

## ВЕРИФИКАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПЕРА ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ «АМ»

©2016 А.Е. Кишалов, К.В. Маркина

Уфимский государственный авиационный технический университет

### VERIFICATION OF THE RESULTS OF MODELING COMPRESSOR BLADES OF GTE IN SIM "AM"

Kishalov A.E., Markina K.V. (Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation)

*There are considered issues of computer-aided engineering design of main aviation engine units by the example of thermos-gas-dynamic calculations and strength analysis simulation of compressors the of afterburning turbofan engine for modern high-maneuverable turbojet aircrafts.*

Проектирование авиационных двигателей (АД) одна из сложнейших и трудоёмких задач, т.к. совершенство конструкции требует согласования газодинамических, прочностных и технологических параметров. Первостепенной задачей в решении этой проблемы является объединение данных отдельных структурных единиц в единое информационное пространство. Высокая степень согласования отдельных элементов в составе АД возможна только в том случае, если ещё на стадии проектирования и выбора его конструктивной схемы решаются задачи прочностного анализа и выбора материала основных деталей и сборочных единиц прочной части.

Система имитационного моделирования (СИМ) «АМ» [1] представляет собой базу данных (БД) авиационных материалов и экспертную систему (ЭС), которая разработана на базе СИМ авиационных двигателей DVIGw при помощи Framework САМСТО. СИМ «АМ» выполняет термогазодинамические расчёты двигателей, в автоматизированном режиме создаёт конструктивный облик основных узлов, оценивает нагрузки, действующие на элементы проточной части двигателя и их температуры, выполняет приближённые прочностные расчёты [2], осуществляет выбор материалов основных деталей и сборочных единиц АД.

На рис. 1 представлена 3D модель лопатки рабочего колеса (РК) IX ступени компрессора высокого давления (КВД) турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) IV поколения для военного высокоманевренного самолёта в САД системе NX.

В таблице представлена погрешность моделирования пера рабочей лопатки КВД, приводится сравнение спроектированной исходной конструкции в программе NX и полученной при помощи моделирования в СИМ «АМ».

В СИМ «АМ», разработана имитационная модель исследуемого ТРДДФ и выполнено проектирование узла компрессора, определены газодинамические, кинематические, тепловые и геометрические характеристики IX ступени КВД.

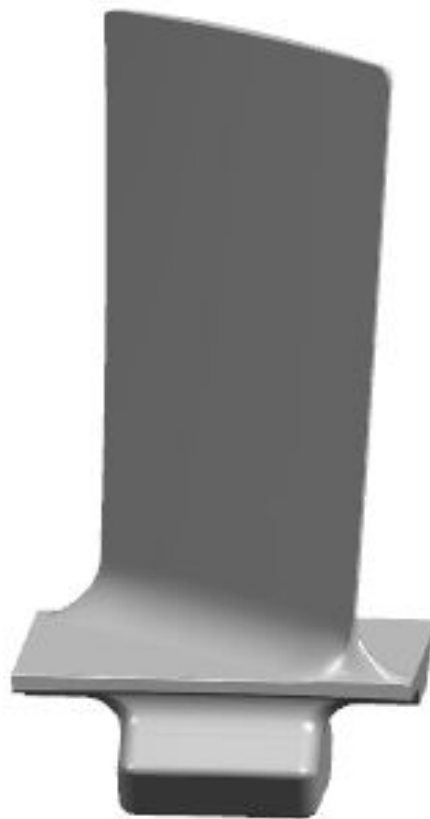


Рис. 1. Модель IX ступени КВД ТРДДФ IV поколения в NX 8.0

При этом, как видно из таблицы, результаты моделирования достаточно близки к конструкции реального двигателя. Максимальная погрешность основных геометрических размеров при моделировании составила порядка 15,5% по отдельным параметрам, что на ранних стадиях проектирования является приемлемым. Погрешность моделирования массы пера лопатки не превысила 1,6%. С учётом высокой скорости выполнения расчётов, при моделировании новых двигателей можно за короткий промежуток времени проанализировать большое количество возможных вариантов конструкций и выбрать наиболее оптимальную.

Таблица – Результаты моделирования IX ступени КВД

Конструкция пера лопатки		NX 8.0	СИМ «АМ»	Погрешность моделирования, %
Параметр				
Площадь сечения профиля лопатки РК, мм <sup>2</sup>	d <sub>внут.</sub>	19,4	21,8	12,4
	d <sub>сред.</sub>	12,3	14,1	14,3
	d <sub>нар.</sub>	8,3	7,3	12,0
Диаметры на входе в РК, мм	d <sub>внут.</sub>	553,0	550,0	0,5
	d <sub>сред.</sub>	576,5	575,0	0,3
	d <sub>нар.</sub>	600,0	600,1	0,0
Диаметры на выходе из РК, мм	d <sub>внут.</sub>	551,6	555,1	0,6
	d <sub>сред.</sub>	575,8	577,6	0,3
	d <sub>нар.</sub>	600,0	600,1	0,0
Хорда лопатки РК, мм	d <sub>внут.</sub>	16,6	14,7	11,5
	d <sub>сред.</sub>	16,6	14,3	13,8
	d <sub>нар.</sub>	16,6	14,0	15,5
Макс. толщина профиля РК (С <sub>тах</sub> ), мм	d <sub>внут.</sub>	1,9	1,8	9,6
	d <sub>сред.</sub>	1,0	1,2	7,5
	d <sub>нар.</sub>	0,6	0,6	0
Кол-во лопаток, шт.		107	106	0,9
Масса пера лопатки, гр.		2,78	2,82	1,6

В результате применения разработанных ЭС и БД, ещё на ранних этапах проектирования авиационных газотурбинных дви-

гателей (ГТД) появляется возможность оптимизации конструктивной схемы и габаритно-массовых характеристик основных узлов ГТД. Описанная методика термогазодинамического и прочностного моделирования авиационного двигателя позволяет значительно ускорить основные этапы проектирования авиационных двигателей и избежать ошибок проектирования.

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

#### Библиографический список

1. Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. Экспертная система по выбору материалов основных деталей авиационных воздушно-реактивных двигателей. Свидетельство об официальной регистрации, Роспатент, №2014610727.- М.: 2014.
2. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В. Автоматизированный выбор материалов, покрытий и подготовка поверхностей для основных деталей ГТД с помощью экспертной системы. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. Самара: СГАУ, 2014. Ч. 2. С. 152-153.
3. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В. Методики оценки массы при формировании облика авиационного двигателя. // Мавлютовские чтения: материалы научно-технической конференции. Т. 1. Уфа: УГАТУ, 2015. – С. 394-399.
4. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В. Анализ эффективности различных методик оценки массы авиационных ГТД на стадии проектирования. // Молодёжный Вестник УГАТУ. Ежемесячный научный журнал №1 (14). – Уфа: УГАТУ, 2016. С. 161-169.
5. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В. Оценка массы узлов авиационных ГТД на стадии проектирования. // Мавлютовские чтения: материалы научно-технической конференции. Т. 2. Уфа: УГАТУ, 2016. С. 10-14.