

УДК 621.45.037

РАЗРАБОТКА И РЕАЛИЗАЦИЯ В СИМ COMPRESSOR ПОЭЛЕМЕНТНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ МАССЫ КОМПРЕССОРА

А. Б. Михайлова¹, А. Е. Михайлов², Д. А. Ахмедзянов³

¹ mikhailova.ugatu@gmail.com, ² mikhailov.ugatu@gmail.com, ³ ada@ugatu.ac.ru

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

Поступила в редакцию 11.11.2013

Аннотация. Рассмотрены подходы к прогнозированию массы компрессора на различных стадиях проектирования компрессоров. Проведен сравнительный анализ методик, используемых для прогнозирования массы основных узлов авиационных ГТД на ранних стадиях проектирования. Для реализации в СИМ COMPRESSOR выбрана методика WATE-1, разработанная в NASA. Проведена апробация и верификация методики расчета массы компрессора на примере компрессора низкого давления двигателя АЛ-55И.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; осевой компрессор; моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из главных тенденций развития авиационного двигателестроения наряду с повышением экономичности, надежности двигателей, а также снижением шума и эмиссии вредных веществ, следует считать улучшение массогабаритных характеристик авиационных ГТД. С 1950-х гг. объемная тяга (взлетная тяга, отнесенная к объему двигателя) и лобовая тяга (взлетная тяга, отнесенная к миделю двигателя) увеличились в 10 и 2 раза соответственно [1]. Улучшение массогабаритных характеристик достигается за счет повышения температуры газа перед турбиной, повышения аэродинамической нагруженности и адиабатического КПД лопаточных машин, развития систем охлаждения элементов проточной части, применения новых высокопрочных, жаропрочных и жаростойких материалов, а также внедрения перспективных технологических процессов при производстве авиационных ГТД. Комплекс внедряемых конструктивно-технологических решений при проектировании и производстве способствует стремительному снижению числа де-

талей в двигателе, а также снижению массы ГТД.

Формирование надежной методики на этапе концептуального проектирования авиационных ГТД является критической проблемой для дальнейшего развития авиационных двигателей. Применение подобной методики является обязательным требованием при формировании оптимального облика ГТД на ранних стадиях проектирования. В данной работе представлены результаты разработки и реализации в СИМ COMPRESSOR методики оценки массы компрессора авиационных ГТД.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ МАССЫ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В России и за рубежом разработан ряд подходов к оценке массы авиационных ГТД и их основных узлов на ранних стадиях проектирования. Среди отечественных исследований в области поддержки ранних стадий проектирования следует отметить работы А. М. Ахмедзянова, И. А. Кривошеева [2, 3], В. Г. Маслова, В. С. Кузьмичева, В. А. Григорьева [4–6], специалистов Glenn NASA Research Center [7–10], MTU Aero Engines [11].

Отечественные методы могут быть использованы при концептуальном проектировании

авиационных ГТД, они основаны на регрессионных зависимостях массы ГТД от основных параметров, определяющих термодинамический цикл ГТД. Данные методы позволяют прогнозировать массу ГТД, но не позволяют определять массу основных узлов.

Комплекс математических моделей, разработанных в NASA, позволяет прогнозировать индивидуально массу каждого узла на этапе концептуального проектирования двигателя. Отличительной особенностью моделей, представленных в [7–9], является декомпозиция модели массы лопаточных машин до уровня лопаточных венцов, в то время как в работе [10] используются регрессионные модели для прогнозирования массы всего узла.

На этапе концептуального проектирования компрессоров в СИМ COMPRESSOR используется математическая модель, позволяющая определять термо- и газодинамические параметры за каждым лопаточным венцом, а также конструктивные параметры каждого лопаточного венца, поэтому для прогнозирования массы компрессора наиболее целесообразно использовать повенцовую модель оценки массы. Работы [7–9] имеют схожую концепцию к построению математической модели для прогнозирования массы основных узлов ГТД. Используемая в данной работе методика прогнозирования массы компрессора является композицией методик, разработанных в NASA, в работах [7–9].

Изначально рассматриваемый метод был разработан коллективом специалистов NASA Glenn Research Center и Boeing для оценки массы, габаритных размеров авиационных двигателей и основных размеров летательных аппаратов. Компьютеризированный метод называется WATE-1 (Weight Analysis of Turbine Engines – Анализ массы газотурбинных двигателей), определяет массу основных компонентов двигателя, таких как компрессоры, камеры сгорания, турбины и др.

Высокий уровень декомпозиции структурных компонентов двигателей позволяет прогнозировать суммарную массу двигателя с погрешностью не более 10 %. В качестве базы данных были использованы данные о массе структурных компонентов 29 различных двигателей, произведенных в США. В список двигателей были включены военные и гражданские двигатели различных схем. WATE-1 применима ко всем из этих типов двигателей.

Точность метода, как правило, выше, чем $\mp 10\%$, и составляет порядка $\mp 5\%$. Точность была проверена на примере 8 различных двига-

телей, которые не были включены в исходную базу данных.

Основные параметры двигателей, используемых в составе базы данных для формирования полуэмпирических моделей массы основных структурных компонентов авиационных ГТД, приведены в табл. 1.

Таблица 1
База данных двигателей

Двигатель	Производитель	Статус ¹	Схема	Форсаж	Использование ²
GE4/J4C	GE	П	ТРД	+	Г
GE4/J6	GE	Э	ТРД	+	Г
GE9/F2B	GE	Э	ТРДД	+	В
JT11F	WE	П	ТРД	+	В
TJ70	P&WA	О	ТРД	+	Г
GE4/J6G	GE	О	ТРД	+	Г
GE4/J6H2	GE	О	ТРД	-	Г
JT8D 15	P&WA	П	ТРДД	-	Г
JT9D	P&WA	П	ТРДД	-	Г
TF34	GE	П	ТРДД	-	В
VSCE 502	P&WA	О	ТРДД	+	Г
VCE 201A	P&WA	О	Изм. цикл	-	Г
VCE 201B	P&WA	О	Изм. цикл	-	Г
VCE 302A	P&WA	О	Изм. цикл	-	Г
VSCE 502B	P&WA	О	ТРДД	+	Г
VCE 112B	P&WA	О	Изм. цикл	-	Г
VSCE 501	P&WA	О	ТРДД	+	Г
VCE 110B	P&WA	О	Изм. цикл	-	Г
A/B TF2	P&WA	О	ТРДД	+	Г
D/H TF2	P&WA	О	ТРДД	+	Г
D/H TF12	P&WA	О	ТРДД	+	Г
JT10D	P&WA	Э	ТРДД	-	Г
CFM56	GE/SN	П	ТРДД	-	Г
	ECMA				
CF6 50	GE	П	ТРДД	-	Г
CF6	GE	П	ТРДД	-	Г
JT80	P&WA	П	ТРДД	-	Г
CJ805 23	GE	П	ТРДД	-	Г
YJ93	GE	П	ТРД	+	В
JT30	P&WA	П	ТРДД	-	Г

¹ П – производство, О – обучение, Э – эксперимент

² Г – гражданский, В – военный

На рис. 1 показана зависимость относительной удельной массы компрессора (масса узла, отнесенная к приведенному расходу воздуха) из базы данных от числа ступеней.

Методика прогнозирования массы компрессоров и вентиляторов основана на поступенчатом конструировании деталей (рис. 2). В первую очередь определяется объем рабочей лопатки и соответственно ее масса, затем вычисляются напряжения растяжения в лопатках и дисках, и происходит определение объема диска. Для определения суммарной массы компрессора скла-

дываются массы рабочих лопаток, статора, корпуса и крепежных элементов.

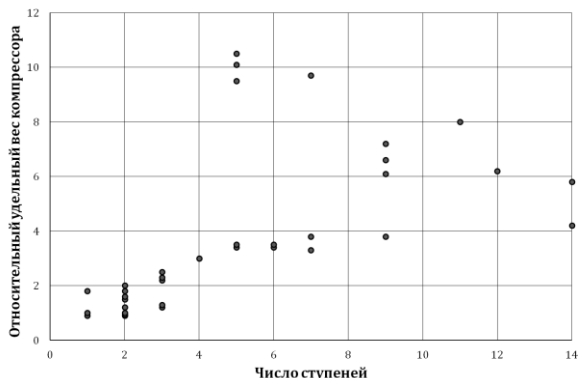


Рис. 1. Зависимость относительного удельного веса компрессора от числа ступеней



Рис. 2. Составные части массы компрессора

Методика определения массы компрессора основана на следующей совокупности исходных данных:

- степень повышения давления ступени компрессора, которая косвенно отражает технологический уровень и проектно-конструкторский подход;
- число Маха на входе и выходе;
- относительный диаметр втулки ступени компрессора;
- схема проточной части компрессора;
- максимальная входная и выходная температура в том случае, если расчет ведется не в проектной точке;
- эффективная плотность материала лопатки;
- удлинение лопатки ступени компрессора;
- отношение максимальной частоты вращения в расчетной точке к проектной величине;
- густота решетки на среднем диаметре;
- плотность материала диска;
- парусность лопатки;

- объемный коэффициент лопаток (отношение полного объема к объему лопаток).

ПОЭЛЕМЕНТНАЯ МЕТОДИКА ОЦЕНКИ МАССЫ КОМПРЕССОРА

На первом этапе расчета определяется площадь на входе в компрессор исходя из заданного числа Маха на входе и приведенного расхода воздуха, полученного по результатам термодинамического расчета двигателя.

Заданное значение относительного диаметра втулки позволяет определить основные диаметр-альные размеры на входе в ступень компрессора

$$D_k = \sqrt{\frac{4F}{\pi(1 - \bar{d}_{\text{вт}}^2)}};$$

$$D_{\text{вт}} = D_k \cdot \bar{d}_{\text{вт}}.$$

Следующим этапом является определение окружной скорости в конечном сечении лопатки и частоты вращения ротора (в том случае, если она неизвестна), рис. 3. Возможно использовать аппроксимирующую зависимость:

$$u_k = -121,66 \cdot (\pi_{\text{ст}}^*)^2 + 741 \cdot \pi_{\text{ст}}^* - 440,92.$$

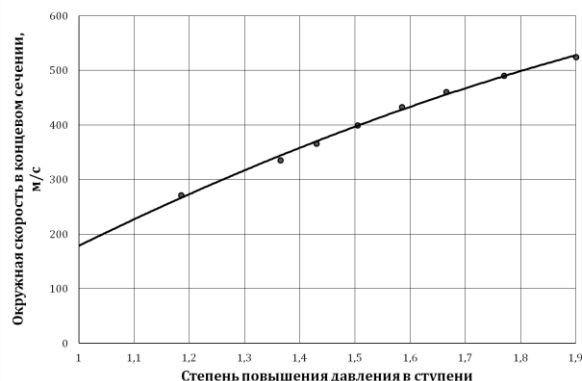


Рис. 3. Зависимость окружной скорости в конечном сечении от степени повышения давления в ступени

Далее определяется объем лопатки исходя из заданного объемного коэффициента, высоты и удлинения лопатки.

$$V_l = K \cdot h^3 / \bar{h}^2.$$

Объемный коэффициент K зависит от объема замкового соединения, парусности лопатки и относительной толщины лопатки. Согласно сформированной базе данных для вентилятора объемный коэффициент составляет – 0.055, для компрессора – 0.12, а для лопаток с относительным диаметром втулки более 0.8 объемный коэффициент определяется по формуле

$$K = 0.12 + 0.04(\bar{d}_{\text{вт}} - 0.8).$$

Далее определяется вес рабочих лопаток рассматриваемой ступени, исходя из определенного объема и заданной плотности материала. Вес и размеры статора принимаются эквивалентными ротору.

На следующем этапе определяется напряжение растяжения в лопатке

$$\sigma_p = \frac{\rho u_k^2}{(b_k/b_{BT})} \left[\frac{1-\bar{d}_{BT}^2}{2} + \frac{(b_k/b_{BT})^{-1}}{12} (1-\bar{d}_{BT})(1+3\bar{d}_{BT}) \right].$$

Диски компрессора являются существенной частью суммарной массы и поэтому их масса должна быть определена с максимально возможной точностью. Масса диска зависит от диаметральных размеров, нагрузок от лопаток, материала диска, частоты вращения, формы диска (или распределения толщины) и предельного уровня напряжений исходя из обеспечения требуемого уровня надежности. На основе обобщения большого количества двигателей выявлена зависимость объема диска от напряжения растяжения во втулочном сечении лопатки. На рис. 4 представлена зависимость относительной толщины диска (отношение объема диска к квадрату диаметра обода) от напряжения растяжения в лопатке.

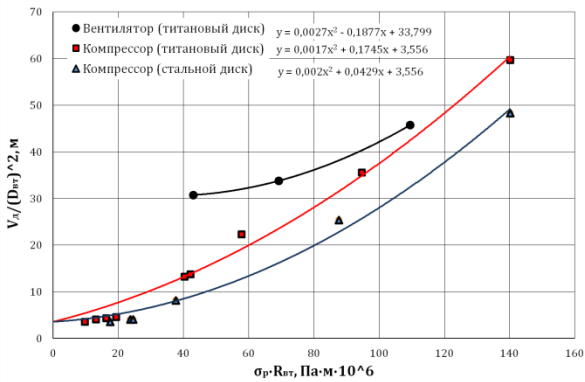


Рис. 4. Зависимость относительной толщины диска от напряжения растяжения

Анализ графиков, представленных на рис. 4, позволяет выявить различия характеристик дисков, используемых в вентиляторе и в компрессоре. Также на рис. 4 представлены характерные кривые для дисков, изготавливаемых из титана и из стали. Можно использовать следующие аппроксимационные зависимости:

$$\frac{V_d}{D_{BT}^2} = 0.0027 \cdot (\sigma_p \cdot R_{BT})^2 - 0.1877 \cdot (\sigma_p \cdot R_{BT}) + 33.799$$

(для титанового диска вентилятора),

$$\frac{V_d}{D_{BT}^2} = 0.0017 \cdot (\sigma_p \cdot R_{BT})^2 + 0.1745 \cdot (\sigma_p \cdot R_{BT}) + 3.556$$

(для титанового диска компрессора),

$$\frac{V_d}{D_{BT}^2} = 0.002 \cdot (\sigma_p \cdot R_{BT})^2 + 0.0429 \cdot (\sigma_p \cdot R_{BT}) + 3.556$$

(для стального диска компрессора).

Комплекс представленных регрессионных зависимостей позволяет определить объем и массу диска.

На следующем этапе определяется масса крепежных элементов на основе статистических зависимостей, полученных по результатам обработки базы данных.

$$M_{КЭ} = 0.75 \cdot \pi \cdot D_{BT} \cdot 0.002 \cdot S_{СТ} \cdot \rho,$$

$$S_{СТ} = 2 \cdot b_{ПК} + 0.17 \cdot b_{ПК}.$$

В последнюю очередь определяется вес наружного корпуса ступени компрессора. По результатам анализа базы данных можно сделать вывод, что средняя эквивалентная толщина корпуса с учетом крепежных элементов и фланцев составляет 2.5 мм (рис. 5), это позволяет определить вес корпуса ступени компрессора по следующей формуле:

$$M_{корп} = \pi \cdot D_k \cdot S_{СТ} \cdot 0.0025 \cdot \rho.$$

Суммарная масса ступени определяется как сумма масс лопаток, диска, корпуса и крепежа. Масса компрессора складывается из масс отдельных ступеней.

$$M_{Стi} = M_{ли} + M_{дi} + M_{КЭi} + M_{корпи},$$

$$M_k = \sum_{i=1}^z M_{Стi}.$$

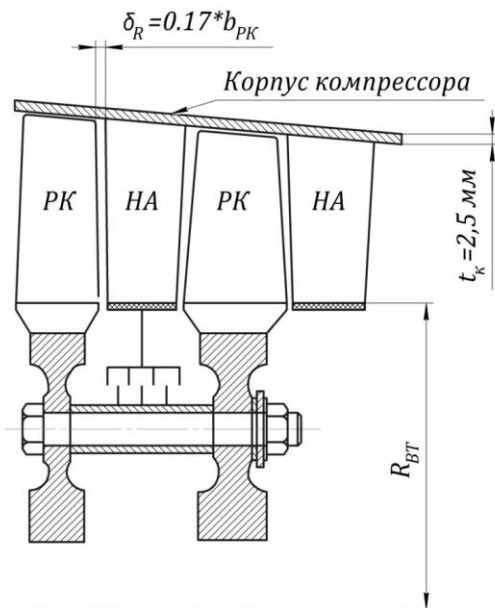


Рис. 5. Схема ступеней компрессора с крепежными элементами и корпусом

ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ МАССЫ КОМПРЕССОРА

В качестве объекта верификации был выбран компрессор низкого давления ТРДД АЛ-55И. На рис. 6 приведен чертеж компрессора.

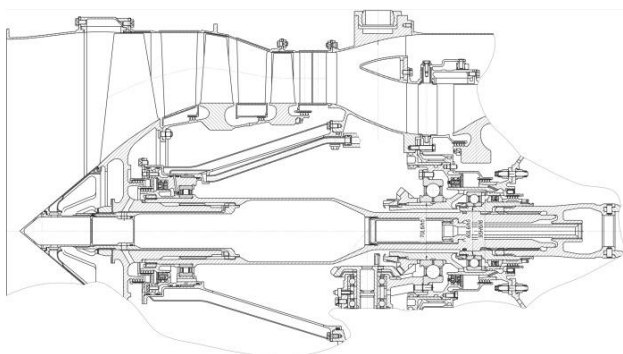


Рис. 6. Чертеж компрессора низкого давления

Основные параметры компрессора низкого давления, используемые для расчета массы, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Основные параметры ступени

Ступень	1	2	3
$u_k, \text{м/с}$	455	453	434
$\bar{d}_{\text{вт}}$	0,34	0,6	0,69
$d_k, \text{м}$	0,48	0,478	0,458
$h_{\text{рк}}, \text{м}$	0,13	0,089	0,07
$b_{\text{рк}}, \text{м}$	0,078	0,05	0,039
$b_k/b_{\text{вт}}$	1,2	37	43

С использованием реализованной в СИМ COMPRESSOR математической модели были проведены расчеты масс основных элементов компрессора низкого давления. Результаты занесены в табл. 3.

Таблица 2

Массы элементов компрессора

Ступень	1	2	3	Сумма
$M_d, \text{кг}$	18,02	17,86	9,98	45,86
$M_{\text{д}}, \text{кг}$	3,69	4,91	5,34	13,94
$M_{\text{кэ}}, \text{кг}$	0,95	1,08	0,92	2,95
$M_{\text{корп}}, \text{кг}$	2,88	1,84	1,38	6,10
$M_{\text{ст}}, \text{кг}$	25,54	25,69	17,62	68,85

Согласно расчетам, масса компрессора низкого давления составила 68.85 кг. Реальная масса 3-ступенчатого компрессора низкого давления АЛ-55И составляет 72 кг. Это позволяет заключить, что погрешность математической модели для оценки массы не превышает 5 %.

ВЫВОДЫ

В работе проведен анализ подходов к прогнозированию массы авиационных ГТД на этапе концептуального проектирования. Проведен сравнительный анализ подходов, развиваемых в СГАУ, УГАТУ и NASA Glenn Research Center.

В СИМ COMPRESSOR реализована математическая модель для оценки массы компрессора, характерной особенностью которой является высокий уровень декомпозиции – прогнозирование массы лопаточных венцов и других структурных компонентов. Проведена апробация и верификация математической модели на примере оценки массы компрессора низкого давления АЛ-55И.

Полученные результаты рекомендуется использовать на этапе формирования облика и оптимизации компрессоров современных и перспективных авиационных ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Работы** ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина. М.: ЦИАМ им. П. И. Баранова, 2010. 677 с. [V. A. Skibin and V. I. Solonin, *Main worldwide aeroengine companies workings in advanced aircraft engines development (analytical review)*. Moscow: CIAM named after P. I. Baranov, 2010.]
2. **Ахмедзянов А. М.** Проектирование авиационных газотурбинных двигателей : учебник / А. М. Ахмедзянов и др.; под ред. А. М. Ахмедзянова. М. : Машиностроение, 2000. 454 с. [A. M. Akhmedzyanov. *Aircraft Engines design*. Moscow: Mashinostroenie, 2000.]
3. **Арьков Ю. Г.** Методические указания по выбору основных параметров рабочего процесса авиационных ГТД с применением ЭВМ / Ю. Г. Арьков, И. А. Кривошеев, В. Н. Кружков, Л. Ф. Шайхинурова Уфа: УАИ, 1985. 33 с. [Yu. G. Ar'kov, I. A. Krivosheev, V. N. Kruzhkov, and L. F. Shaykhinurova, *Operational manual for computer-aided gas turbine engine parameterization*. Ufa: Ufa Aviation Institute, 1985.]
4. **Григорьев В. А.** Выбор параметров и термодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие / В. А. Григорьев и др. Самара: Изд-во СГАУ, 2009. 202 с. [V. A. Grigoryev, *Gas Turbine engine parameterization and thermodynamic cycle calculation*. Moscow: Mashinostroenie, 2009.]
5. **Маслов В. Г.** Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. М. : Машиностроение, 1981.127 с. [V. G. Maslov, *Optimal gas turbine engine parameterization theory*. Samara: Samara State Aeronautical University, 1981.]
6. **Маслов В. Г.** Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие / В. Г. Маслов [и др.] ; под ред. В. Г. Маслова. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1996. 147 с. [V. G. Maslov, *Theory and methods of early stages of gas turbine engine design process*. Samara: Samara State Aeronautical University, 1996.]

7. **A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation** / M. T. Tong, I. Halliwell, L. J. Ghosn / ASME TurboExpo Conference Paper GT-2002-30500. 2002. 8 p. [M. T. Tong, I. Halliwell, and L. J. Ghosn, "A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation," in *ASME TurboExpo Conference*, Paper GT-2002-30500. 2002.]

8. **Onat E., Klees G. W.** A Method to Estimate Weight and Dimensions of Large and Small Gas Turbine Engines. NASA CR-159481, 1979. [E. Onat and G. W. Klees, *A Method to Estimate Weight and Dimensions of Large and Small Gas Turbine Engines*. NASA CR-159481, 1979.]

9. **Pera R. J., Onat E., Klees G. W., Tjonneland E.** A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines-Final Report (CR 135170). Washington D. C.: NASA, 1977. 170 p. [R. J. Pera, E. Onat, G. W. Klees, and E. Tjonneland, *A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines*, Final Report (CR 135170). Washington D. C.: NASA, 1977.]

10. **Sagerser D. A., Lieblein S., Krebs R. P.** Empirical expressions for estimating length and weight of axial-flow components of VTOL powerplants. NASA Technical Memorandum TM X-2406. 1971. 40 p. [D. A. Sagerser, S. Lieblein, and R. P. Krebs, *Empirical expressions for estimating length and weight of axial-flow components of VTOL powerplants*, NASA Technical Memorandum TM X-2406. 1971.]

11. **Kuschke J., Schaber R.** Evaluation of weight estimation methods for aero engines and pre-design of low pressure turbine discs. ISAE Conference Paper. 2009. 9 p. [J. Kuschke and R. Schaber, "Evaluation of weight estimation methods for aero engines and pre-design of low pressure turbine discs," in *ISAE Conference Paper*, 2009.]

ОБ АВТОРАХ

МИХАЙЛОВА Александра Борисовна, доц. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энерг. установкам (УГАТУ, 2008). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиац. ГТД с имитационного и 3D-CAD/CAE-моделирования.

МИХАЙЛОВ Алексей Евгеньевич, асп. каф. авиац. двигателей, дипл. инж. по авиац. двигателям и энерг. установкам (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД.

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энерг. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиац. ГТД, разраб. мат. моделей сл. техн. объектов, САПР авиационных ГТД.

METADATA

Title: Compressor weight estimation model development and implementation in COMPRESSOR simulation system.

Authors: A. B. Mikhailova, A. E. Mikhailov, and D. A. Akhmedzyanov.

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: mikhailova.ugatu@gmail.com.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 1 (62), pp. 180-185, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The paper discusses methods of gas turbine engine compressor weight estimation on different stages of compressor design process. A comparative analysis of different methods of compressor weight estimation on early stages of design process is carried out. The mathematical model, being developed in this paper, and implemented in COMPRESSOR simulation system is based on WATE-1 method, developed in NASA. Testing and verification of developed model is conducted by means of AL-55 compressor weight estimation.

Key words: gas turbine engine; axial compressor; simulation.

About authors:

MIKHAILOVA, Alexandra Borisovna, docent, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 2008). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2011).

MIKHAILOV, Alexey Evgenyevich, Postgrad. Student, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 2008).

AKHMEDZYANOV, Dmitriy Albertovich, Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 1997). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2000), Dr. of Tech. Sci. (USATU, 2007).