УДК 621.452.33.037.01 DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53

МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ТУРБОВАЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЁТОМ НЕЛИНЕЙНОСТИ ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА ЕГО ЛОПАТОК

B.A. ПОТАПОВ¹, A.A. САНЬКО¹

¹УО «Белорусская государственная академия авиации», г. Минск, Республика Беларусь

Разработка и успешное применение систем диагностики газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяется наличием в их составе математических моделей двигателя и его отдельных узлов. Использование характеристик многоступенчатого осевого компрессора с учётом эрозионного износа его элементов в процессе эксплуатации существенно повышает возможности таких систем, так как эрозионный износ проточной части, лопаточных венцов рабочих колёс и направляющих аппаратов многоступенчатого компрессора является частой причиной досрочного съёма газотурбинного двигателя с летательного аппарата. Как показывают различные публикации, представленные в статье, особое внимание в оценке влияния абразивного износа на характеристику осевого компрессора уделяется вертолётным турбовальным ГТД из-за особых условий их работы. Одной из основных проблем при математическом моделировании лопаточного венца осевого компрессора является учет его вида износа, который, в свою очередь, имеет нелинейное распределение по высоте лопатки. Кроме этого величины износа на входных и выходных кромках лопатки часто имеют различные законы. Выявление данных законов и учет их при построении математической модели компрессора является важной задачей в области диагностики и контроля технического состояния вертолётного ГТД в процессе эксплуатации. В статье представлен подход к оценке влияния нелинейного эрозионного износа лопаток осевого компрессора на его характеристики, основанный на методике моделирования трехмерного течения потока в газовоздушном тракте компрессора с описанием лопаточных венцов. Данный подход позволяет учесть нелинейность износа лопаток компрессора в процессе их эксплуатации. На примере входной ступени компрессора ГТД вертолета представлены результаты расчетов напорных характеристик с различным видом износа лопатки рабочего колеса.

Ключевые слова: эрозионный износ, газотурбинный двигатель, компрессор, лопатка, математическая модель, дроссельная характеристика.

введение

Контроль технического состояния вертолётных газотурбинных двигателей (ГТД) в условиях запыленной атмосферы является важным направлением технической эксплуатации, организаций, эксплуатирующих авиационную технику в данных условиях. Для вертолётов характерны полеты на небольшой высоте, сравнительно длительная работа вблизи земли, взлет и посадка с естественных площадок. В этих условиях в ГТД может поступать воздух с частицами пыли, как в результате естественной запыленности воздуха вблизи земли, так и вследствие того, что потоки от несущего винта поднимают с поверхности земли твердые частицы, создающие вокруг вертолета пылевое облако с резко увеличенной концентрацией частиц пыли в воздухе [1].

Как показали специальные испытания и опыт эксплуатации в таких условиях, при работе на запыленном воздухе происходит интенсивный износ отдельных деталей двигателя, приводящий к довольно быстрому ухудшению его данных – уменьшению мощности, увеличению удельного расхода топлива, а в некоторых случаях и к выходу двигателя из строя. Наиболее изнашиваемыми элементами конструкции вертолётного двигателя является компрессор [2–4]. Остальные элементы двигателя или имеют следы небольшого износа (турбины), или совсем не изнашиваются.

Научный Вестник МГТУ ГА	Том 23, № 05, 2020
Civil Aviation High Technologies	Vol. 23, No. 05, 2020

Таким образом, для вертолётного ГТД, ресурсные возможности которого в основном определяются совершенством и техническим состоянием компрессора, актуальным вопросом является развитие математической модели (ММ) компрессора от начала проектирования изделия до его сдачи в серийное производство и далее в эксплуатации [5]. В процессе доводки и эксплуатации ГТД необходимо согласовывать модели разного уровня между собой, взаимно идентифицировать модели, в том числе по результатам испытаний и контроля. Эффективность проектирования, доводки, отладки ГТД, контроля его технического состояния в эксплуатации определяется степенью адекватности и продуктивности используемых на этих этапах моделей.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

ММ для получения характеристик компрессора расчетным путем множество (рис.1). Инженерные методики одно- и двумерного расчета [6, 7] заключаются в последовательном определении параметров на среднем диаметре для каждого лопаточного венца (т.е. одномерный расчёт с последующим линейным расчётом по высоте). Этот метод широко используется для решения обратной задачи, результат подобных расчётов – геометрия проточной части и лопаточных венцов.



Рис. 1. Виды математического моделирования Fig. 1. Types of mathematic simulation

Система имитационного моделирования (СИМ) – это дальнейшее развитие одной, двух методик, т.е. «перекладка» методик на компьютер. В настоящее время разработаны такие известные программные комплексы, как: ЦИАМ [8], ГРАД [9], DWIGwp [10], GasTurb¹, GSP, NPSS² и др., позволяющие моделировать процессы в газотурбинных двигателях различных типов, определять их термогазодинамические параметры.

С развитием компьютерных технологий, а также усовершенствованием технологии производства, широкое распространение получили CFD-пакеты, позволяющие моделировать тече-

¹ GasTurb 13 Website [Электронный ресурс] // GasTurb. URL: https://www.gasturb.de/ (дата обращения 5.05.2020).

² NPSS Consortium Website [Электронный ресурс] // Soutnwest Research Institute. URL: http://npssconsortium.org/ (дата обращения 10.05.2020).

Том 23, № 05, 2020	Научный Вестник МГТУ ГА
Vol. 23, No. 05, 2020	Civil Aviation High Technologies

ние рабочего тела в проточной части лопаточного аппарата (рис.1). Метод вычислительной газодинамики (CFD), широко применяемый в компрессоростроении, основан на численном решении системы уравнений Навье-Стокса, реализован в таких программных пакетах, как: FlowER, FlowVision, ANSYS CFX, Fluent, StarCD, Phoenics и т.д. [11]. Методы CFD описывают течение газа или жидкости на основе фундаментальных законов сохранения, т.е. с минимальными допущениями. Как показывают многочисленные публикации, эти решения дают результаты, близкие к экспериментальным [11–13], причем сроки и стоимость расчета несопоставимо ниже, чем в случае проведения эксперимента. Кроме того, расчет численными методами дает исчерпывающую информацию обо всех параметрах во всех точках рассматриваемой области потока.

Основной проблемой идентификации ММ ГТД на этапе эксплуатации является изменение геометрических размеров проточной части компрессора вследствие эксплуатационных факторов [3]. Попадание песка (частиц пыли) наносит серьезный ущерб компрессору ГТД, вызывая эрозионный износ рабочих лопаток (в первую очередь), лопаток направляющих аппаратов [4]. Такие проблемы в основном приводят к значительному ухудшению характеристик компрессора, снижению его производительности и надежности, что является причиной ухудшения параметров двигателя в целом и могут привести к его полному отказу. Поэтому важной задачей при контроле технического состояние компрессора иметь адекватную математическую модель для получения характеристик компрессора, учитывающую влияние абразивного износа в процессе эксплуатации двигателя.

Оценка влияния абразивного износа на характеристику осевого компрессора турбовального ГТД на основе математического моделирования рассмотрена в работах [14–20]. Примененный подход в работах [14–16] опирается на повенцовый расчет термогазодинамических параметров многоступенчатого осевого компрессора с использованием одно- и двумерного подхода к расчету течения. Однако данная модель учитывает геометрические параметры компрессора только на среднем радиусе (т.е. подразумевается линейный износ лопаток).

В работах [17, 18] приведена методика численного моделирования параметров потока в проточной части многоступенчатого осевого компрессора при различных вариантах износа пера лопаток ротора и статора с использованием программного модуля Ansys CFX. Оценка влияния пылевой эрозии на изменение газодинамических характеристик компрессора была выполнена с учетом величины износа хорды (Δ b, мм) в периферийной части лопаток и величины радиального зазора (Δ h, мм) (рис 2, а).



Рис. 2. Модели износа лопатки (a) [20], (б) [21] **Fig. 2.** Blade wear models (a) [20], (б) [21]

Научный Вестник МГТУ ГА	Том 23, № 05, 2020
Civil Aviation High Technologies	Vol. 23, No. 05, 2020

В работе [19] представлен подход к оценке влияния эрозионного износа на характеристики многоступенчатого осевого компрессора, основанный на методе расчёта его суммарных характеристик по среднемассовым параметрам с повенцовым описанием лопаточных венцов, позволяющий учесть влияние их износа в процессе эксплуатации. Для моделирования эрозионного износа приняты следующие допущения (рис 2, б):

– линейное распределение износа по высоте лопатки;

– величины износа на входной и выходной кромках одинаковы;

– изменения максимальной толщины профиля и её положения, формы средней линии, угла установки профиля и радиального зазора при определении суммарных характеристик не учитываются.

В свою очередь, повреждение и износ рабочих лопаток и лопаточных венцов, как показывают многочисленные исследования [3, 4, 20], имеет нелинейное распределение износа по высоте лопатки. Помимо этого величины износа на входных и выходных кромках лопатки зачастую не одинаковы (рис. 3).

Таким образом, анализ приведенных работ позволяет сделать вывод о том, что существует реальная необходимость в разработке методики расчета параметров потока в проточной части многоступенчатого осевого компрессора при различных вариантах износа ротора и статора, учитывающую нелинейность износа по высоте лопатки.



Рис. 3. Характер предельного износа рабочих лопаток по ступеням со 2-й по 8-ю (наработка 128 ч) [22] Fig. 3. Wear limit pattern of moving blades at stages 2 to 8 (life 128 h) [22]

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Для решения задачи использовалась разработанная методика построения напорных характеристик при различной степени износа пера лопаток в программном модуле Ansys CFX.

В качестве объекта исследования был выбран двенадцатиступенчатый осевой компрессор турбовального двигателя ТВ3-117 (рис.4, а). На примере входной ступени компрессора (рис. 4, *б*, *в*) выполнен расчет напорных характеристик с различным видом износа хорды лопаток рабочего колеса (РК).

Основным обобщающим геометрическим параметром профилей лопаток компрессора, контролируемом в процессе эксплуатации и при ремонте двигателя, является хорда. При достижении величины износа хорды в периферийной части РК первой ступени, превышающего допустимую в ремонтной документации величину (>2 *мм*), лопатка бракуется и снимается с дальнейшей эксплуатации [21]. С учетом этого были построены четыре варианта трехмерных моделей лопаток РК, с различным видом износа (рис 5).



 Рис. 4. Общий вид проточной части компрессора (а), входная ступень компрессора (б), модель входной ступени в Ansys CFX (в)
Fig. 4. Main view of compressor bundle (a), inlet compressor stage (б), inlet compressor stage model in Ansys CFX (в)



Рис. 5. Лопатка РК без износа (а), линейный износ (б), нелинейный симметричный износ (в), нелинейный несимметричный износ (г) Fig. 5. Rotor blade without wear (a), linear wear (б), curved symmetrical wear (в), curved dissymmetrical

wear (Γ)

Математические зависимости износа лопатки РК представлены на рис. 6.



Рис. 6. Зависимости износа от номера расчетного профиля лопатки РК **Fig. 6.** Wearing process graph of the rotor blade theoric profile number

Из существующих подходов построения лопатки в CFD-пакетах [22] для формирования лопаточного венца был выбран метод, основанный на построении профилей лопаток по средствам дуг окружностей и отрезков прямых. За основу взяты параметры девяти меридиональных сечений. Лопаточные углы задаются углами между фронтом решётки и непосредственно линиями корытца или спинки с учётом заострения профиля (рис. 7, а). Данный подход позволяет перестраивать модель автоматически, поскольку все размерные ограничения в Ansys CFX имеют возможность параметрически изменяться. Представление размерных параметров в явном виде (углы, хорда, диаметр горла) позволяет сделать более наглядным процесс параметрической модификации моделей: «подгибка» кромок, расширение горла или изменение ширины венца, все операции выполняются путём изменения конкретных значений размеров непосредственно на 3D модели (рис. 7, 6), что важно в процессе исследования лопатки при различной степени износа.



Рис. 7. Построение расчётной модели пера лопатки РК **Fig.** 7. Prediction model scheme of a rotor blade airfoil

Том 23, № 05, 2020	Научный Вестник МГТУ ГА		
Vol. 23, No. 05, 2020	Civil Aviation High Technologies		

Построение сетки конечных элементов воздушного потока компрессора было выполнено с использованием сеточного генератора TurboGrid, что позволило получить структурированную качественную сетку для профилей пера лопаток. Для лопатки входного направляющего аппарата (BHA), РК и направляющего аппарата (HA) ступени построена отдельная сеточная модель потока (домен). При построении расчетной сетки применена топология – ATM Optimized, что обеспечило получение высококачественной сетки с конечными элементами гексаэдральной формы [23]. Домен рабочей лопатки построен с возможностью перетекания воздуха в радиальном зазоре, что реализовано за счет построения дополнительного интерфейса в периферийной части пера. На рис. 8 представлен внешний вид расчетных сеток для трех лопаточных аппаратов, образующих расчетную область.



Рис. 8. Внешний вид расчетных сеток для трех лопаточных венцов в TurboGrid **Fig. 8.** Physical configuration of computational mesh for three blade rings in TurboGrid

Задание граничных условий производилось в препроцессоре Ansys CFX – Pre. Для задания граничных условий была принята схема P – Total Inlet P-Static Outlet, т.е. задание полного давления (с учетом направления потока) и полной температуры на входе и статического давления рабочего тела на выходе. На сопрягающихся границах областей, принадлежащих различным ступеням, был определен интерфейс между стационарными и вращающимися областями (Stage (Mizing-Plane)), позволяющий проводить интерполяцию между сопрягаемыми сетками, учитывая законы сохранения энергии. Удовлетворительным критерием сходимости определялась величина среднеквадратичной невязки (RMS) на уровне 10^{-5} . Выбор модели турбулентности определяется характером турбулентного потока, требуемой точности, доступных вычислительных ресурсов и временных затрат. В качестве модели турбулентности была выбрана SST «k – ω » – модель Ментера, как более точная и надежная для класса потоков с положительным градиентом давления при обтекании профилей [23].

В качестве рабочего тела использовался идеальный газ, относительное давление – 0 Па, полное давление на входе в компрессор – 101,325 кПа, полная температура – 288 К. На выходе из компрессора задавали статическое давления в единицах измерения кПа, в общем диапазоне от 92 до 108 кПа, с целью построение напорных характеристик компрессора. Также в процессе решения, уже на 150 итерации было получено приемлемое схождение по массовому расходу, поскольку именно эта величина оказывает значительную роль при дальнейших расчетах (рис. 9, а)

Научный Вестник МГТУ ГА Civil Aviation High Technologies



Рис. 9. История сходимости расходов рабочего тела на входе и выходе ступени (а) и дисбалансов основных уравнений (б)



Расчет проводился на частоте вращения ротора компрессора – 100 %, что соответствует – 19537 *об/мин* и установке углов ВНА, НА компрессора – 0^0 [22].

Для каждого значения статического давления на выходе ступени (P_s) определялся расход воздуха через компрессор $G_{\rm B}$, степень повышения полного давления $\pi^*_{\rm K}(1)$ и коэффициент полезного действия (КПД) $\eta^*_{\rm K}(2)$:

$$\pi_{\kappa}^* = P_2^* / P_1^* \quad , \tag{1}$$

$$\eta_{\kappa}^{*} = L_{S\kappa}/L_{\kappa}, \tag{2}$$

$$L_{SK} = \frac{k}{k-1} RT_0 \left(\left(\frac{P_2^*}{P_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right),$$
(3)

где P_1^* – полное среднемассовое давление на входе; P_2^* – полное среднемассовое давление на выходе; $L_{s \kappa}$ – изоэнтропическая (затраченная) работа; L_{κ} – удельная работа на валу компрессора (полезная работа); k = 1,4 – показатель адиабаты; T_0 – температура газа на входе в компрессор; R = 287 Дж/кг; K – универсальная газовая постоянная.

Проведено порядка пятидесяти расчетов с различными значениями P_s . Время выполнения одного расчета составляло около 90 минут. Достигнуты значения параметров сходимости по всем уравнениям порядка 10^{-5} , дисбаланс основных уравнений не превысил 0,1% (рис. 9, б). В табл. 1 приведены полученные значения π_{κ}^* , η_{κ}^* и $G_{\rm B}$ с различным видом износа (рис. 5), по которым построены напорные характеристики вида $\eta_{\kappa}^* = f(G_{\rm B}, n)$ и $\pi_{\kappa}^* = f(G_{\rm B}, n)$. На рис. 10 отображены результаты расчетов в Ansys CFX.

Таблица 1 Table 1

Результаты расчета входной ступени компрессора Inlet compressor stage calculation data

	Без	износа			Линейн	ный износ	
<i>P</i> _s (кПа)	<i>G</i> _в (кг/с)	π^*_{κ}	η^*_{κ}	<i>P</i> _s (кПа)	<i>G</i> _в (кг/с)	$\pi^*_{ ext{ iny K}}$	η^*_{κ}
92000	1,17133	92000	0,706458	92000	9,43981	1,16829	0,702474
94000	1,19882	94000	0,752235	94000	9,37046	1,19561	0,749707
96000	1,22678	96000	0,791229	96000	9,27484	1,22316	0,788075
98000	1,25382	98000	0,822867	98000	9,13607	1,24873	0,816778
99000	1,2658	99000	0,835468	99000	9,05518	1,25998	0,827848
100000	1,2772	100000	0,84542	100000	8,95525	1,27067	0,836933
101000	1,28646	101000	0,850789	101000	8,84576	1,28048	0,84437
102000	1,29611	102000	0,857807	102000	8,71272	1,28947	0,848349
103000	1,30504	103000	0,861673	103000	8,56592	1,29705	0,85099
104000	1,31261	104000	0,863921	104000	8,38517	1,30463	0,85054
105000	1,31824	105000	0,86218	104500	8,04034	1,2941	0,836477
105500	1,29093	105500	0,80528	105000	7,25942	1,28372	0,802467
Нелинейный симметричный износ		Нелинейный несимметричный износ					
<i>P</i> _s (кПа)	<i>G</i> _в (кг/с)	π^*_{κ}	η^*_{κ}	<i>P</i> _s (кПа)	<i>G</i> _в (кг/с)	π^*_{κ}	η^*_{κ}
92000	9,43793	1,16884	0,702371	92000	9,42466	1,17274	0,701828
94000	9,37732	1,19701	0,750171	94000	9,37261	1,19968	0,747338
96000	9,28331	1,22419	0,789708	96000	9,29776	1,22536	0,787773
98000	9,15615	1,25007	0,819952	98000	9,18801	1,25072	0,818615
99000	9,08176	1,26152	0,830191	99000	9,111675	1,261555	0,830954
100000	8,98832	1,2724	0,839327	10000	9,03534	1,27239	0,839193
101000	8,88349	1,28221	0,847368	101000	8,93462	1,28222	0,846606
102000	8,76533	1,29075	0,850454	102000	8,8339	1,29105	0,851919
103000	8,6162	1,29921	0,853962	104000	8,68739	1,301065	0,856514
103500	8,5325	1,30283	0,85484	104500	8,54088	1,30808	0,858108
104000	8,45512	1,30721	0,854825	105000	8,20158	1,30924	0,85283
104100	8,39518	1,30578	0,854109	106000	6,90686	1,28662	0,791325

Из представленных результатов расчета видно (табл.1, рис. 10):

- с износом лопатки РК, степень повышения полного давления π^{*}_κ и коэффициент полезного действия η^{*}_κ уменьшает свое значение;
- напорная характеристика ступени при различном виде износа отличается друг от друга. Линейный износ лопатки, в отличие от естественного (нелинейный несимметричный износ), приводит к большим потерям π^{*}_κ, η^{*}_κ (при максимальных значениях η^{*}_κ составляет 0,85% и 0,83%, соответственно), что может оказывать существенное влияние на значения параметров напорных характеристик всего компрессора (около 3-5%);
- математические зависимости износа лопатки РК, описываются с достаточной степенью достоверности, полиномами второго или третьего порядка, что облегчает их использование при построении ММ компрессора (рис. 6);
- при дросселировании ступени (увеличении значения статического давления P_s) наступает момент, когда КПД принимает максимальное значение, дальнейшее увеличение P_s приводит к уменьшению КПД, однако π^{*}_к продолжает расти. При больших зна-

Научный Вестник МГТУ ГА Civil Aviation High Technologies

Том 23, № 05, 2020 Vol. 23, No. 05, 2020



Рис. 10. Результаты расчетов напорных характеристик входной ступени компрессора с различным видом износа

Fig. 10. Pump properties predictions of inlet compressor stage with different kind of wear

чениях P_s наступает момент, когда π_{κ}^* начинает стремительно падать. Этот момент можно считать границей устойчивой работы ступени (граница помпажа). Благодаря широким возможностям Ansys CFX это можно наблюдать графически.

На рис. 11 приведено векторное поле скоростей на среднем радиусе сечения ступени, при которых происходит срыв потока со спинки РК, т.е. развитие помпажа.



Рис. 11. Векторное поле скоростей входной ступени компрессора в Ansys CFX **Fig. 11.** Speed vectorial field of compressor inlet stage in Ansys CFX

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный анализ работ на тему влияния пылевой эрозии на газодинамические характеристики осевого турбовального ГТД позволил установить, что вопрос идентификации математических моделей в условии эксплуатации двигателя в целях контроля его технического состояния является актуальным и до конца не решенным. Также важным направлением остаются исследования законов изменения геометрических размеров проточной части компрессора для построение адекватной MM.

Полученные результаты показали, что при использовании MM необходимо учитывать нелинейность износа по высоте лопатки PK и HA. Используя предложенный в статье подход, можно получить характеристики и других ступеней компрессора с учетом различного вида нелинейного эрозионного износа его лопаток. Это позволяет детализировать течения в компрессоре и повысить точность MM компрессора ГТД примерно на 5 – 10 %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маслеников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 202 с.

2. Шальман Ю.И. Износ и изменение параметров осевой и центробежной ступеней компрессора при работе на запыленном воздухе // Вертолетные газотурбинные двигатели: сб. статей / Под ред. М.М. Масленникова. 1966. С. 163–199.

3. Павленко Д.В., Двирник Я.В. Закономерности изнашивания рабочих лопаток компрессора вертолетных двигателей, эксплуатирующийся в условиях запыленной атмосферы // Вестник двигателестроения. 2016. № 1. С. 42–51.

4. Двирник Я.В., Павленко Д.В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД эксплуатируемого в условиях запылённой атмосферы // Системи озброєння і військова техніка. 2018. № 1 (53). С. 97–107. DOI: 10.30748/soivt.2018.53.14

5. Кривошеев И.А., Ахмедзянов Д.А. Автоматизированные системы проектирования авиационных двигателей: учеб. пособие. Уфа: УГАТУ, 2002. 61 с.

6. Маркина К.В., Кишалов А.Е. Получение характеристик компрессора // V Всероссийская научно-техническая конференция молодых специалистов: материалы конференции. Уфа, 7-9 декабря 2011 г. Уфа: УМПО, 2011. С. 99–102.

7. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчет: учебник для вузов. М.: Изд-во МАИ, 1995. 344 с.

8. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. 1979. № 832. С. 3–4.

9. Морозов С.А. Программный комплекс ГРАД-газодинамические расчеты авиационных двигателей / С.А. Морозов, Б.М. Осипов, А.В. Титов и др. // Авиакосмические технологии и оборудование: сборник научно-практической конференции. Казань, 14–17 августа 2002 г. Казанский государственный технический университет. Казань: КГТУ, 2003. С. 190–196.

10. Ахмедзянов Д.А., Кривошеев И.А. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGwp: учеб. пособие для вузов. Уфа: УГАТУ, 2003. 162 с.

11. Елисеев Ю.С., Поклад В.А., Елисеев Д.Н. Применение информационных технологий при проектировании газотурбинных установок [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2012. № 56. 11 с. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/1f4/primenenie-informatsionnykh-tekhnologiy-priproektirovanii-gazoturbinnykh-ustanovok.pdf?lang=ru&issue=56 (дата обращения 12.08.2020). 12. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е. К вопросу об адекватности трехмерного газодинамического моделирования ГТД в современных программных комплексах // Вестник УГАТУ. 2008. Т. 10, № 1. С. 11–20.

13. Ахмедзянов Д.А. Применение ANSYS CFX для получения характеристик осевых компрессоров ГТД / Д.А. Ахмедзянов, А.Е. Кишалов, А.В. Суханов, К.В. Маркина // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 8 (53). С. 15–22.

14. Бойко Л.Г., Кислов О.В., Пижанкова Н.В. Метод расчета термогазодинамических параметров турбовального ГТД на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть 1. Основные уравнения // Авиационно-космическая техника и технология. 2018. № 1 (145). С. 48–58.

15. Бойко Л.Г., Демин А.Е., Пижанкова Н.В. Метод расчёта термогазодинамических параметров турбовального газотурбинного двигателя на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть II. Определение параметров ступеней и многоступенчатых компрессоров // Авиационно-космическая техника и технология. 2019. № 1 (153). С. 18–28. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.02

16. Бойко Л.Г., Даценко В.А., Пижанкова Н.В. Определение дроссельной характеристики турбовального ГТД на основе метода математического моделирования с использованием одно- и двумерных подходов к расчету параметров компрессора // Авиационно-космическая техника и технология. 2019. № 7 (159). С. 21–30. DOI: 10.32620/aktt.2019.7.03

17. Двирник Я.В., Павленко Д.В. Влияние пылевой эрозии на газодинамические характеристики осевого компрессора ГТД // Вестник двигателестроения. 2017. № 1. С. 56–66.

18. Двирник **Я.В.**, Павленко Д.В. Методика моделирования течения потока в осевом компрессоре ГТД численным методом // Вестник двигателестроения. 2014. № 1. С. 34–40.

19. Барышева Е.С., Дёмин А.Е., Зеленский Р.Л. Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора авиационного двигателя с учётом эрозионного износа лопаток // Авиационно-космическая техника и технология. 2017. № 6 (141). С. 58–64.

20. Гумеров А.В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД в условиях эксплуатации в запыленной атмосфере: автореф. дисс. ...канд. техн. наук. Уфа, 2011. 10 с.

21. Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. Турбовальный двигатель ТВЗ-117ВМ. Конструкция и техническое обслуживание: учеб. пособие. М.: Воздушный транспорт, 2000. 392 с.

22. Шаблий Л.С., Колмакова Д.А., Кривцов А.В. Параметрическое моделирование лопаточных машин при оптимизации // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15, № 6 (4). С. 1013–1018.

23. Батурин О.В. Расчет пространственной структуры потока в ступени осевого компрессора в программном комплексе Ansys CFX [Электронный ресурс] // электронное учеб. пособие / О.В. Батурин, Д.А. Колмакова, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, Л.С. Шаблий. Самара: Изд-во Самарского. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. 100 с. URL: http://91.222.128.30/bitstream/Uchebnye-posobiya/Raschet-prostranstvennoi-struktury-potoka-v-stupeni-osevogo-kompressora-v-programmnom -komplekse-ANSYS-CFX-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-55034/3/%d0%91%d0%b0%d1%82%d1%83%d1%80%d0%b8%d0%bd%20%d0%be%d1%81%d1%82%d1%80%d0%b0%d0%bd%d0%be%d1%81%d1%82%d1%80%d0%b0%d0%bd%d0%bd%d0%be%d1%81%d1%82%d1%80%d0%b0%d0%bd%d0%bd%d0%bd%d0%be%d0%b9%202011.pdf (дата обращения 23.08.2020).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Потапов Вячеслав Александрович, аспирант учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», potapstark@gmail.ru

Санько Андрей Анатольевич, кандидат технических наук, доцент учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», min.777.144@mail.ru.

PERFORMANCE SIMULATION OF MULTI-STAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR OF TURBO-SHAFT ENGINE WITH ACCOUNT FOR EROSIVE WEAR NONLINEARITY OF ITS BLADES

Vyacheslav A. Potapov¹, Andrey A. Sanko¹,

¹EI "Belarusian State Academy of Aviation", Minsk, Republic of Belarus

ABSTRACT

The construction and useful practice of gas-turbine engine diagnosis systems depend largely on the availability of the engine mathematical models and its certain components in their structure. Utilization of multi-stage axial flow compressor performance with account for erosive wear of its parts during the operation fundamentally raises possibilities of such systems as erosive wear of flow channel, blade rings of impellers and vane rings of multi-stage compressor is a common cause of preschedule gas-turbine engine detaching from an aircraft. As evidenced by various contributions presented in the article, special emphasis on abrasive wear impact assessment on axial flow compressor performance is placed upon rotor-wing turbo-shaft engine due to their particular operating conditions. One of the main tasks in the process of mathematic simulation of an axial flow compressor blade ring is consideration of its wear type that again has a nonlinear distribution along the level of the blade. In addition, wear rate at entry and exit blade edges often have different principles. Detecting of these principles and their consideration when constructing the compressor mathematical model is a crucial task in diagnostic assessment and integrity monitoring of rotor-wing turbo-shaft engine in operation. The article represents a concept to an estimate nonlinear erosive wear effect of axial flow compressor blades on its performance based on the three-dimensional flow approach in the gas-air flow duct of compressor with a formulation of the blade rings. This approach renders possible to take into account the nonlinearity of the compressor blades wear during their operation. Through the example of the inlet compressor stage of a rotor-wing aircraft gas-turbine engine, the engine pump properties predictions with different kind of rotor blade wear have been presented.

Key words: erosive wear, gas-turbine engine, compressor, blade, mathematical model, throttle performance.

REFERENCES

1. Maslenikov, M.M., Behli, Yu.G. and Shalman, Yu.I. (1969). *Gazoturbinnyye dvigateli dlya vertoletov* [Gas turbine engines for helicopters]. Moscow: Mashinostroyeniye, 202 p. (in Russian)

2. Shalman, Yu.I. (1966). *Iznos i izmeneniye parametrov osevoy i tsentrobezhnoy stupeney kompressora pri rabote na zapylennom vozdukhe* [Wear and tear of axial and centrifugal compressor stages when working in dusty air]. Vertoletnyye gazoturbinnyye dvigateli: sbornik statey [Helicopter gas turbine engines: collection of articles], pp. 163–199. (in Russian)

3. Pavlenko, D.V. and Dvirnik, Ya.V. (2016). The laws of wear of the compressor rotor blades of the helicopter engines that are operated under the dust conditions. Vestnik dvigatelestroyeniya, no. 1, pp. 42–51. (in Russian)

4. Dvirnik, Ya.V. and Pavlenko, D.V. (2018). *The limiting state of the axial compressor, which is operated in a dusty atmosphere*. Systems of Arms and Military Equipment, no. 1 (53), pp. 97–107. DOI: 10.30748/soivt.2018.53.14. (in Russian)

5. Krivosheyev, I.A. and Akhmedzyanov, D.A. (2002). Avtomatizirovannyye sistemy proyektirovaniya aviatsionnykh dvigateley: uchebnoye posobiye [Automated design systems for air-craft engines: Tutorial]. Ufa: UGATU, 61 p. (in Russian)

6. Markina, K.V. and Kishalov, A.Ye. (2011). *Polucheniye kharakteristik kompressora* [Obtaining compressor characteristics]. Vserossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya molodykh spetsialistov: materialy konferentsii. [All-Russian scientific and technical conference of the young specialists: proceedings] Ufa: UMPO, pp. 99–102. (in Russian)

7. Rzhavin, Yu.A. (1995). Osevyye i tsentrobezhnyye kompressory dvigateley letatelnykh apparatov. Teoriya, konstruktsiya i raschet. Uchebnik dlya VUZov [Axial and centrifugal compressors of

aircraft engines: Theory, design and calculation: Textbook for Universities]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 344 p. (in Russian)

8. Druzhinin, L.N., Shvets, L.I. and Lanshin, A.I. (1979). *Matematicheskoye modelirovaniye GTD na sovremennykh EVM pri issledovanii parametrov i kharakteristik aviatsionnykh dvigateley* [Mathematical modeling of gas turbine engines on modern computers in the study of aircraft engines parameters and characteristics]. Trudy TsIAM, no. 832, pp. 3–4. (in Russian)

9. Morozov, S.A., Osipov, B.M., Titov, A.V. and others. (2002). *Programmnyy kompleks GRAD-gazodinamicheskiye raschety aviatsionnykh dvigateley* [Grad software package - gas-dynamic calculations of aircraft engines]. Aviakosmicheskiye tekhnologii i oborudovaniye: sbornik nauchno-prakticheskoy konferentsii Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta [Aerospace technologies and equipment: proceedings of Kazan State Technical University practical scientific conference], pp. 190–196. (in Russian)

10. Akhmedzyanov, D.A. and Krivosheyev, I.A. (2003). *Termogazodinamicheskiy analiz rabochikh protsessov GTD v kompyuternoy srede DVIGwp: uchebnoye posobiye dlya VUZov* [Thermo-gas-dynamic analysis of gas turbine engine performance processes in a computer environment DVIGwp: Tutorial for Universities]. Ufa: UGATU, 162 p. (in Russian)

11. Yeliseyev, Yu.S., Poklad, V.A. and Yeliseyev, D.N. (2012). *Application of information technologies at designing gas turbine installations*. Trudy MAI, no. 56, 11 p. Available at: http://trudymai.ru/upload/iblock/1f4/primenenie-informatsionnykh-tekhnologiy-pri-proektirovanii-gazoturbinnykh-ustanovok.pdf?lang=en&issue=56 (accessed 12.08.2020). (in Russian)

12. Akhmedzyanov, D.A. and Kishalov, A.Ye. (2008). On the issue of adequacy of threedimensional gas-dynamic modelling gas turbine engine in the modern bundled software. Vestnik UGATU, vol. 10, no. 1, pp. 11–20. (in Russian)

13. Akhmedzyanov, D.A., Kishalov, A.Ye., Sukhanov, A.V. and Markina, K.V. (2012). *Ansys CFX application for gte axial compressors characterization*. Vestnik UGATU, vol. 16, no. 8 (53), pp. 15–22. (in Russian)

14. Boyko, L.G., Kislov, O.V. and Pizhankova, N.V. (2018). Turboshaft engine thermogasdynamic parameters calculation method blade-to blade description turbomashines based. Part 1. Main equations. Aerospace technic and technology, no. 1 (145), pp. 48–58. (in Russian)

15. Boyko, L.G., Demin, A.Ye. and Pizhankova, N.V. (2019). Turboshaft engine thermogasdynamic parameters calculation method based on blade-to blade description of turbomashines. Part II. Stage and multistage compressors parameters determination. Aerospace technic and technology, no. 1 (153), pp. 18–28. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.02. (in Russian)

16. Boyko, L.G., Datsenko, V.A. and Pizhankova, N.V. (2019). Determination of the throttle performances of a turboshaft gte based on the method of mathematical modeling using one and twodimensional approaches to the compressor parameters calculation. Aerospace technic and technology, no. 7 (159), pp. 21–30. DOI: 10.32620/aktt.2019.7.03. (in Russian)

17. Dvirnik, Ya.V. and Pavlenko, D.V. (2017). Influence of blades dust erosion on the axial compressor gasdynamic characteristics of gas turbine engine. Vestnik dvigatelestroyeniya, no. 1, pp. 56–66. (in Russian)

18. Dvirnik, Ya.V. and Pavlenko, D.V. (2014). *Methodology of numerical flow modeling in the axial compressor of the gas turbine engine*. Vestnik dvigatelestroyeniya, no. 1, pp. 34–40. (in Russian)

19. Barysheva, Ye.S., Demin, A.Ye. and Zelenskiy, R.L. (2017). Taking into account the blades erosive wear in the modeling of characteristics of the aircraft engine multistage axial compressor. Aerospace technic and technology, no. 6 (141). pp. 58–64. (in Russian)

20. Gumerov, A.V. (2011). Predelnoye sostoyaniye osevogo kompressora GTD v usloviyakh ekspluatatsii v zapylennoy atmosphere: avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk [The limit state of an axial compressor of a gas turbine engine under operating conditions in a dusty atmosphere: abstract of the dissertation for the candidate of the technical sciences]. Ufa, 10 p. (in Russian)

Том 23, № 05, 2020	Научный Вестник МГТУ ГА
Vol. 23, No. 05, 2020	Civil Aviation High Technologies

21. Bogdanov, A.D., Kalinin, N.P. and Krivko, A.I. (2000). *Turbovalnyy dvigatel TVZ-117VM. Konstruktsiya i tekhnicheskoye obsluzhivaniye: uchebnoye posobiye* [Turboshaft engine TVZ-VM. Structure and maintenance: tutorial]. Moscow: Vozdushnyy transport, 392 p. (in Russian)

22. Shabliy, L.S., Kolmakova, D.A. and Krivtsov, A.V. (2013). *Parametric modeling of blade machines during optimization*. Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk, vol. 15, no. 6 (4), pp. 1013–1018. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vyacheslav A. Potapov, Postgraduate Student of Educational Institution "Belarusian State Academy of Aviation", potapstark@gmail.ru.

Andrey A. Sanko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Educational Institution "Belarusian State Academy of Aviation", min.777.144@mail.ru.

Поступила в редакцию02Принята в печать24

02.06.2020 24.09.2020 Received02.06.2020Accepted for publication24.09.2020