на рис. 14.

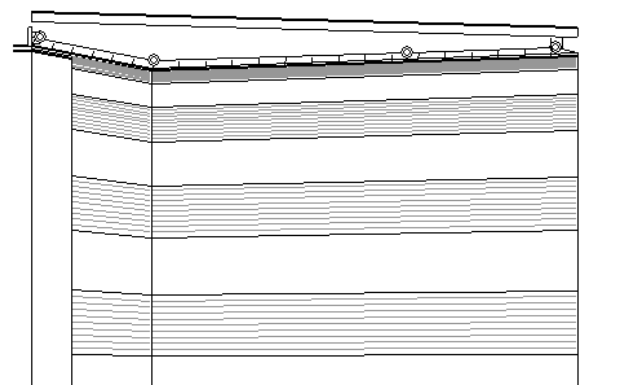


Рис. 13. Результат моделирования РС

Средняя относительная погрешность моделирования конструкции РС составляет 11,8 %. При этом по ряду позиций погреш-

ность достигает порядка 50 % (длина дозвуковой створки и теплозащитного экрана). В качестве основного материала створок ЭС предложила применить материал ВКНА-4, т. к. его плотность ниже ( $\rho = 7840 \text{ кг/м}^3$ ), а рабочая температура выше ( $t_{\text{раб}} = 1200 \text{ }^\circ\text{C}$ ), чем у ВЖЛ12У. ВЖЛ12У (из которого выполнена реальная конструкция) находится на II месте ( $\rho = 7930 \text{ кг/м}^3$ ,  $t_{\text{раб}} = 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ ).

Таблица 5

Результаты моделирования РС

Параметр	Результат моделирования	Относительная погрешность, %
Диаметр на входе в сопло, м	0,8684	0,01
Длина дозвуковой створки сопла, м	0,15708	40,6
Длина сверхзвуковой створки сопла, м	0,45527	0,59
Длина теплозащитного экрана, м	0,0524	49,2
Расстояние от створки до ЖТ, м	0,0036	0,28
Длина дозвуковой части сопла, м	0,1542	12,4
Длина сверхзвуковой части сопла, м	0,5449	-0,54
Суммарная длина сопла, м	0,6992	2,62
Толщина стенки сопла, мм	2,4876	-66-0,5

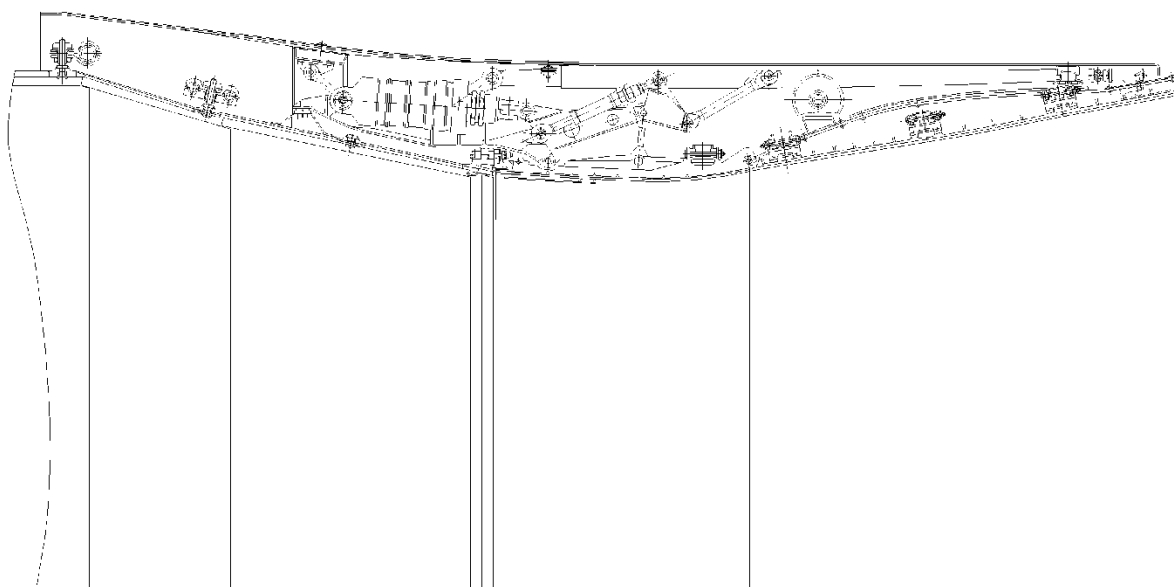


Рис. 14. Схема РС

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Как видно из результатов моделирования (табл. 5), несмотря на достаточно высокую погрешность моделирования по ряду позиций, ЭС с достаточной точностью воспроизводит конструкцию основных узлов авиационного ВРД.

В табл. 6 приведены сводные результаты моделирования различных узлов ТРДДФ семейства АЛ-31Ф. Материалы, предлагаемые ЭС, соответствуют материалам, применяемым в конструкции. Средняя относительная погрешность при моделировании компрессоров составляет порядка 4,5 %, турбин – 2,5 %. Средняя суммарная относительная погрешность при моделировании всех узлов двигателя составляет 4,75 %.

Таблица 6

**Средняя относительная погрешность при моделировании основных узлов ТРДДФсм семейства АЛ-31Ф**

Узел		$\delta$ , %	Место материала в списке
КНД	1 ст.	8,27	I
	2 ст.	5,46	I
	3 ст.	9,93	III
	4 ст.	2,18	II
КВД	1 ст.	1,58	II
	2 ст.	1,71	II
	3 ст.	3,48	II
	4 ст.	5,75	II
	5 ст.	3,21	II
	6 ст.	2,55	IV
	7 ст.	4,90	IV
	8 ст.	4,41	V
	9 ст.	5,05	III
КС	ЖТ	4,47	I
	Корпус		I
ТВД		3,41	II
ТНД		1,64	I
ФК	ЖТ	5,68	I
	Корпус		–
РС		11,8	II
Погрешность по двигателю		4,75	

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье описаны разработанные БД и ЭС поддержки принятия решения при проектировании конструкции основных элементов проточной части авиационных ВРД. Приведены результаты моделирования конструкции основных узлов ТРДДФсм семей-

ства АЛ-31Ф. Результаты моделирования сравнены с реальной конструкцией узлов. Средняя относительная погрешность по всем узлам составляет 4,75 %. При этом по отдельным характеристикам узлов погрешности достигают гораздо больших значений. Материалы, примененные в конструкции основных деталей моделируемых узлов, находятся в списке материалов, рекомендуемых системой (или там содержатся их аналоги). На основе разработанной конструкции узла и выбранного материала ЭС оценивает массу узла и его составных частей. Средняя погрешность при моделировании массы узлов составляет порядка 9 % (хотя по ряду позиций погрешность также достигает больших значений). Разработанные ЭС и БД позволяют оптимизировать конструкцию основных узлов проектируемого двигателя на ранних этапах разработки. При помощи системы экспертных оценок выбирают материалы для основных деталей и сборочных единиц узлов. Высокий уровень согласования характеристик основных узлов в составе двигателя на ранних стадиях проектирования является залогом высокого уровня совершенства и эксплуатационных показателей проектируемого изделия.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Система термодинамического моделирования газотурбинных двигателей DVIGw: Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2004610624 / Д. А. Ахмедзянов [и др.]. М.: Роспатент, 2004. [D. A. Akhmedzyanov, et al., *System of thermogasdynamics modeling of gas turbine engines DVIGw*, (in Russian), The Certificate on Official Registration of the Computer Program, no. 2004610624, Moscow: Rospatent, 2004.]
2. Кишалов А. Е., Маркина К. В. Экспертная система по автоматизированному проектированию узлов и выбору материалов основных деталей авиационных воздушно-реактивных двигателей: Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2016663846. Заявка № 2016619904. Дата поступления 22.09.2016. Дата регистрации 19.12.2016. М.: Роспатент, 2016. [А. Е. Кишалов, К. В. Маркина, *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, Moscow: Rospatent, 2016.]
3. 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: Mashinostroyeniye, 2005.]
4. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учебное пособие / под



ред. А. П. Назарова. М.: ВВИА, 1987. 363 с. [ А. P. Nazarov (ed.), *Afterburning turbofan AL31-F*, (in Russian). Moscow: VVIA, 1987. ]

5. **Krivosheev I. A., Kishalov A. E., Lipatov V. D.** Computer-aided Design of Axial Flow Turbine Structure of Aviation GTE // 7th Scientific Conference on Information Technologies for Intelligent Decision Making Support (ITIDS 2019). Atlantis Press, 2019. [ I. A. Krivosheev, A. E. Kishalov, V. D. Lipatov, "Computer-aided Design of Axial Flow Turbine Structure of Aviation GTE", in *7th Scientific Conference on Information Technologies for Intelligent Decision Making Support*, 2019. ]

6. **Кишалов А. Е., Липатов В. Д., Соловьев П. В.** Автоматизированное проектирование конструкции форсажной камеры ТРДДФсм на примере двигателя семейства АЛ-31Ф // Вестник УГАТУ. 2020. № 3 (89). С. 59–68. [ А. Е. Kishalov, V. D. Lipatov, P. V. Soloviev, "Automated design of the afterburner's construction on the example of the afterburning turbofan of the AL-31F family", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, no. 3 (89), pp. 59-68, 2020. ]

#### 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 ЛА (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установленных и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

**ЛИПАТОВ Вадим Дмитриевич**, асп. каф. АТиТ. Дипл. магистр по спец. теплоэнергетики и теплотехники (УГАТУ, 2018). Иссл. в обл. численного моделирования рабочего процесса основных и форсажных камер сгорания.

#### METADATA

**Title:** Automated designing of the main unit construction of afterburning turbofan by means of an example of the al-31f family engine.

**Authors:** A. E. Kishalov<sup>1</sup>, V. D. Lipatov<sup>2</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>kishalov@ufanet.ru, <sup>2</sup>lipatvvadim@gmail.com

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 4 (90), pp. 48-56, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The article presents the results of design modeling of the main units of the aircraft of afterburning turbofan engines of the IV generation of the AL-31F family using the developed expert decision support system. The simulation results are compared with the design of the units, and the average relative error in modeling the compressor structure is 4.5 %. The average relative error when turbine modeling is 2.5 %, when combustion chamber modeling is 4.47 %, when the afterburner modeling is 5.68 %, and when the jet nozzle modeling is 11.8 %. The materials offered by the expert system correspond to the materials used in the construction.

**Key words:** database of materials; expert system; main units; aviation GTE; design forecasting; afterburning turbofan.

#### About authors:

**KISHALOV, Alexander Evgenievich**, Assoc. 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).