

УДК 621.45.03

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ ИХ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ

© 2015 Д. А. Ахмедзянов, А. Е. Кишалов, К. В. Маркина

Уфимский государственный авиационный технический университет

В данной статье рассматривается проблема автоматизированного проектирования авиационных газотурбинных двигателей. Описывается разработанная на базе системы имитационного термогазодинамического моделирования авиационных двигателей DVIGw экспертная система для подбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности основных деталей и сборочных единиц проточной части авиационных газотурбинных двигателей на стадии проектирования. При анализе система выполняет термогазодинамический расчёт двигателя и его основных узлов, разрабатывает наиболее вероятную конструкцию основных деталей, оценивает тепловое состояние элементов проточной части, выполняет приближённый прочностной расчёт основных деталей и сборочных единиц, анализирует применимость материалов из разработанной базы данных, генерирует список наиболее применимых материалов, предлагает возможные варианты покрытий и режимов термообработки. В статье приводится топологическая модель ТРДДФсм для военного высокоманёвренного самолёта в разработанной экспертной системе. Приводятся некоторые результаты моделирования и выбора материала для основных узлов двигателя. Показано, что экспертная система может анализировать как металлические, так и композиционные материалы. Для композиционных материалов выполняется конструирование однонаправленного ортотропного композиционного материала из базы данных композиционных материалов и прогнозирование его свойств при действующих температурах потока. Главное преимущество от применения данной методики – сокращение времени и трудозатрат при проектировании новых авиационных двигателей и их отдельных узлов.

Термогазодинамическое моделирование, прочность, газотурбинный двигатель, материалы, покрытия, экспертная система.

doi: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-101-111

Введение

Автоматизированное проектирование авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) – это сложная, актуальная и очень трудоёмкая задача. В связи с повышением требований, предъявляемых к характеристикам новых перспективных летательных аппаратов, повышаются требования и к их энергетическим установкам. Достижение высоких параметров совершенства и требуемых характеристик энергетических установок требует применения различных систем автоматизированного проектирования (САПР) на всех стадиях проектирования. Мировой опыт производства различных авиационных изделий показывает, что чем больше времени и ресурсов вкладывается в разработку математической модели, тем лучше будут эксплуатационные характеристики изде-

лия. В статье описывается разработанная экспертная система принятия решения при оптимизации конструктивной и силовой схем двигателя и его основных элементов. При этом решаются задачи прочностного анализа и выбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности основных деталей и сборочных единиц проточной части [1, 2]. Для выбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности авторами разработана база данных (БД) материалов, БД композиционных материалов (КМ), экспертная система по анализу нагрузок и теплового состояния основных элементов проточной части двигателя и автоматизированного подбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности. Структура разработанной БД материалов деталей авиационных двигателей содер-

жит основную информацию о материалах для прочностного анализа [3].

Экспертная система (ЭС) разработана на базе системы имитационного термогазодинамического моделирования авиационных двигателей DVIGw, созданной при помощи FrameWork CAMSTO. ЭС состоит из отдельных структурных элементов (СЭ) для прочностного анализа основных элементов газоздушного тракта двигателя и СЭ для выбора материалов, покрытий и других видов подго-

товки поверхности. На рис. 1 представлена топологическая модель современного ГТД с различными элементами ЭС для выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности основных элементов проточной части двигателя. Для передачи информации между СЭ двигателя и СЭ ЭС разработан специальный вид взаимосвязи – информационный поток (рис. 1).

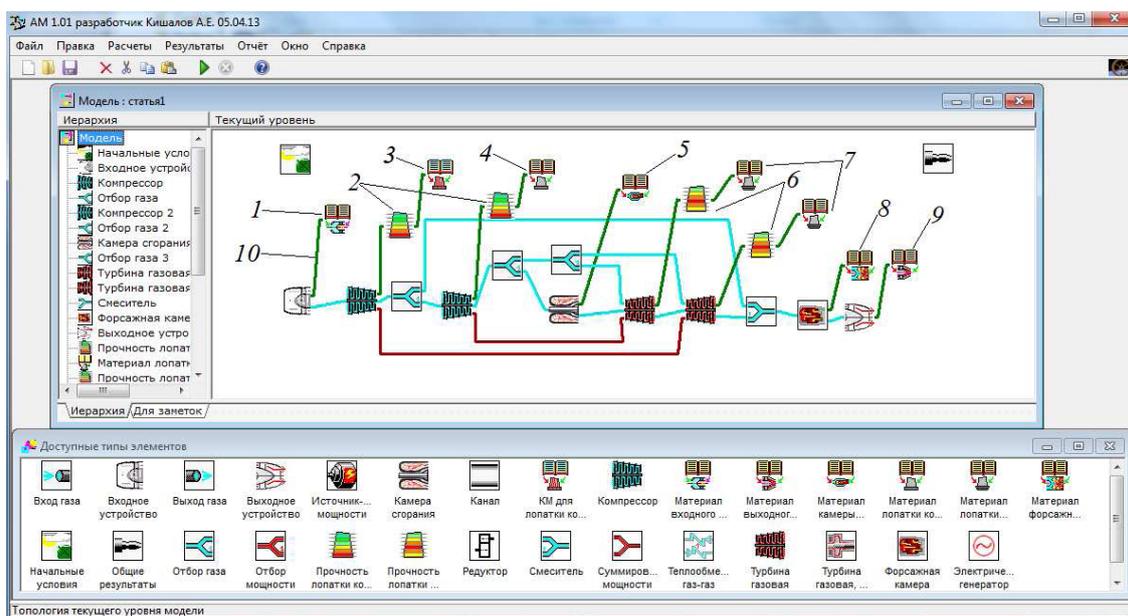


Рис. 1. Топологическая модель ТРДДФсм в ЭС для выбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности: 1 – СЭ для выбора материала входного устройства; 2 – СЭ для прочностного анализа рабочих лопаток компрессора; 3 – СЭ для выбора композитного материала для рабочих лопаток компрессора; 4 – СЭ для выбора материала рабочих лопаток компрессора; 5 – СЭ для выбора материала корпуса и жаровой трубы основной камеры сгорания; 6 – СЭ для прочностного анализа рабочих лопаток турбины; 7 – СЭ для выбора материала рабочих лопаток турбины; 8 – СЭ для выбора материала корпуса и теплозащитных экранов форсажной камеры; 9 – СЭ для выбора материалов выходного устройства; 10 – информационный поток между СЭ

СЭ ЭС получают необходимую информацию от СЭ двигателя, анализируют и обрабатывают её. Затем СЭ ЭС обращаются к БД материалов, считывают параметры и характеристики материала. Далее ЭС назначает каждому материалу баллы. Баллы начисляются за рабочую температуру материала, за предел прочности, за плотность, за технологичность материала. Программа перебирает материалы из БД и формирует список из пяти материа-

лов, набравших максимальное количество баллов.

Для материала, набравшего максимальное количество баллов, формируются рекомендации по различным вариантам мероприятий, повышающих устойчивость к воздействию среды (различные покрытия, химико-термическая обработка, модификация поверхности и т. п.), различные варианты обработки поверхности (абразивная, лезвийная, электрохимическая и

т. п.), различные варианты поверхностно-пластической деформации [4].

В элементах ЭС, в которых осуществляется подбор материалов для узлов двигателя, где происходит горение (например, основная камера сгорания (КС), форсажная камера сгорания (ФКС)), проводится расчёт параметров в первичной зоне горения, оценка температур жаровой трубы и корпуса.

Для подбора материалов рабочих лопаток турбины и компрессора в ЭС используются СЭ прочностного анализа (рис. 1, СЭ 2, б), в которых осуществляется распределение работ и КПД по ступеням, газодинамический расчёт по среднему диаметру и по высоте, профилирование, расчёт статической прочности лопатки (определение действующих газовых и инерционных сил, моментов инерции профиля и т.д.), определение основных напряжений на хвостовике лопатки [3]. Для выполнения расчёта в ЭС необходимо указать тип проточной части узла (закон профилирования: с постоянным наружным диаметром, постоянным внутренним диаметром, постоянным средним диаметром), количество ступеней (для компрессора также необходимо указывать количество сверхзвуковых ступеней), показатель степени при профилировании по высоте. Для рабочей лопатки турбины производится оценка температурного состояния пера лопатки с учётом работы системы охлаждения (конвективное, с дефлектором, конвективно-плёночное, пористое).

При моделировании есть возможность учитывать воздействие на напряжения от инерционных сил антивибрационных полок (для рабочих лопаток компрессора) и бандажных полок (для рабочих лопаток турбин). На основании действующих напряжений и температур лопатки в различных по высоте сечениях элементами ЭС осуществляется анализ материалов из БД и назначение им баллов. Следует отметить, что материал рабочих лопаток влияет на конструкцию всего узла (от плотности материала лопатки зависят действующие инерционные нагрузки, от

прочностных свойств материала лопатки и диска зависит толщина профиля и максимальное количество лопаток, которое можно разместить на диске, а следовательно работа ступени и её габаритно-массовые характеристики).

В элементе ЭС для подбора материала выходного устройства осуществляется анализ температурного состояния основных элементов проточной части с учётом действия системы охлаждения (если оно предусмотрено конструкцией) и типа выходного устройства (сопло Лавалья, суживающееся сопло и сопло-патрубок). Для температурного анализа принято, что для сопла Лавалья наиболее вероятно использование в конструкции двигателя форсажной камеры и использование охлаждаемых теплозащитных экранов. Для суживающегося сопла вероятно использование как форсажной камеры с теплозащитными экранами (в схемах ТРДФ и ТРДДФ), так и наличие смесителя внутреннего и наружного контуров без форсажной камеры и теплозащитных экранов (в схемах ТРДД), возможны также конструкции, в которых поток за турбиной напрямую проходит в выходное устройство без какой-либо системы охлаждения (в схемах ТРД). Для выходного устройства типа сопло-патрубок возможны конструкции с охлаждением стенок и без них.

Для проверки работоспособности разработанной БД и ЭС произведено моделирование серийного ТРДДФсм для военного высокоманёвренного самолёта четвёртого поколения [5].

При моделировании выходного устройства ЭС предложено различные сплавы на никелевой основе, которые являются аналогами или имеют схожие характеристики с применённым в конструкции реактивного сопла материалом.

При моделировании лопаточных машин материалы, использованные в конструкции ТРДДФсм, находятся в списке предлагаемых ЭС материалов. Относительная погрешность ЭС при расчёте внутреннего и наружного диаметров лежит в пределах 0,02 – 1,25%. При модели-

ровании второй ступени компрессора низкого давления относительная погрешность составила 25%, что объясняется отклонением закона профилирования проточной части ступени от общего закона профилирования проточной части компрессора. Относительная погрешность ЭС при моделировании числа лопаток в ступени достигает 10%. Относительная погрешность ЭС при определении хорды на среднем диаметре рабочих лопаток 0,6 – 14%. Относительная погрешность при определении хорды на рабочей лопатке первой сверхзвуковой ступени составила 21,9%, что объясняется отклонением конструкции и законов профилирования ТРДДФсм от заложенных в ЭС [4].

При моделировании КС и ФКС материалы и покрытия, использованные в конструкции ТРДДФсм, находятся в списке рекомендуемых материалов ЭС (или там предлагаются их аналоги).

На рис. 2 представлены результаты моделирования входного устройства ТРДДФсм на взлётном режиме (высота $H = 0$, число $M = 0$). На рис. 3 представлены результаты моделирования на высоте $H = 2,5$ км и $M = 2,35$. В обоих вариантах моделирования рекомендуется использовать магниевые сплавы, у которых достаточная прочность и низкий вес [4].

Результаты моделирования реактивного сопла (типа сопла Лаваля) приведены на рис. 4. Моделирование выполнялось для взлётного режима [4].

При выборе КМ для лопаток компрессора ЭС осуществляет перебор различных вариантов материала волокна и матрицы, перебор коэффициента армирования. Максимальное количество баллов набирает тот вариант КМ, который выдерживает эксплуатационные температуры, эксплуатационные нагрузки (при выбранной относительной толщине профиля) и имеет минимальный удельный вес. Подобные расчёты носят оценочный ха-

рактер, так как в них используются приближённые формулы для оценки прочности КМ и не учитывается трёхмерная структура композита и концентраторов напряжений (например, сочленения лопатки с хвостовиком) [6]. При выборе КМ для лопаток первой ступени вентилятора двигателя с большой степенью двухконтурности для стендовых условий система предлагает следующий список вариантов КМ (рис. 5). Для полётного режима на высоте 10 км и со скоростью полёта $M = 0,8$ система предлагает список материалов, приведённый на рис. 6.

Как видно из результатов моделирования, ЭС для данной модели в основном предлагает сочетание углеволокон с неметаллическим связующим. Оптимальный коэффициент армирования лежит в пределах от 0,45 до 0,55.

При более высоких температурах потока, характерных для последних ступеней компрессора на стендовом режиме ЭС предлагает КМ (рис. 7). В случае изготовления этой же лопатки из металла, ЭС предлагает следующий список материалов (рис. 8).

Как можно видеть, ЭС предлагает выполнить лопатку последней ступени из титановых сплавов. Если на других режимах работы (например, с максимальной скоростью полёта у земли) температуры на последних ступенях не будут превышать максимально допустимых температур для титановых сплавов, то этот материал будет оптимальным для применения в конструкции. На более поздних стадиях проектирования, на которых уточнится геометрия, параметры потока и действующие нагрузки, прочностные расчёты следует провести ещё раз, возможно материал лопатки следует подкорректировать с учётом его конструктивных и технологических свойств.

Список рекомендуемых материалов				Мероприятия, повышающие стойкость материала №1 к воздействию среды:	
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал	Радиопоглощающее покрытие	Гидрофобное нанопокрyтие
1	153	4.92	ВМЛ17-Т61	Антиабразивные покрытия на основе полиуретановых и полимочевинных эластомеров	Оксидирование
2	146	4.91	МЛ8-Т6	Хромирование	Никелирование
3	154	4.91	WE54(Англия)		
4	152	4.90	ВМЛ14-Т61		
5	149	4.89	ZK61(США)		

Рекомендуемые режимы обработки поверхности:		Рекомендуемые варианты ППД:	
- литье в песчаные формы (Ra=100)	- точение/фрезерование (Ra=12.5 - 0.4)	- дробеструйная обработка	- виброшлифование
- обтачивание чистовое (Ra=20 - 1.25)	- шлифование предварительное (Ra=2.5 - 1.25)	- пневмодинамическая обработка	- галтовка
- электроэрозионная обработка (Ra=3.2 - 0.4)		- пескоструйная обработка	- гидрогалтовка
		- обработка роликами и шариками	- дронование
		- упрочнение микрошариками	- накатывание
		- выглаживание	- чеканка
		- алмазное выглаживание	
		- обработка механической щёткой	
		- виброупрочнение	

Рис. 2. Результаты работы ЭС для входного устройства ТРДДФсм при $H = 0$, $M = 0$

Список рекомендуемых материалов				Мероприятия, повышающие стойкость материала №1 к воздействию среды:	
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал	Радиопоглощающее покрытие	Гидрофобное нанопокрyтие
1	154	4.91	WE54(Англия)	Антиабразивные покрытия на основе полиуретановых и полимочевинных эластомеров	Оксидирование
2	153	4.91	ВМЛ17-Т61	Хромирование	Никелирование
3	152	4.84	ВМЛ14-Т61		
4	151	4.84	МЛ19-Т6		
5	112	3.53	ВАЛ18		

Рекомендуемые режимы обработки поверхности:		Рекомендуемые варианты ППД:	
- шлифование тонкое (Ra=0.32 - 0.16)	- пригирка тонкая (Ra=0.16 - 0.01)	- дробеструйная обработка	- виброшлифование
- суперфиниширование (Ra=0.16 - 0.04)	- доводка тонкая (Ra=0.05)	- пневмодинамическая обработка	- галтовка
- алмазное выглаживание (Ra=0.16 - 0.02)	- электролитно-плазменное полирование (Ra=0.06 - 0.04)	- пескоструйная обработка	- гидрогалтовка
- электрохимическая обработка (Ra=0.32 - 0.02)	- полирование (Ra=0.16)	- обработка роликами и шариками	- дронование
- гляцевание (Ra=0.16)		- упрочнение микрошариками	- накатывание
		- выглаживание	- чеканка
		- алмазное выглаживание	
		- обработка механической щёткой	
		- виброупрочнение	

Рис. 3. Результаты работы ЭС для входного устройства при $H = 2,5$ км, $M = 2,35$

Список рекомендуемых материалов				<u>Мероприятия, повышающие чстойчивость материала №1 к воздействию среды:</u>	
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал	Радиопоглощающее покрытие Al2O3, ZrO2-8Y2O3	Ионная имплантация
1	26	3.56	ВЖЛ12У	Искровое упрочнение Микродуговое оксидирование	
2	81	3.07	ЗИ652		
3	97	3.06	ВКНА-4У		
4	98	3.06	ВКНА-4УР		
5	96	3.04	ВКНА-1В		

<p><u>Рекомендуемые режимы обработки поверхности:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - литьё в кокиль (Ra=25) - обтачивание тонкое (Ra=1.25 - 0.32) - шлифование чистовое (Ra=0.63 - 0.32) - притирка грубая (Ra=0.63 - 0.32) - отделка абразивным полотном (Ra=0.63 - 0.08) - доводка (Ra=0.4 - 0.1) - виброшлифование (Ra=0.63 - 0.32) - электрополирование (Ra=1.25 - 0.63) 	<p><u>Рекомендуемые варианты ППД:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - дробеструйная обработка - пневмодинамическая обработка - пескоструйная обработка - обработка роликами и шариками - упрочнение микрошариками - выглаживание - алмазное выглаживание - обработка механической щёткой - виброупрочнение - виброшлифование - галтовка - гидрогалтовка - дронование - накатывание - чеканка
--	--

Рис. 4. Результат работы ЭС для реактивного сопла

Список рекомендуемых материалов					
Место	Сумма баллов	К-т армирования	Компонент	Номер материала в БД	Материал
1	6.25	0.55	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	7	СП-97
2	6.24	0.55	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	1	Эпоксидная смола
3	5.97	0.55	Волокно	4	Борные волокна
			Матрица	2	Полипропилен
4	5.86	0.55	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	4	Магниевый сплав
5	5.84	0.55	Волокно	4	Борные волокна
			Матрица	2	Полипропилен

Рис. 5. Первая ступень вентилятора (H=0 км, M=0)

Список рекомендуемых материалов					
Место	Сумма баллов	К-т армирования	Компонент	Номер материала в БД	Материал
1	6.56	0.45	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	2	Полипропилен
2	6.50	0.50	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	2	Полипропилен
3	6.41	0.45	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	6	Полиимидное связующее PMR-15
4	6.36	0.50	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	6	Полиимидное связующее PMR-15
5	6.33	0.45	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	7	СП-97

Рис. 6. Первая ступень вентилятора ($H=10$ км, $M=0,8$)

Список рекомендуемых материалов					
Место	Сумма баллов	К-т армирования	Компонент	Номер материала в БД	Материал
1	3.80	0.40	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	5	Титановая матрица
2	3.62	0.40	Волокно	4	Борные волокна
			Матрица	5	Титановая матрица
3	3.43	0.30	Волокно	1	Углеволокна
			Матрица	5	Титановая матрица
4	2.92	0.65	Волокно	5	Карбид кремния
			Матрица	5	Титановая матрица
5	2.86	0.45	Волокно	4	Борные волокна
			Матрица	5	Титановая матрица

Рис. 7. Последняя ступень компрессора ($H=0$ км, $M=0$)

Список рекомендуемых материалов				Мероприятия, повышающие стойкость материала №1 к воздействию среды:
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал	
1	130	4.25	BT9	Альфирование Никелирование Азотирование Анодирование Нанесение нитрида Ti,Mo,V Ионная имплантация Искровое упрочнение Микродуговое оксидирование
2	132	4.23	BT18	
3	133	3.05	BT25	
4	29	2.50	ЖС26ВСНК	
5	107	2.10	ЗИ787	

Рекомендуемые режимы обработки поверхности:

- шлифование тонкое (Ra=0.32 - 0.16)
- притирка тонкая (Ra=0.16 - 0.01)
- суперфиниширование (Ra=0.16 - 0.04)
- доводка тонкая (Ra=0.05)
- алмазное выглаживание (Ra=0.16 - 0.02)
- электролитно-плазменное полирование (Ra=0.06 - 0.04)
- электрохимическая обработка (Ra=0.32 - 0.02)
- полирование (Ra=0.16)
- глянецование (Ra=0.16)

Рекомендуемые варианты ППД:

- дробеструйная обработка
- пневмодинамическая обработка
- пескоструйная обработка
- обработка роликами и шариками
- упрочнение микрошариками
- выглаживание
- алмазное выглаживание
- обработка механической щёткой
- виброупрочнение
- виброшлифование
- галтовка
- гидрогалтовка
- дронование
- накатывание
- чеканка

Рис. 8. Последняя ступень компрессора ($H=0$ км, $M=0$)**Выводы**

В статье описываются разработанная БД и ЭС для термогазодинамического моделирования двигателя и его основных узлов, предварительного прочностного анализа и выбора материалов (в том числе композиционных) основных деталей и сборочных единиц проточного тракта авиационных воздушно-реактивных двигателей. Как показывают результаты моделирования различных узлов авиационных ГТД различных схем и принципов действия, ЭС выдаёт рекомендации по материалам основных деталей и узлов двигателя, близкие к реальной конструкции ГТД, предлагает материалы и покрытия, использованные в реальной конструкции

или их аналоги. Как уже указывалось ранее, результаты моделирования носят предварительный характер, т.к. используются приближённые формулы для расчёта узлов и оценки их статической прочности. На дальнейших этапах проектирования двигателя следует выполнить уточняющие расчёты, уточнить конструкцию узлов, нагрузки, действующие на элементы проточной части, и их тепловое состояние, произвести более детальные прочностные расчёты с применением 3D численного моделирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации МК-7183.2015.8.

Библиографический список

1. Кишалов А.Е., Ахмедзянов Д.А., Маркина К.В. Экспертная система по выбору материала, покрытия и других видов подготовки поверхности элементов основных узлов авиационного ГТД // Молодёжный Вестник УГАТУ. 2012. № 4 (5). С. 17-25.
2. Кишалов А.Е., Дударева Н.Ю. Покрытия и методы модификации поверхностей для повышения надёжности деталей ГТД // Молодёжный Вестник УГАТУ. 2012. № 4 (5). С. 43-49.
3. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. Экспертная система автоматизированного выбора ма-

териалов, покрытий и других видов подготовки поверхностей основных деталей и сборочных единиц авиационных газотурбинных двигателей // Современные проблемы науки и образования. 2013. № 5. С. 57.

4. Кишалов А.Е., Ахмедзянов Д.А., Маркина К.В. Термогазодинамическое моделирование, предварительный прочностной анализ и выбор материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности основных деталей и сборочных единиц проточной части авиационных ГТД на стадии проектирования // Молодёжный Вестник УГАТУ. 2014. № 1 (10). С. 19-26.

5. Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. Экспериментальная проверка работоспособности экспертной системы автоматизированного выбора материалов,

покрытий и других видов подготовки поверхностей основных деталей и сборочных единиц авиационных газотурбинных двигателей // Современные проблемы науки и образования. 2013. № 5. С. 58.

6. Соловьёв П.В., Полежаев Н.И., Шамсутдинов А.А. К вопросу о прогнозировании механических свойств волокнистых композиционных материалов в широком температурном диапазоне // Молодёжный Вестник УГАТУ. 2013. № 4 (9). С. 5-11.

7. Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2014610727. Экспертная система по выбору материалов основных деталей авиационных воздушно-реактивных двигателей. М.: Роспатент, 2014.

Информация об авторах

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, доктор технических наук, декан факультета авиационных двигателей, энергетики и транспорта, профессор кафедры авиационных двигателей, Уфимский государственный авиационный технический университет. E-mail: ada@ugatu.ac.ru. Область научных интересов: исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, автоматизации испытаний.

Кишалов Александр Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационной теплотехники и теплоэнергетики, Уфимский государствен-

ный авиационный технический университет. E-mail: kishalov@ufanet.ru. Область научных интересов: исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

Маркина Ксения Васильевна, аспирант кафедры авиационных двигателей, Уфимский государственный авиационный технический университет. E-mail: markina_kseniya@mail.ru. Область научных интересов: исследования в области процессов, происходящих в проточной части авиационных ГТД с использованием 3D-CAD/CAE моделирования.

COMPUTER-AIDED DESIGN OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES AND SELECTION OF MATERIALS FOR THEIR MAIN PARTS

© 2015 D. A. Akhmedzyanov, A. E. Kishalov, K. V. Markina

Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation

The problem of aircraft gas turbine engine computer-aided design is dealt with in the article. An expert system for the selection of materials, coatings and other kinds of preparing surfaces of the main components and

assembly units of the aircraft gas turbine engine flow section at the design stage developed on the basis of thermogasdynamic simulation modeling of DVIGw aviation engines is described. The system performs thermal gas calculation of the engine and its main components, develops the most likely structure of the main parts, estimates the thermal state of air-gas channel elements, makes an approximate strength prediction of the main elements and assembly units, analyzes the applicability of the materials from the developed database, generates the list of the most applicable materials, offers possible variants of coatings and heat treatment conditions. A topological model of two-spool mixed flow turbofan with an afterburner chamber for military high-maneuverability aircraft in the developed expert system is presented in the article. Some results of modeling and choosing materials for the main engine parts are presented. It is shown that the expert system can analyze both metallic and composite materials. For composite materials a unidirectional orthotropic composite material is designed on the basis of the composite materials database and its properties at the existing flow temperatures are predicted. The main advantage of using this method is time and labor saving in the process of designing new aircraft engines and their main parts.

Thermogasdynamic modeling, strength, gas turbine engine, materials, coatings, expert system.

References

1. Kishalov A.E., Akhmedzyanov D.A., Markina K.V. Expert system for material selection, coatings and other surface preparation of elements of the basic units of aviation GTE. *Molodezhnyy Vestnik UGATU*. 2012. No. 4(5). P.17-25. (In Russ.)
2. Kishalov A.E., Dudareva N.Y. Coatings and surface modification techniques to improve the reliability GTE parts. *Molodezhnyy Vestnik UGATU*. 2012. No. 4 (5). P.43-49. (In Russ.)
3. Akhmedzyanov D.A., Kishalov A.E., Markina K.V., Ignatyev O.I. Expert system for automated selection of materials, coatings and other preparation types of main parts surface and aviation gas turbine engine assemblies. *Modern problems of science and education*. 2013. No. 5. P. 57. (In Russ.)
4. Kishalov A.E., Akhmedzyanov D.A., Markina K.V. Thermal gas modeling, preliminary strength analysis and the choice of materials, coatings and other surface preparation major parts and assembly units of the gas turbine engines running at the design stage. *Youth herald USATU*. No. 1 (10). P. 19-26. (In Russ.)
5. Kishalov A.E., Markina K.V., Ignatyev O.I. Experimental check of expert system functionality for automated selection of materials, coatings and other preparation types of the main surface parts and aviation gas turbine engine assemblies. *Modern problems of science and education*. 2013. No. 5. P. 58. (In Russ.)
6. Solovyov P.V., Polezhaev N.I., Shamsutdinov A.A. On the question of predicting the mechanical properties of fiber composite materials in a wide temperature range. *Molodezhnyy Vestnik UGATU*. 2013. No. 4 (9). P. 5-11. (In Russ.)
7. Kishalov A.E., Markina K.V., Ignatyev O.I. Certificate of official registration of the computer program № 2014610727. An expert system for the selection of materials of main parts of aircraft jet engines. Moscow: Rospatent Publ., 2014. (In Russ.)

About the authors

Akhmedzyanov Dmitry Albertovich, Doctor of Science (Engineering), Dean of the Aviation Engines, Power Engineering and Transport Faculty, Ufa State Aviation Technical University, Professor of the Department of Aviation Engines, Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federa-

tion. E-mail: ada@ugatu.ac.ru. Area of Research: investigation of work processes in aircraft gas turbine engines, development of mathematical models of complex technical objects.

Kishalov Alexander Evgenyevich, Candidate of Science (Engineering), Associ-

ate Professor of the Department of Aviation Heat Power Engineering and Thermal Engineering, Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation. E-mail: kishalov@ufanet.ru. Area of Research: investigation of work processes in aircraft gas turbine engines, development of mathematical models of complex technical objects.

Markina Kseniya Vasiljevna, post-graduate student of the Department of Aviation Engines, Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation. E-mail: markina_kseniya@mail.ru. Area of Research: investigation of work processes in aircraft gas turbine engines using 3D-CAD/CAE simulation.