

УДК 621.45.034

## ЭКСПЕРТНАЯ СИСТЕМА ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ НА РАННИХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

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

<sup>1</sup> kishalov@ufamet.ru, <sup>2</sup> lipatvvadim@gmail.com

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

*Поступила в редакцию 22 ноября 2020г.*

**Аннотация.** Описана разработанная база данных авиационных материалов и экспертная система поддержки принятия решения при разработке конструкции основных узлов авиационных двигателей и наземных энергетических установок на их базе и выборе материалов для их основных деталей и сборочных единиц. В статье описан разработанный структурный элемент системы, позволяющий моделировать конструкцию входных устройств авиационных ВРД и прогнозировать их характеристики. Также в статье приведены результаты моделирования влияния характеристик входного устройства на различных режимах на работу и параметры авиационного ТРДДФсм IV поколения.

**Ключевые слова:** экспертная система; база данных материалов; сверхзвуковые воздухозаборники; оптимизация системы скачков; авиационные двигатели; ТРДДФсм; моделирование двигателей; входные устройства; ранние этапы проектирования; параметры двигателя.

### ВВЕДЕНИЕ

Развитие как авиационной техники, так и наземных газотурбинных установок, спроектированных на их базе, неразрывно связано с методами и подходами, лежащими в основе проектирования этих изделий. Современные авиационные двигатели (АД) отличаются от предыдущих поколений чрезвычайно высоким уровнем параметров газового потока проточной части, низким удельным расходом топлива, низким удельным весом и высокой удельной тягой. Создание новой техники неразрывно связано с применением различных экспертных систем (ЭС) принятия решения, позволяющих на ранних стадиях проектирования добиться высокого уровня согласования отдельных элементов изделия и оптимизации их характеристик на основных эксплуатационных режимах.

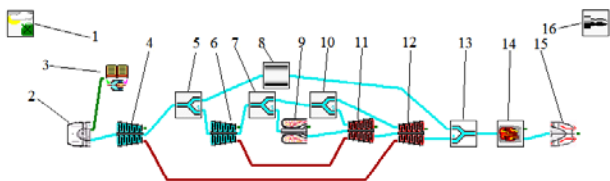
Разработанная на базе системы имитационного моделирования Dvlgw [1] ЭС «АМ» позволяет моделировать конструкцию основных узлов авиационных двигателей, определять газовые и инерционные силы, действующие на их основные элементы, оценивать теплонапряженное состояние основных деталей, выбирать оптимальные материалы и предлагать варианты покрытий для них [2]. Для выбора материалов основных деталей разработана база данных (БД) материалов

и композиционных материалов, применяемых в конструкции двигателей и энергоустановок. В БД содержатся основные физико-механические свойства материалов.

В данной статье описывается разработанный метод моделирования авиационных ТРДДФ и проектирования конструкции их сверхзвуковых входных устройств (ВУ), оптимизации системы скачков и оценки изменения характеристик двигателей в различных рабочих режимах.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРДДФ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ

Для термогазодинамического моделирования авиационного двигателя, необходимо составить его топологическую схему в ЭС (рис. 1), варьированием параметров которой обеспечиваются значения необходимых параметров и характеристик двигателя на эксплуатационных режимах. Для проектирования конструкции воздухозаборника и выбора материала для его основных деталей необходимо присоединить СЭ «Материал входного устройства» к СЭ «Входное устройство».



**Рис. 1.** Топологическая схема ТРДДФсм IV поколения:

1 – СЭ «Начальные условия», 2 – СЭ «Входное устройство», 3 – СЭ «Выбор материала ВУ», 4 – СЭ «КНД», 5, 7, 10 – СЭ «Разделитель», 6 – СЭ «КВД», 8 – СЭ «Канал», 9 – СЭ «Камера сгорания», 11 – СЭ «ТВД», 12 – СЭ «ТНД», 13 – СЭ «Смаситель», 14 – СЭ «Форсажная камера», 15 – СЭ «Реактивное сопло», 16 – СЭ «Общие результаты»

ВУ различаются принципом организации процесса торможения сверхзвукового потока. В зависимости от того, в какой зоне относительно входной плоскости обечайки осуществляется процесс торможения на расчетном режиме, различают входные устройства внешнего, внутреннего и смешанного сжатия [3]. Торможение набегающего потока в сверхзвуковых воздухозаборниках (ВЗ) осуществляется в специально организованной системе скачков уплотнения. С этой целью используются профилированные поверхности (поверхности торможения), при обтекании которых образуется несколько последовательно расположенных косых скачков уплотнения, заканчивающихся обычно замыкающим прямым скачком.

В настоящее время наибольшее применение в авиации нашли многоскачковые сверхзвуковые ВЗ с внешним сжатием, поэтому ЭС выполняет проектирование и оптимизацию системы скачков именно для них. Выбор числа скачков производится из условия получения высоких значений коэффициента полного давления входного устройства в сочетании с минимальным внешним сопротивлением.

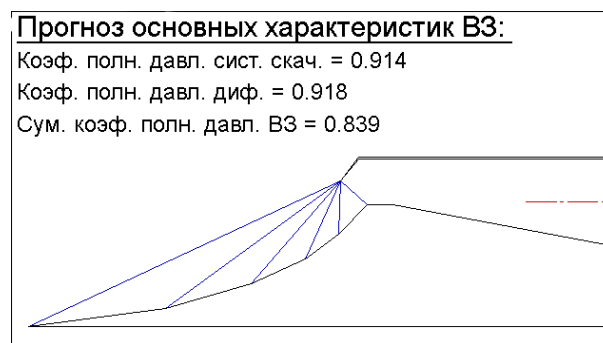
При наличии плоского воздухозаборника за прямым скачком уплотнения обычно располагается переходной канал, в котором течение перестраивается в осесимметричное с кольцевым проходным сечением на выходе из воздухозаборника. При моделировании ЭС разрабатывает конструкцию ВУ, состоящего из ВЗ и следующего за ним диффузора.

Необходимые для работы ЭС данные (площадь поперечного сечения на выходе, параметры потока: полное давление и температура, приведенная скорость и состав на выходе из узла) определяются при помощи термогазодинамиче-

ского расчета в ЭС на наиболее тяжелом для конструкции режиме. Исходя из этих параметров в СЭ «Материал выходного устройства» проектируется конструкция ВУ, определяются температуры и усилия, действующие на элементы конструкции.

Для моделирования во входных параметрах СЭ необходимо указать количество скачков сверхзвукового воздухозаборника (при моделировании сверхзвукового ВУ) и угол раскрытия эквивалентного диффузора (исходя из которого проектируется диффузор, определяются его геометрические размеры и гидравлическое сопротивление).

По результатам моделирования на экран выводится схема ВЗ и диффузора, оптимальная система скачков и некоторые характеристики ВУ (рис. 2).



**Рис. 2.** Схема спроектированного входного устройства

Выбор материала для конструкции ВУ производится при помощи перебора и анализа применимости данного материала в конструкции с ее теплонапряженным состоянием (анализируются физико-механические свойства материалов из БД). По геометрическим размерам и плотности анализируемого материала оценивается масса конструкции.

В зависимости от скорости полета летательного аппарата и количества скачков оптимальная система скачков будет изменяться, что требует наличия регулируемых поверхностей ВЗ. При этом чем больше количество скачков в системе, тем больших значений коэффициента полного давления можно достичь. При бесконечном количестве скачков  $n$  можно обеспечить процесс изэнтропного сжатия в ВЗ (так называемая игла Маха). Но при увеличении количества скачков значительно возрастает сложность конструкции и требования к качеству изготовления. А в случае регулируемого ВЗ сложность возрастает многократно.

При моделировании на режиме «Завязка» (0 или 1000) ЭС проектирует конструкцию ВЗ и

диффузора, оптимизирует систему скачков. На режиме 1 (или 1001) по определенной геометрии ВУ оцениваются параметры потока воздуха (коэффициент полного давления ВУ).

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРДДФ И  
ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ  
ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ**

Воздухозаборник моделируемого ТРДДФсм IV поколения сверхзвуковой, регулируемый, прямоугольного сечения [4]. В работе в воздухозаборнике образуется четыре скачка.

На рис. 3 представлены результаты моделирования входного устройства ТРДДФсм на взлетном режиме (высота  $H = 0$ , число  $M = 0$ ). Первое место в списке занял материал ВМЛ17-Т61. Это высокопрочный литейный магниевый сплав с цирконием (рабочая температура 350 °С, плотность  $\rho = 1800 \text{ кг/м}^3$ ) [5].

Для моделирования работы двигателя и выбора материала для воздухозаборника на другом режиме (полетный режим) необходимо выполнить расчет ВСХ двигателя. Наиболее опасный режим для работы воздухозаборника (максимальные температуры и максимальные усилия) – полет с максимальной скоростью при минимальной высоте полета. Максимальная разрешенная скорость полета на уровне моря 1500 км/ч ( $M = 1,2$ ).

Список рекомендуемых материалов

Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал
1	153	4.92	ВМЛ17-Т61
2	146	4.91	МЛ8-Т6
3	154	4.91	WE54(Англия)
4	152	4.90	ВМЛ14-Т61
5	149	4.89	ZK61(США)

Рис. 3. Результаты работы ЭС для входного устройства при  $H = 0$ ,  $M = 0$

В табл.1 приведен закон расчета, необходимый для моделирования. Режим расчёта 1001 (расчёт с характеристиками КНД и КВД, по площади проточных частей вычисляются параметры течения). Перебор значений высоты и числа Маха полета осуществлялся вручную.

Таблица 1. Закон расчета

Варьируется	Поддерживается	Табулируется
$T_{КС}^*$ (СЭ «КС»)	$A_{ТВД} = 1$ (СЭ «ТВД»)	numM (СЭ «Материал ВУ») от 1 до 250 шагом 1
$\pi_{КВД}^*$ (СЭ «КВД»)	$A_{ТНД} = 1$ (СЭ «ТНД»)	
$\delta_{отб}$ (СЭ «Отбор воздуха»)	$P_I / P_{II}$ (СЭ «Смеситель»)	
$\pi_{КНД}^*$ (СЭ «КНД»)	$F_{PC}$ (СЭ «PC»)	
$G_{в.пр.}$ («ВУ»)	$n_{КВД}$ (СЭ «КВД») = 100%	
$\sigma_{ВУ}$ (СЭ «ВУ»)	$\sigma_{ВУ}$ (СЭ «ВУ») = $\sigma_{\Sigma ВУ}$ (СЭ «Материал ВУ»)	

На рис. 4 и 5 представлены результаты моделирования на полетном режиме на высоте  $H = 2,5$  км, скорости полета  $M = 1,5$  и  $2,35$ . В обоих вариантах моделирования рекомендуется использовать магниевые сплавы.

Список рекомендуемых материалов

Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал
1	154	4.91	WE54(Англия)
2	153	4.91	ВМЛ17-Т61
3	152	4.84	ВМЛ14-Т61
4	151	4.84	МЛ19-Т6
5	112	3.53	ВАЛ18

Рис. 4. Результаты работы ЭС для входного устройства при  $H = 2,5$  км,  $M = 2,35$

Список рекомендуемых материалов

Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал
1	145	4.92	ВМЛ17-Т61
2	146	4.90	WE54(Англия)
3	144	4.89	ВМЛ14-Т61
4	138	4.88	МЛ8-Т6
5	142	4.88	МЛ10-Т6

Рис. 5. Результаты работы ЭС для входного устройства при  $H = 2,5$  км,  $M = 1,5$

На рис. 6 приведены свойства материала, набравшего максимальное количество баллов при  $H = 2,5$  км,  $M = 1,50$ . Данных по изменению модуля упругости в зависимости от рабочей температуры для данного материала в БД нет, поэтому в соответствующих строчках таблицы поставлены прочерки, а на левом графике отсутствует кривая. По кривой предела текучести видно, что материал при действующих темпера-

турах ( $\sim 127^\circ\text{C}$ ) материал сохраняет свою работоспособность. Материал занял первое место из-за достаточно низкой плотности ( $\rho = 1800 \text{ кг/м}^3$ ) что обеспечивает минимальный вес конструкции. Конструкция воздухозаборников ТРДДФсм 4-го поколения (например, РД-33) выполнена из алюминиевого сплава Д19. На рис. 7 приведены свойства материала Д19.

При моделировании в полёте на высоте  $H = 11 \text{ км}$  и числе Маха полета 1,411 (1500 км/ч) оптимальная система из трех скачков дает коэффициент полного давления 0,997 (приведенная скорость на выходе из ВЗ 0,39, угол раскрытия эквивалентного диффузора  $12^\circ$ , угол на входе в первый скачок  $51,3^\circ$ ), суммарный коэффициент полного давления ВУ 0,983 (рис. 8).

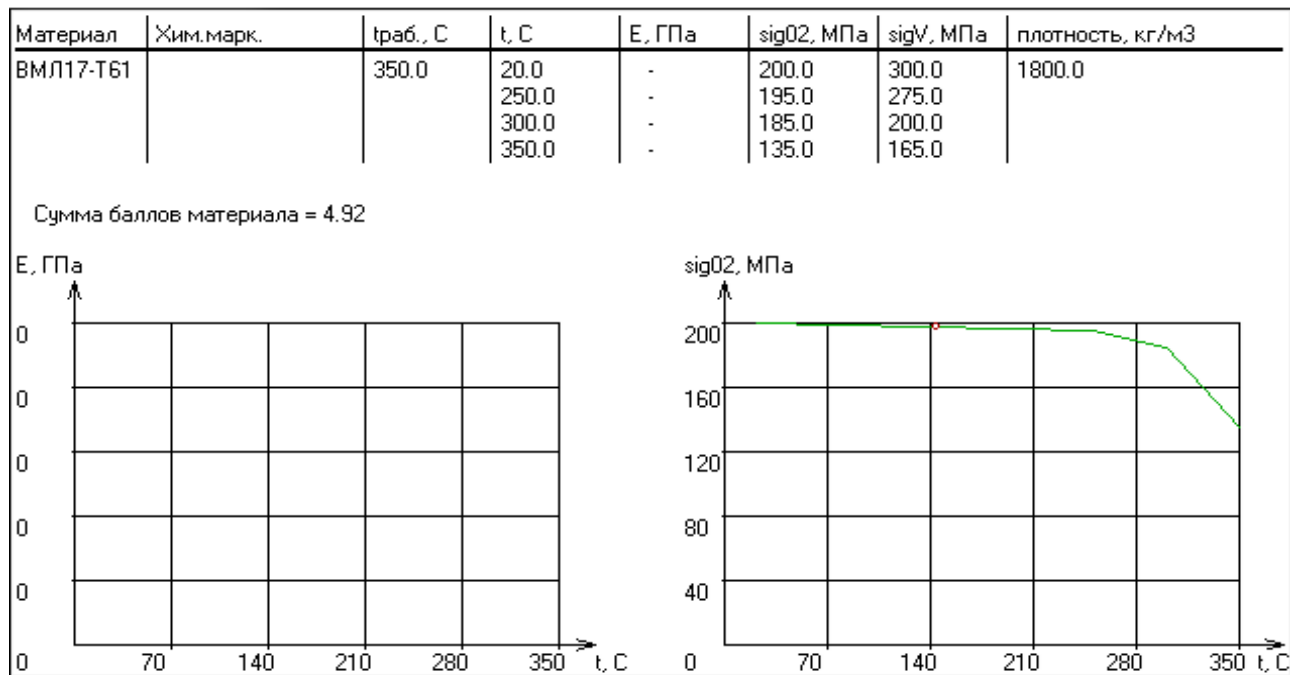


Рис. 6. Свойства материала ВМЛ17-Т61 ( $H = 2,5 \text{ км}$ ,  $M = 1,50$ )

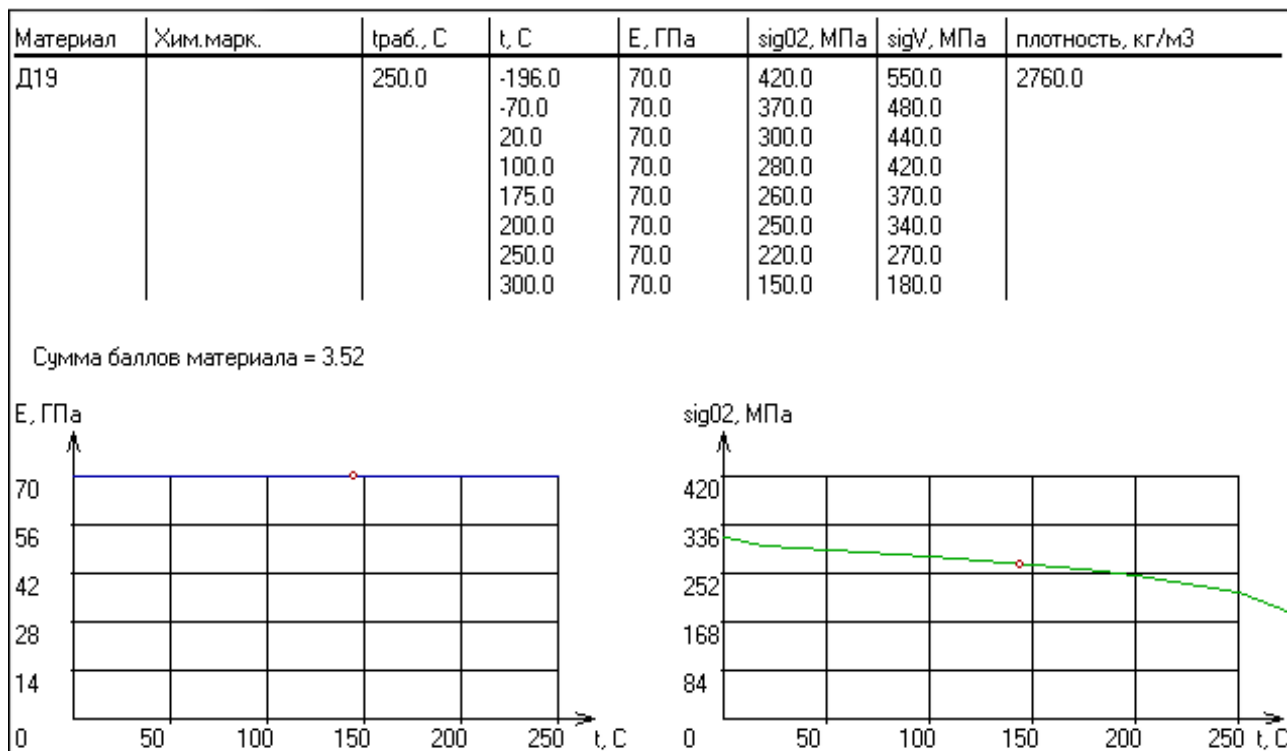


Рис. 7. Свойства материала Д19 ( $H = 2,5 \text{ км}$ ,  $M = 1,50$ )

При моделировании в полете на высоте  $H = 11$  км и числе Маха полёта 2,35 оптимальная система из трех скачков дает коэффициент полного давления 0,898, суммарный коэффициент полного давления ВУ 0,839 (рис. 9). При моделировании в аналогичных условиях, но с четырьмя скачками, коэффициент полного давления 0,942, суммарный коэффициент полного давления ВУ 0,841 (рис. 10).

При моделировании на взлетном режиме ( $H = 0$  км,  $M = 0$ ) система спроектировала входное устройство, показанное на рис. 11. Так как скорость полёта дозвуковая, скачков не образуется, коэффициент полного давления входного устройства близок к единице (0,99969).

#### Прогноз основных характеристик ВЗ:

Коэф. полн. давл. сист. скач. = 0,997  
Коэф. полн. давл. диф. = 0,986  
Сум. коэф. полн. давл. ВЗ = 0,983

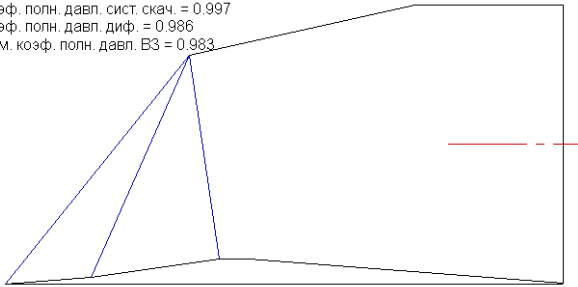


Рис. 8. Схема ВУ ТРДДФсм IV поколения при  $n = 3$ ,  $H = 11$  км,  $M = 1,411$

#### Прогноз основных характеристик ВЗ:

Коэф. полн. давл. сист. скач. = 0,898  
Коэф. полн. давл. диф. = 0,933  
Сум. коэф. полн. давл. ВЗ = 0,839

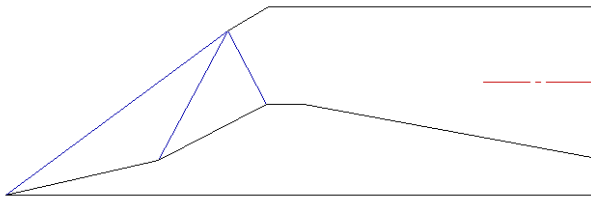


Рис. 9. Схема ВУ ТРДДФсм IV поколения при  $n = 3$ ,  $H = 11$  км,  $M = 2,35$

#### Прогноз основных характеристик ВЗ:

Коэф. полн. давл. сист. скач. = 0,942  
Коэф. полн. давл. диф. = 0,893  
Сум. коэф. полн. давл. ВЗ = 0,841

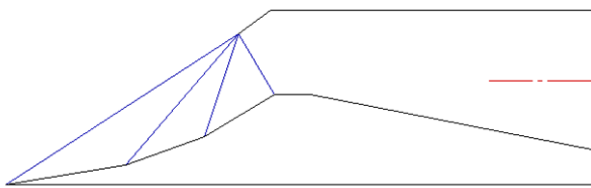


Рис. 10. Схема ВУ ТРДДФсм IV поколения при  $n = 4$ ,  $H = 11$  км,  $M = 2,35$

#### Прогноз основных характеристик ВЗ:

Коэф. полн. давл. сист. скач. = 1,000  
Коэф. полн. давл. диф. = 1,000  
Сум. коэф. полн. давл. ВЗ = 1,000

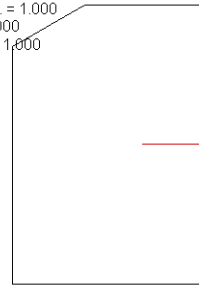


Рис. 11. Схема ВУ ТРДДФсм IV поколения при  $H = 0$  км,  $M = 0$

В таб. 2 приведено сравнение основных термогазодинамических параметров двигателя на различных режимах полёта и с различным количеством скачков в ВЗ. В таблице 2 приняты следующие обозначения:  $n$  – количество скачков,  $\sigma_{\text{сист.скач.}}$  – коэффициент полного давления системы скачков,  $\sigma_{\text{ВЗ}}$  – коэффициент полного давления входного устройства,  $R$  – тяга,  $c_{\text{уд}}$  – удельный расход топлива.

Таблица 2. Сравнение термогазодинамических параметров двигателя на различных режимах полёта

Параметр	$H = 15$ км, $M = 1,70$	$H = 11$ км, $M = 2,35$	$H = 11$ км, $M = 1,41$	$H = 20$ км, $M = 1,60$
$n$	2			
$\sigma_{\text{сист.скач}}$	0,963	0,798	0,993	0,977
$\sigma_{\text{ВЗ}}$	0,934	0,778	0,969	0,948
$R$ , кН	49,6	106,2	64,5	20,1
$c_{\text{уд}}$ , кг/Н ч	0,1945	0,1879	0,1994	0,1959
$n$	3			
$\sigma_{\text{сист.скач}}$	0,985	0,898	0,997	0,991
$\sigma_{\text{ВЗ}}$	0,938	0,838	0,968	0,950
$R$ , кН	49,8	124,7	64,4	20,0
$c_{\text{уд}}$ , кг/Н ч	0,1943	0,1856	0,1995	0,1960
$n$	4			
$\sigma_{\text{сист.скач}}$	0,992	0,942	0,999	0,995
$\sigma_{\text{ВЗ}}$	0,936	0,841	0,967	0,949
$R$ , кН	49,9	125,4	64,4	20,0
$c_{\text{уд}}$ , кг/Н ч	0,1942	0,1857	0,1997	0,1959

Система оптимизировала все системы скачков (коэффициент полного давления максимален) и спроектировала выходные диффузоры (с заданным углом  $12^\circ$ ). Чем больше скорость полёта, тем большее количество скачков должно быть у воздухозаборника для обеспечения приемлемых коэффициентов полного давления. Например, при числе скачков  $n = 2$ , максимальный коэффициент полного давления системы скачков  $\sigma_{\text{сист.скач.}} = 0,993$  (при  $H = 11$  км,  $M = 1,41$ ),

а минимальный  $\sigma_{\text{сист.скач.}} = 0,798$  (при  $H = 11$  км,  $M = 2,35$ ). При числе скачков  $n = 4$  максимальный коэффициент полного давления системы скачков  $\sigma_{\text{сист.скач.}} = 0,999$  (при  $H = 11$  км,  $M = 1,41$ ), а минимальный  $\sigma_{\text{сист.скач.}} = 0,942$  (при  $H = 11$  км,  $M = 2,35$ ). При одинаковой скорости на выходе из диффузора (заданной во входных параметрах СЭ «ВУ»), потери полного давления в диффузорной части воздухозаборника тем больше, чем выше скорость на выходе из прямого скачка уплотнения и выше плотность воздуха.

Например, при числе скачков воздухозаборника  $n = 2$ , максимальный коэффициент полного давления диффузора  $\sigma_{\text{диф.}} = 0,976$  (при  $H = 11$  км,  $M = 1,41$ ), а минимальный  $\sigma_{\text{диф.}} = 0,970$  (при  $H = 15$  км,  $M = 1,7$ ). При числе скачков  $n = 4$ , максимальный коэффициент полного давления диффузора  $\sigma_{\text{диф.}} = 0,954$  (при  $H = 20$  км,  $M = 1,6$ ), а минимальный  $\sigma_{\text{диф.}} = 0,893$  (при  $H = 11$  км,  $M = 2,35$ ). Соответственно, максимальный суммарный коэффициент полного давления входного устройства  $\sigma_{\text{вз}} = 0,969$  (при  $H = 11$  км,  $M = 1,41$ ,  $n = 2$ ), а минимальный  $\sigma_{\text{вз}} = 0,778$  (при  $H = 11$  км,  $M = 2,35$ ,  $n = 2$ ). В зависимости от суммарного коэффициента полного давления (при прочих равных условиях: законе расчёта и характеристиках узлов) на различных режимах полёта получается различная тяга и удельный расход топлива. Так при полёте на режиме  $H = 15$  км,  $M = 1,70$  при увеличении количества скачков воздухозаборника с 2 до 4 тяга двигателя увеличивается с 49,6 до 49,9 кН (0,6%), при этом удельный расход топлива уменьшается с 0,1945 до 0,1942 кг/Н ч. При полёте на режиме  $H = 11$  км,  $M = 2,35$  при увеличении количества скачков воздухозаборника с 2 до 4 тяга двигателя увеличивается с 106,2 до 125,4 кН (18,1%), при этом удельный расход топлива уменьшается с 0,1879 до 0,1857 кг/Нч (1,2%).

Проводя подобные исследования для всего диапазона расчётных точек установившихся режимов работы двигателя при различных высотах и скоростях полёта, можно оптимизировать конструкцию ВЗ, диффузора и разработать рекомендации для оптимизации системы регулирования сверхзвуковым воздухозаборником.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье описана разработанная БЭ и ЭС поддержки принятия решения при проектировании конструкции основных элементов проточной части авиационных ГТД и наземных энергоустановок на их базе. Описан метод моделирования авиационного ТРДДФсм на различных режимах работы, проектирования конструкции его вход-

ного устройства и оптимизации системы скачков. При моделировании система позволяет оценивать габаритно-массовые характеристики проектируемой конструкции, выбирать материалы для её элементов. Разработанная методика моделирования позволяет за короткий срок прорабатывать множество вариантов конструкции, оптимизировать параметры и характеристики узлов на ранних этапах проектирования изделия. Что позволяет значительно уменьшить срок разработки и улучшить параметры совершенства всей конструкции.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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 », The Certificate on Official Registration of the Computer Program, no. 2004610624, 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 [ А. Е. Kishalov, K. V. Markina, «Expert system for automated design of assemblies and selection of materials for main parts of aircraft jet engines», The Certificate on Official Registration of the Computer Program, no. 2016663846, 2016. ]
3. Клеванский В. М., Кишалов А. Е. Газодинамический расчёт проточной части авиационного газотурбинного двигателя: методические указания к выполнению курсовой работы по дисциплинам «Механика жидкости и газа» и «Гидрогазодинамика». Уфа: УГАТУ, 2014. 43 с. [ V. M. Klevanskij, A. E. Kishalov, *Gas-dynamic calculation of the flow path of an aircraft gas turbine engine: guidelines for the implementation of coursework in the disciplines "Mechanics of liquid and gas" and "Fluid dynamics"*, (in Russian). USATU, 2014 ]
4. Зрелов В. А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2005. 336 с. [ V. A. Zrellov, *Domestic gas turbine engines. Basic parameters and design schemes*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2005. ]
5. Туманов А. Т. Авиационные материалы. Справочник в девяти томах. М.: ФИЗМАТЛИТ, 1973. [ A. T. Tumanov, *Aviation materials*, (in Russian). Moscow: FIZMATLIT, 1973 ]

## ОБ АВТОРАХ

**КИШАЛОВ Александр Евгеньевич**, доц. каф. авиац. 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). Исслед. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся 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). Готовит дисс. в обл. численного моделирования рабочего процесса основных и форсажных камер сгорания.

#### METADATA

**Title:** expert system of decision-making support when simulating input devices at early stages of designing aviation GTE.

**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:** SIIT, no. 2 (4), pp. 73-79, 2020. ISSN 2686-7044 (Online), ISSN 2658-5014 (Print).

**Abstract:** The developed database of aviation materials and an expert decision support system for the development of the construction of the main units of aircraft engines and ground power plants based on them and the choice of materials for their main parts and assembly units are described. The article describes the developed structural element of the system, which makes it possible to simulate the design of the inlets of aircraft air-jet engines and predict their characteristics. The article also presents the results of modeling the influence of the characteristics of the inlet in various modes on the operation and parameters of the IV generation aircraft turbojet engine.

**Key words:** expert system; materials database; supersonic air intakes; optimization of the shock wave system; aircraft engines; afterburning turbofan; engine modeling; aircraft inlet; early stages of design; engine parameters.

**About authors:**

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

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