

ISSN 1561-8358 (Print)  
ISSN 2524-244X (Online)  
УДК 629.7  
<https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-3-307-319>

Поступила в редакцию 12.07.2021  
Received 12.07.2021

**В. А. Потапов, А. А. Санько, М. В. Кудин**

*Белорусская государственная академия авиации, Минск, Республика Беларусь*

### **ЗАВИСИМОСТЬ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ КОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ ЕГО НАРАБОТКИ И ЗАПЫЛЕННОСТИ АТМОСФЕРЫ**

**Аннотация.** Посредством сканирования лопаток рабочего колеса и направляющих аппаратов натурального компрессора вертолетного газотурбинного двигателя (ГТД) разработана твердотельная расчетная модель компрессора с перестраиваемой геометрией по высоте лопаток. Представлены эмпирические зависимости величин нелинейного износа лопатки 1-й ступени компрессора от времени наработки и концентрации пыли в воздухе. Приведена блок-схема процедуры расчета характеристики и параметров компрессора вертолетного ГТД. При расчете течения потока в газоздушном тракте компрессора применяется численное решение уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, метод конечных элементов в сочетании с установлением закономерностей эрозионного износа лопаток в зависимости от условий эксплуатации двигателя. С использованием моделирования получены математические зависимости термогазодинамических параметров работы компрессора вертолетного ГТД от его наработки и запыленности атмосферы. Полученные результаты могут быть использованы при разработке методики автоматизированного контроля состояния износа лопаток компрессора вертолетного газотурбинного двигателя по его термогазодинамическим параметрам применительно к различным климатическим условиям эксплуатации.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, характеристика компрессора, моделирование, хорда лопатки, зависимости эрозионного износа

**Для цитирования:** Потапов, В. А. Зависимость термогазодинамических параметров работы компрессора вертолетного газотурбинного двигателя от его наработки и запыленности атмосферы / В. А. Потапов, А. А. Санько, М. В. Кудин // Вест. Нац. акад. наук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2021. – Т. 66, №3. – С. 307–319. <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-3-307-319>

**Vyacheslav A. Potapov, Andrey A. Sanko, Maxim V. Kudin**

*Belarusian State Aviation Academy, Minsk, Republic of Belarus*

### **DEPENDENCE OF THERMOGASODYNAMIC PARAMETERS OF OPERATION OF A HELICOPTER GAS TURBINE ENGINE ON ITS OPERATION AND DUST IN THE ATMOSPHERE**

**Abstract.** By scanning the blades of the impeller and the guide devices of the full-scale compressor of the helicopter gas turbine engine, a solid-state design model of the compressor with a tunable geometry in the height of the blades was developed. The empirical dependencies of the values of nonlinear wear of the blade of the 1<sup>st</sup> stage of the compressor on the operating time and the concentration of dust in the air are presented. A block diagram of the procedure for calculating the characteristics and parameters of a helicopter gas turbine compressor is presented. When calculating the flow in the gas–air path of the compressor, the numerical solution of the Navier–Stokes equations averaged by Reynolds, the finite element method in combination with the establishment of patterns of erosive wear of the blades depending on the operating conditions of the engine is used. Mathematical dependencies of the thermogasodynamic parameters of the helicopter gas turbine compressor operation on its operating time and the dustiness of the atmosphere are obtained using modeling. The obtained results can be used in the development of a methodology for automated monitoring of the wear condition of the compressor blades of a helicopter gas turbine engine according to its thermogasodynamic parameters, applied to various climatic operating conditions

**Keywords:** gas turbine engine, compressor characteristics, modeling, blade chord, erosive wear dependencies

**For citation:** Potapov V. A., Sanko A. A., Kudin M. V. Dependence of thermogasodynamic parameters of operation of a helicopter gas turbine engine on its operation and dust in the atmosphere. *Vesti Natsyyanal'nai akademii navuk Belarusi. Seryya fizika-technichnykh navuk = Proceedings of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical-technical series*, 2021, vol. 66, no. 3, pp. 307–319 (in Russian). <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-3-307-319>

**Введение.** Проведенные исследования газотурбинного двигателя (ГТД), который эксплуатировался в запыленных условиях атмосферы, показывают, что в этих условиях происходит интенсивное изнашивание его компрессора, приводящее к возникновению помпажа и даже к его разрушению [1, 2]. Наибольший интерес в этой области исследования вызывают вертолетные турбовальные двигатели с компрессорами осевого типа ввиду особых условий эксплуатации вертолета. В осевых компрессорах (далее – компрессоры) наибольшему износу подвержены лопатки рабочего колеса (РК). Их износ приводит в основном к уменьшению хорды и износу корытца в различных сечениях лопатки, причем степень износа увеличивается от втулки к периферии [2]. Исследование закономерности изнашивания рабочих лопаток компрессора ГТД и влияния данного износа на газодинамические характеристики компрессора и его работу в целом позволяет проводить адекватные мероприятия по контролю технического состояния компрессора. Эффективность данных мероприятий зачастую определяется степенью адекватности и продуктивности используемых математических моделей (ММ) компрессора ГТД, позволяющих учитывать влияние эрозионного износа лопаточных венцов при расчете его характеристик.

**Постановка задачи.** Проблема эрозионного износа компрессоров являлась предметом исследования многих ученых. В [3–7] изучается основной механизм изнашивания лопаток, рассматриваются ММ эрозионного износа. Результаты данных исследований позволяют прогнозировать уровень эрозионного износа. Сложность применения данного подхода заключается в точности определения констант, связанных с материалами деталей двигателя.

Анализ существующих ММ компрессора [8] с учетом эрозионного износа лопаток РК показал, что на сегодняшний день существует большое число методик различной степени детализации и сложности, позволяющих провести расчет газодинамических параметров компрессора. Однако все они базируются на одно- и двумерных моделях потока и содержат в своей основе значительное число допущений [9–12 и др.]. Основные из них заключаются в последовательном определении параметров на среднем диаметре для каждого лопаточного венца (то есть одномерный расчет с последующим линейным расчетом по высоте). В соответствии с принятыми допущениями величина износа хорды на среднем диаметре составляет  $\Delta b_{\text{ср}} = \frac{\Delta b}{2}$ , где  $\Delta b$  – износ на периферии лопатки.

Однако результаты исследований эрозионного воздействия на лопатки компрессора, подтверждают нелинейное распределение износа по высоте лопатки [13]. Помимо этого, величины износа на входных и выходных кромках лопатки зачастую имеют различные законы [8]. В работах [13–15] рассмотрены методики оценки влияния эрозионного износа на характеристики компрессора, основанные на подробном исследовании изношенных лопаток РК различных ступеней по высоте с использованием трехмерного моделирования конструкции компрессора и последующим расчетом в CFD-пакетах независимо от уровня запыленности атмосферы.

Таким образом, получение математических зависимостей термогазодинамических параметров работы компрессора вертолетного ГТД от его наработки и запыленности атмосферы является актуальной задачей технической диагностики компрессора, для проведения которой требуется:

получить математические зависимости величин нелинейного износа хорд лопаток РК компрессора и радиального зазора от времени наработки и концентрации пыли в воздухе;

разработать блок-схему процедуры расчета характеристик и параметров компрессора вертолетного ГТД с учетом величин нелинейного износа хорд лопаток РК компрессора и радиального зазора от времени наработки и концентрации пыли в воздухе.

**Решение задачи.** В качестве объекта исследования был выбран турбовальный двигатель ТВЗ-117, который широко эксплуатируется в Республике Беларусь и странах СНГ. Компрессор данного двигателя осевой, двенадцатиступенчатый, высоконапорный, с поворотными лопатками входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов (НА) первых четырех ступеней [16]. Твердотельная модель компрессора строилась с помощью сканирования одной из лопаток каждого венца РК и НА компрессора, который не подвергся эрозионному износу.

Работы по сканированию выполнялись с помощью координатно-измерительной машины (КИМ) NIKON ALTERA 7.5.5 премиум-класса серии ALTERA с возможностью применения лазерного 3D-сканера LC 15Dx или контактного щупового модуля Renishaw SP 25M. Погрешность измерений LC 15Dx составляет 1,9 мкм (0,0001 дюйма), что соответствует точности КИМ, ос-

нащенной тактильным датчиком. Кроме того, результаты испытания на погрешность измерений сканера NIKON практически идентичны требованиям к тактильным датчикам по стандарту ISO 10360-2 MPEP.

Для создания цифровой модели лопатки (рис. 1, *a*) выбрана методика лазерного сканирования для малогабаритного объекта, представленная в [17]. Чтобы получить одну модель лопатки, выполнено многократное лазерное сканирование с повышенной точностью измерений. Затем проведена первичная обработка результатов сканирования: объединение данных сканирования в единую условную систему координат, создание исходных облаков точек лазерных отражений (ТЛО), удаление «шумов» из облаков, осуществление их экспорта в виде STL-файлов (рис 1, *b*). Обработка результатов сканирования и построение 3D-модели объекта выполнялись при помощи программного обеспечения (ПО) Geomagic Design X (рис. 1, *c*). Это ПО с автоматическим или пошаговым созданием параметрической модели, точным совмещением сканированных поверхностей, возможностью редактирования полигональных сеток и обработки облака точек [18].

На рис. 1, *d* представлена конечная 3D-модель лопатки ВНА в виде поверхности сетки объекта для экспорта в Ansys CFX в виде \*.X\_B – файла. Также выполнена сравнительная оценка точности построения 3D-модели лопатки с помощью контактного шупового модуля Renishaw SP 25M КИМ – NIKON ALTERA 7.5.5. В соответствии с точечной оценкой результатов натурного обмера и измерений по 3D-модели можно сделать вывод о том, что среднеквадратическое отклонение определения параметров составило от  $\pm 1,0$  мкм до  $\pm 2,5$  мкм.

Для решения поставленной задачи по построению моделей лопаточных венцов РК с возможностью перестраиваемой геометрии по высоте разработан способ, основанный на методе построения профилей лопаток посредством дуг окружностей и отрезков прямых [19]. Расчетная модель (рис. 2) получена путем построения профилей в различных сечениях лопатки (рис. 3) с использованием сканированного профиля натурной лопатки.

Сканированные поверхности профилей в различных сечениях лопатки были получены с помощью ПО Geomagic Design X. Совмещение сканированных профилей с параметризованными, полученными методом дуг окружностей и отрезков прямых, позволило построить 3D-модели лопаток РК с возможностью параметрической модификации по высоте. Подгибка кромок, расширение горла или изменение ширины венца – все операции выполняются путем изменения конкретных значений размеров непосредственно в 3D-модели в ПК ANSYS CFX в процессе исследования износа лопаток. Импортрование 3D-моделей лопаток всех ступеней в ПК ANSYS CFX позволило получить модель в соответствии с геометрией натурального компрессора (рис. 4).

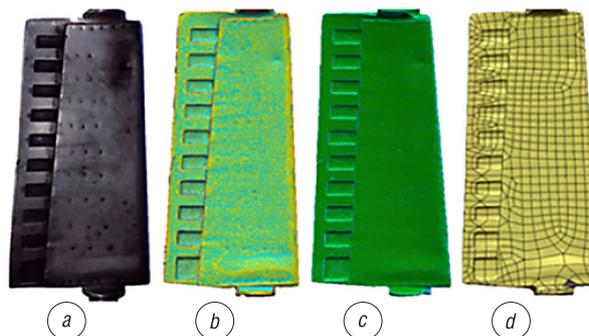


Рис. 1. Внешний вид лопатки входного направляющего аппарата: *a* – натурная лопатка; *b* – облака точек лазерных отражений лопатки; *c* – обработка результатов сканирования; *d* – конечная 3D-модель лопатки

Fig. 1. Appearance of the blade of the input guide device: *a* – full-scale shovel; *b* – point clouds of laser reflections of the blade; *c* – processing of scan results; *d* – the final 3D model of the blade

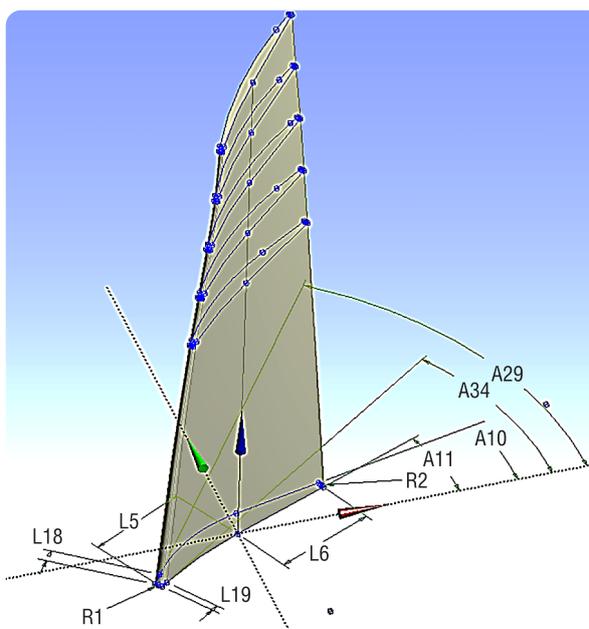


Рис. 2. Построение расчетной модели пера лопатки первой ступени рабочего колеса

Fig. 2. Construction of a computational model of the blade pen of the first stage of the impeller

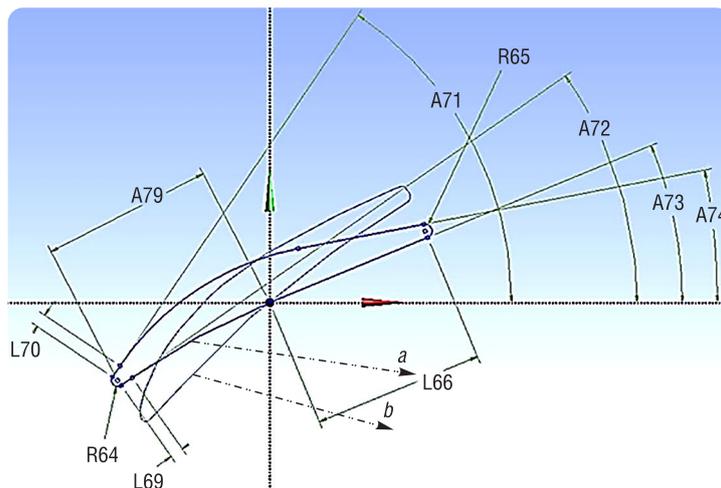


Рис. 3. Построение профиля лопатки: *a* – расчетный профиль, *b* – сканированный профиль

Fig. 3. Construction of the blade profile: *a* – calculated profile, *b* – scanned profile

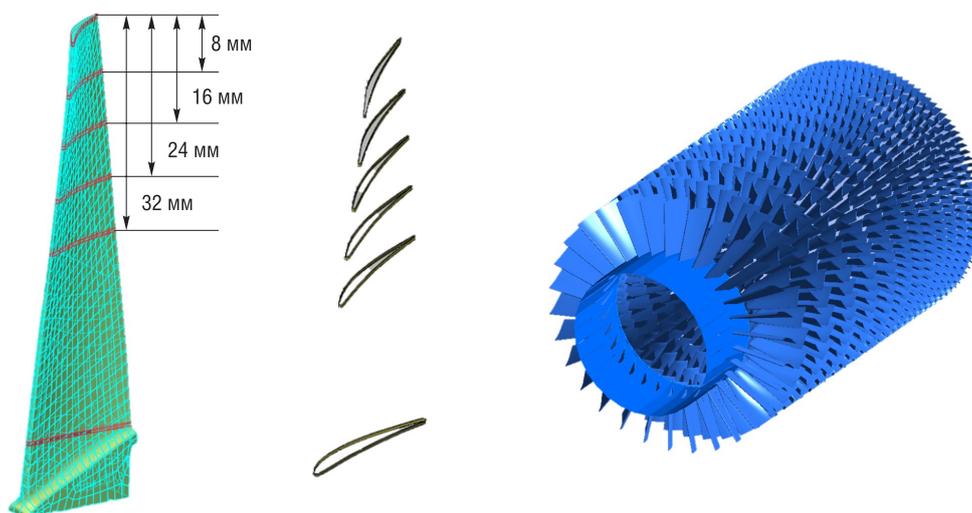


Рис. 4. Сканы профилей в различных сечениях лопатки рабочего колеса (слева) и геометрическая модель лопаточных венцов компрессора

Fig. 4. Profile scans in different blade cross-sections (in left) and geometric model of the compressor blade rings

Сетка конечных элементов (КЭ) модели компрессора строилась с помощью сеточного генератора ANSYS TurboGrid, для которого были созданы расчетные области (рис. 5) газового потока и проведено разбиение их на КЭ.

Для построения качественной сетки была применена автоматизированная технология ATM Optimized (асинхронный метод передачи, Asynchronous Transfer Mode), которая позволяет создавать высококачественную анизотропную гексаэдрическую сетку. Также метод ATM автоматически регулирует сетку для поддержания качества при изменении формы лопатки.

При построении расчетной сетки каждого домена достигнуты следующие показатели качества, влияющие на точность результатов: ортогональный угол ( $\geq 60^\circ$ ); отношение наибольших к наименьшим объемам, окружающим узел сетки (не превышает 8); максимальное значение отношения площадей граней ячейки ( $< 100$ ). Расчетная область проточной части компрессора составила 25 доменов с возможностью перетекания воздуха в радиальном зазоре лопаток РК, что реализовано за счет построения дополнительного интерфейса в периферийной части пера. Среднее количество узлов на домен равно 250 тыс.

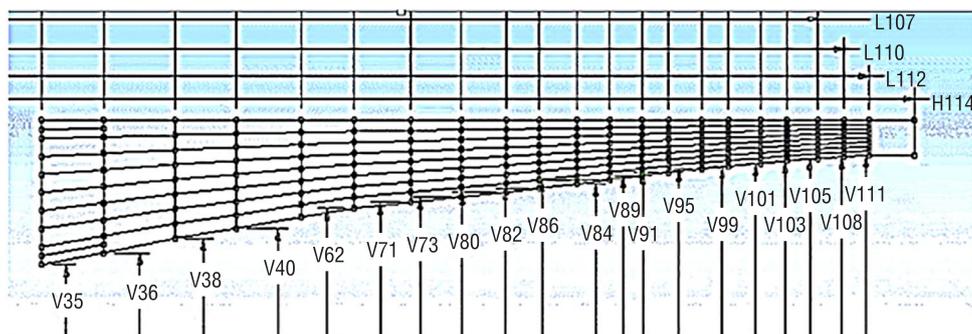


Рис. 5. Разбиение расчетной области меридионального сечения компрессора для TurboGrid  
 Fig. 5. Breakdown of the calculated region of the meridional cross-section of the compressor for TurboGrid

Для стационарного расчета (установившиеся параметры потока в проточной части компрессора) в Ansys CFX-Pre использованы следующие настройки препроцессора: воздух – идеальный газ (Air Ideal Gas); модель теплообмена Total Energy, учитывающая дополнительный нагрев воздуха, обусловленный сжатием; модель турбулентности SST « $k-\omega$ » – модель Ментера, позволяющая моделировать более точные течения с развитыми отрывными зонами, потоки с положительным градиентом давления при обтекании профилей [20].

Граничными условиями модели являлись: на входе – полное давление и полная температура; на выходе – варьируемое статическое давление, с последующим переходом на суммарный расход рабочего тела на выходе. На сопрягающихся границах областей, принадлежавших различным венцам, был определен интерфейс между стационарными и вращающимися областями (Stage (Mizing-Plane)), позволивший провести интерполяцию между сопрягаемыми сетками, учитывая законы сохранения энергии. На боках модели выполнялось условие периодичности. Наружная и внутренняя стенки – с проскальзыванием (в данных расчетах пренебрегается трением о наружную и внутреннюю стенку). Область РК задавалась с частой вращения турбокомпрессора  $n_{TK}$ . Использование схемы граничных условий P-Total Inlet P-Static Outlet на начальных этапах расчета обеспечивает более устойчивое решение и хорошую сходимость невязок (погрешности),  $RMS = 10^{-6}$  (погрешность) массовой и импульсной сходимости была достигнута за 400 итераций.

**Влияние эрозионного износа на характеристику компрессора.** Используя результаты исследований [21] и статистические данные по износу хорды пера лопатки РК 1-й ступени компрессора по сечениям при эксплуатации двигателя ТВЗ-117 с пылезащитным устройством (ПЗУ) в Республике Беларусь [22], были найдены эмпирические зависимости величин нелинейного износа хорды лопатки РК 1-й ступени компрессора и радиального зазора от времени наработки  $t$  и концентрации пыли в воздухе  $PM$  (рис. 6).

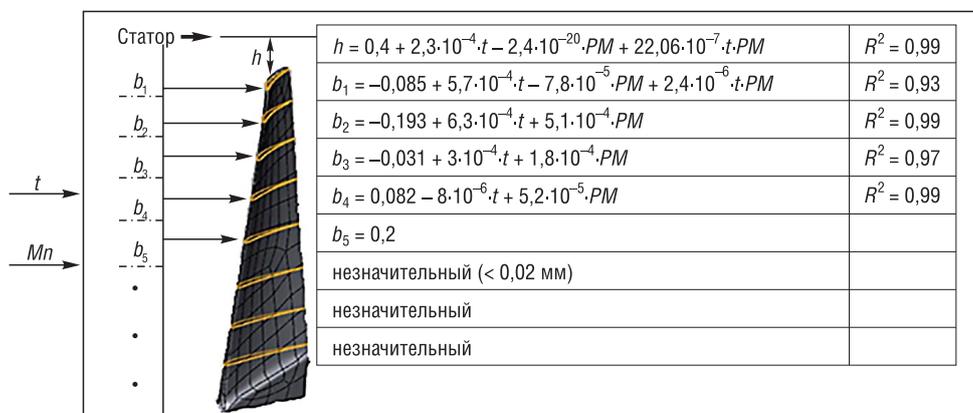


Рис. 6. Зависимости износа хорды пера рабочего колеса 1-й ступени компрессора по сечениям от концентрации пыли и наработки двигателя

Fig. 6. Dependence of the wear of the chord of the impeller of the 1<sup>st</sup> stage of the compressor on the cross-sections of the dust concentration and engine operating time

Измерение износа хорды в различных сечениях лопатки проводилось с помощью приспособления У6360-2455 и разработанных проставок (рис. 7, *a*), которые закреплялись на данном приспособлении (рис. 7, *b*). Применение изготовленных проставок позволило приподнять неподвижный захват на требуемую высоту исследуемых профилей лопатки (рис. 7, *c*).

Для сечения №5 износ хорды пера РК 1-й ступени компрессора составил около 0,02 мм независимо от климатических условий и времени наработки. Полученный результат можно объяснить инструментальной погрешностью метода измерения и малой величиной абразивного износа на данном сечении.

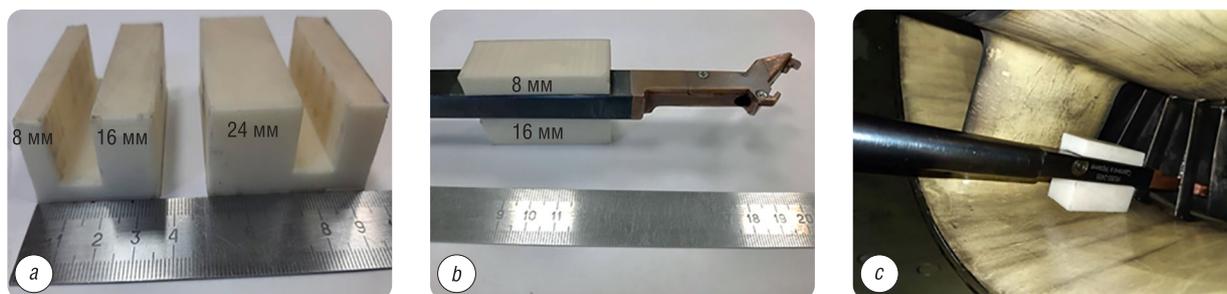


Рис. 7. Измерение величины износа хорды пера лопатки рабочего колеса 1-й ступени компрессора по сечениям двигателя ТВ3-117: *a* – проставка, *b* – установка проставки на приспособлении У6360-2455, *c* – измерение износа лопатки по сечениям

Fig. 7. Measurement of the wear value of the chord of the pen of the impeller blade of the 1st stage of the compressor according to the sections of the TV3-117 engine: *a* – spacer, *b* – installing the spacer on the device У6360-2455, *c* – measurement of blade wear by cross-sections

На рис. 8 представлены результаты износа хорды пера РК 1-й ступени компрессора по сечениям в различных климатических условиях эксплуатации от наработки ГТД. Видно, что эксплуатация двигателя с ПЗУ с малой запыленностью атмосферы  $40 \text{ мкг/м}^3$  (рис. 8, *a*) приводит к незначительному эрозионному износу лопаток. Вместе с тем в условиях эксплуатации двигателя с высокой запыленностью ( $1400 \text{ мкг/м}^3$ ) предельный износ хорды пера РК 1-й ступени компрессора достигается за 500–600 ч эксплуатации.

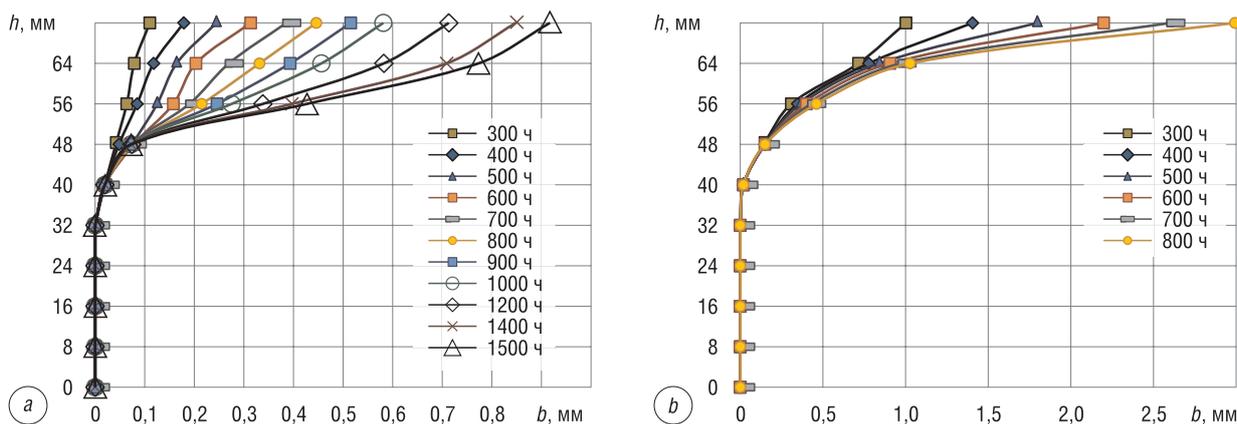


Рис. 8. Зависимости износа хорды пера 1-й ступени компрессора по сечениям в различных климатических условиях эксплуатации: *a* – износ на территории Республики Беларусь ( $40 \text{ мкг/м}^3$ ); *b* – износ на территории Республики Алжир ( $1400 \text{ мкг/м}^3$ )

Fig. 8. The dependence of the wear of the pen chord of the 1st stage of the compressor on the cross-sections in different climatic conditions of operation: *a* – wear on the territory of the Republic of Belarus ( $40 \text{ μg/m}^3$ ); *b* – wear on the territory of the Republic of Algeria ( $1400 \text{ μg/m}^3$ )

Используя нелинейные зависимости износа лопаток РК 1-й ступени компрессора в различных климатических условиях (см. рис. 8) и результаты исследований АО «Мотор Сич» (рис. 9)

при эксплуатации ГТД с ПЗУ, проведены расчеты характеристики и параметров работы компрессора. При выполнении расчетов и моделировании эрозионного износа приняты допущения о линейном распределении износа по высоте лопаток 2–12-й ступеней.

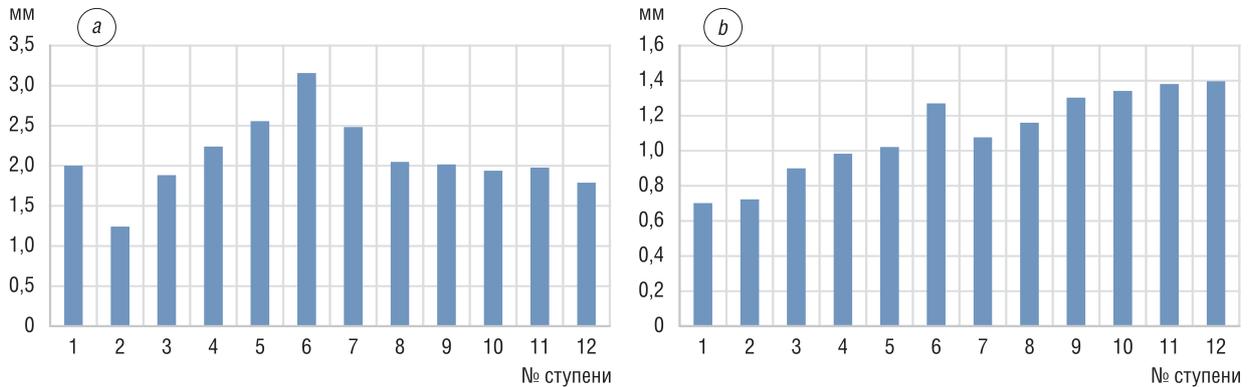


Рис. 9. Гистограмма износа хорды (a) и радиального зазора (b) у периферии рабочих лопаток компрессора по ступеням [14]

Fig. 9. Histogram of chord wear (a) and radial clearance (b) at the periphery of the compressor blades along the stages [14]

На рис. 10, представлена блок-схема процедуры расчета, учитывающая нелинейный эрозионный износ лопаток компрессора от времени эксплуатации и величины запыленности атмосферы.

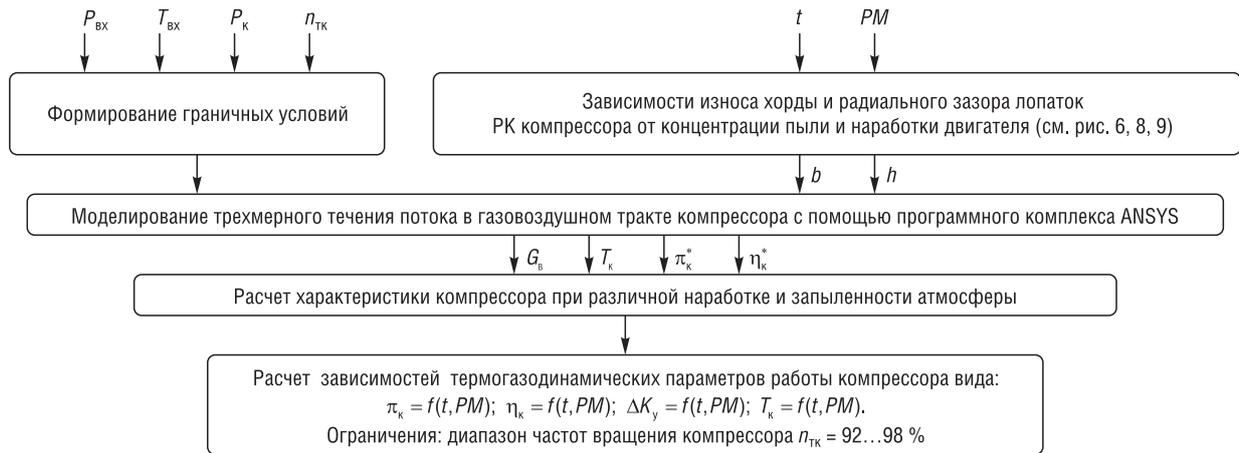


Рис. 10. Блок-схема процедуры расчета характеристик и параметров компрессора, учитывающая нелинейный эрозионный износ его лопаток от времени эксплуатации и величины запыленности атмосферы

Fig. 10. Block diagram of the procedure for calculating the characteristics and parameters of the compressor, taking into account the nonlinear erosive wear of its blades from the time of operation and the amount of dust content in the atmosphere

Авторами проведен расчет параметров потока в различных сечениях компрессора с учетом закономерностей эрозионного износа лопаток в зависимости от условий эксплуатации двигателя (см. рис. 6, 8, 9). Степень повышения полного давления компрессора  $\pi_k^*$  и коэффициент полезного действия  $\eta_k^*$  определены следующим образом:

$$\pi_k^* = P_{\text{вх}}^* / P_k^*, \tag{1}$$

$$\eta_k^* = L_{\text{ск}}^* / L_k, \tag{2}$$

$$L_{\text{ск}}^* = \frac{k}{k-1} RT_{\text{вх}} \left( \left( \frac{P_k^*}{P_{\text{вх}}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right), \tag{3}$$

$$L_k = N / G, \quad (4)$$

$$N = z \cdot M_{\text{кр}i} \cdot \pi \cdot n_{\text{тк}} / 30, \quad (5)$$

где  $P_{\text{вх}}^*$  – полное среднemasсовое давление на входе;  $P_{\text{к}}^*$  – полное среднemasсовое давление на выходе;  $L_{\text{ск}}$  – изоэнтропическая (затраченная) работа;  $L_k$  – удельная работа на валу компрессора (полезная работа);  $k = 1,4$  – показатель адиабаты;  $T_{\text{вх}}$  – температура газа на входе в компрессор;  $R = 287$  Дж/(кг·К) – универсальная газовая постоянная;  $G$  – расход воздуха, проходящий через входное сечение компрессора;  $N$  – мощность на валу компрессора;  $n_{\text{тк}}$  – частота вращения ротора компрессора (является одним из граничных условий);  $z$  – количество лопаток ступени РК;  $M_{\text{кр}i}$  – крутящий момент на лопатках РК, определенный вокруг оси вращения.

Проведенные расчеты позволяют построить характеристику компрессора вида  $\bar{\eta}_k^* = f(\bar{G}_b, \bar{n})$  и  $\bar{\pi}_k^* = f(\bar{G}_b, \bar{n})$  при  $n_{\text{тк}} = 92 \dots 98$  % с целью получения зависимостей основных термогазодинамических параметров работы компрессора вертолетного ГТД от его наработки и запыленности атмосферы.

Количественная оценка запаса газодинамической устойчивости (ЗГДУ)  $\Delta K_y$  компрессора (запаса до срыва) производится при неизменной частоте вращения  $n_{\text{тк}} = \text{const}$  по коэффициенту газодинамической устойчивости (6):

$$\Delta K_y = (K_y - 1) \cdot 100 \%, \quad (6)$$

$$K_y = \frac{\pi_{\text{к.гр}}^* / G_{\text{гр}}}{\pi_{\text{к.р}}^* / G_{\text{р}}}, \quad (7)$$

где  $\pi_{\text{к.р}}^*$ ,  $\pi_{\text{к.гр}}^*$  – степени повышения давления в рабочей точке и на границе устойчивости (срыва) при одинаковой частоте вращения компрессора;  $G_{\text{р}}$  и  $G_{\text{гр}}$  – соответствующие им расходы воздуха (рис. 11).

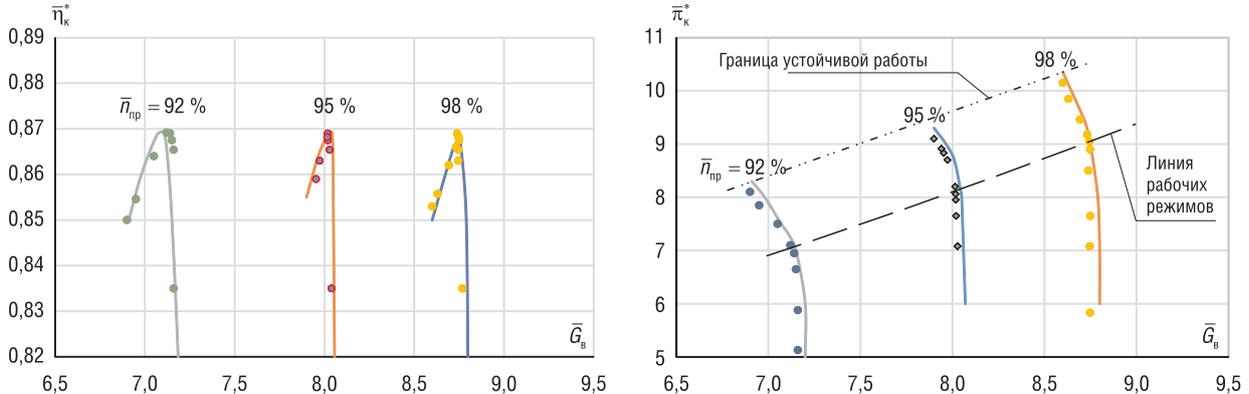


Рис. 11. Графики характеристики компрессора вида  $\bar{\eta}_k^* = f(\bar{G}_b, \bar{n})$  и  $\bar{\pi}_k^* = f(\bar{G}_b, \bar{n})$ : ● – расчет, — – экспериментальные данные АО «Мотор Сич» [17]

Fig. 11. Graphic characteristics of the compressor of the form  $\bar{\eta}_k^* = f(\bar{G}_b, \bar{n})$  and  $\bar{\pi}_k^* = f(\bar{G}_b, \bar{n})$ : ● – the calculation, — – experimental data of JSC “Motor Sich” [17]

Для верификации разработанной модели проведен расчет (без эрозионного износа) на различных частотах вращения турбокомпрессора исследуемого объекта с соответствующими углами установки НА [16]. Анализ полученных результатов моделирования (см. рис. 11) позволяет говорить об удовлетворительном соответствии расчетных и экспериментальных данных, полученных украинским предприятием АО «Мотор Сич» [14, 23] в основном диапазоне частот вращения компрессора ( $\bar{n}_{\text{пр}} = 92 \dots 98$  %), а также сделать вывод о соответствии разработанной модели реальному объекту и возможному ее применению для расчета параметров компрессора с лопатками РК, которые подверглись изменению геометрии в результате износа.

Результаты расчетов основных термогазодинамических параметров и их распределение по проточному тракту компрессора представлены на рис. 12–14.

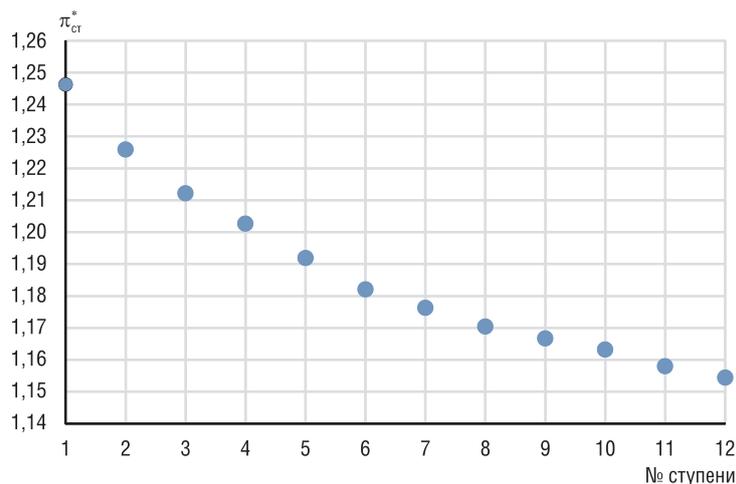


Рис. 12. Степень повышения давления ступени компрессора  
 Fig. 12. The degree of pressure increase of the compressor stage

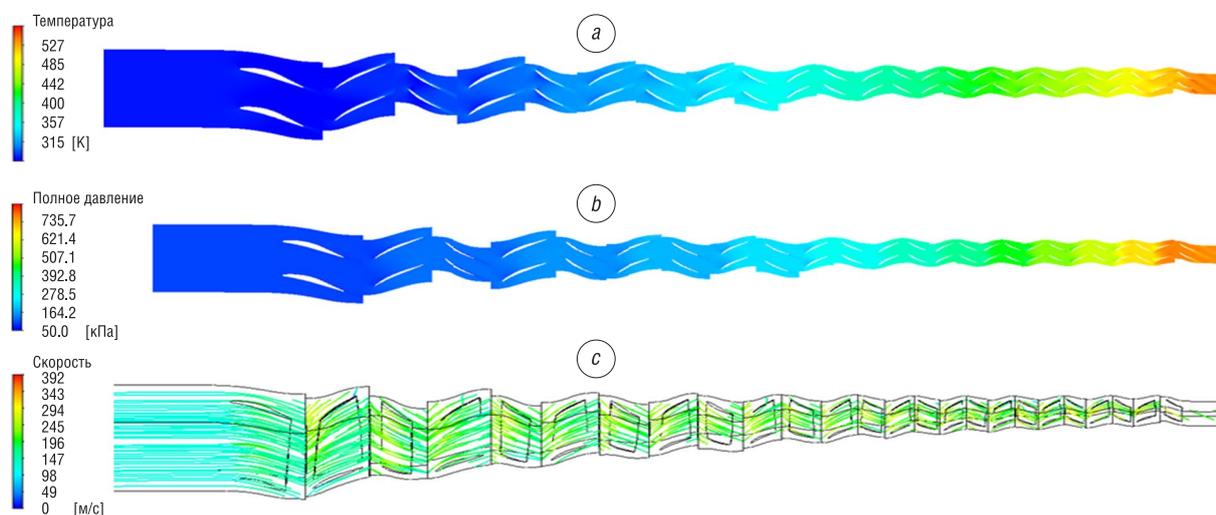


Рис. 13. Поля температуры, давления и скорости рабочего тела в межлопаточном канале компрессора: *a* – поле температуры потока на среднем диаметре проточной части компрессора; *b* – поле полного давления на среднем диаметре проточной части; *c* – поле абсолютной скорости потока в проточной части компрессора

Fig. 13. Fields of temperature, pressure and velocity of the working fluid in the inter-blade channel of the compressor: *a* – field of flow temperature at the average diameter of the flow part of the compressor; *b* – field of total pressure at the average diameter of the flow part; *c* – field of absolute flow velocity in the flow part of the compressor

При моделировании потока на границе устойчивой работы компрессора наблюдаются срывные явления в периферийной области лопаток 6–12-й ступеней, приводящий к возникновению помпажа (рис. 14).

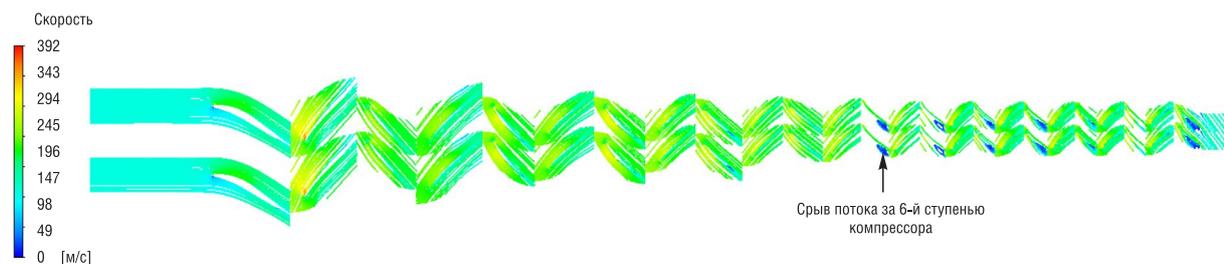


Рис. 14. Абсолютная скорость потока в периферийной части лопаток компрессора  
 Fig. 14. Absolute flow velocity in the peripheral part of the compressor blades

На рис. 15 представлена полученная характеристика компрессора при различной наработке и запыленности атмосферы на номинальном режиме работы ГТД ( $\bar{n}_{пр} = 95\%$ ).

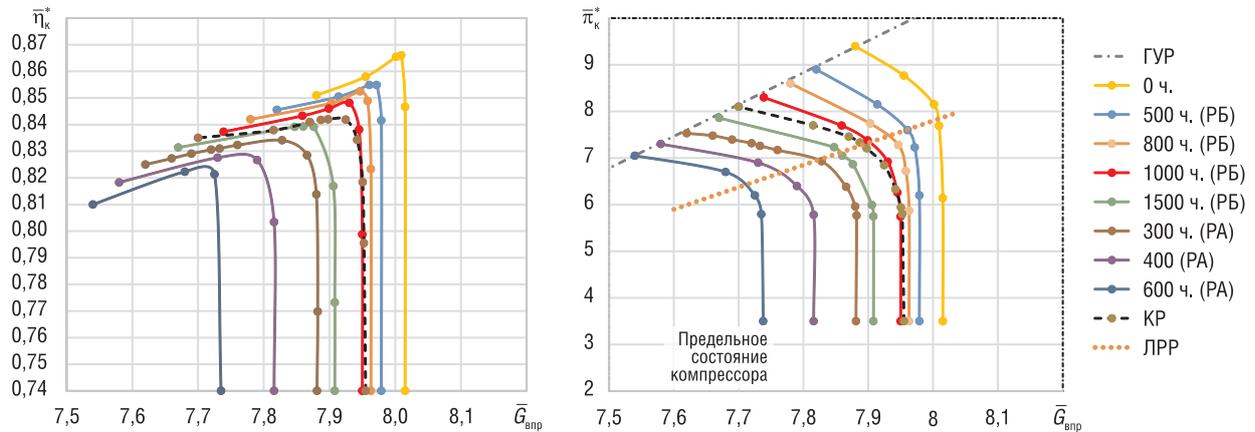


Рис. 15. Характеристика компрессора при различной наработке и запыленности атмосферы на номинальном режиме работы двигателя: РБ – Республика Беларусь ( $PM = 40 \text{ мкг/м}^3$ ); РА – Республика Алжир ( $PM = 1400 \text{ мкг/м}^3$ ); ЛРР – линия рабочих режимов; ГУР – граница устойчивой работы; КР – капитальный ремонт

Fig. 15. Characteristics of the compressor with different operating time and dust content of the atmosphere at the rated operating mode of the engine: РБ – Republic of Belarus ( $PM = 40 \text{ }\mu\text{g/m}^3$ ); РА – Republic of Algeria ( $PM = 1400 \text{ }\mu\text{g/m}^3$ ); ЛРР – line of operating modes; ГУР – the boundary of sustainable work; КР – major repairs

Из рис. 15 видно, что увеличение износа пера лопаток РК по найденным зависимостям приводит к смещению характеристики в сторону меньших расходов. При этом степень сжатия в компрессоре и его КПД существенно уменьшают свои значения как при эксплуатации ГТД с малой запыленностью атмосферы, так и при эксплуатации с высоким показателем  $PM$ . Также граница устойчивой работы снижается, что обуславливает уменьшение запаса газодинамической устойчивости (ЗГДУ)  $\Delta K_y$  (таблица). Снижение  $\Delta K_y$  на 15 % приводит к неустойчивой работе двигателя – помпажу [14].

**Запас газодинамической устойчивости компрессора при различной наработке и запыленности атмосферы на номинальном режиме работы газотурбинного двигателя**

**The reserve of gas-dynamic stability of the compressor at different operating hours and dustiness of the atmosphere at the nominal operating mode of the gas turbine engine**

Запас газодинамической устойчивости	Время работы газотурбинного двигателя							
	0 ч	300 ч	500 ч	600 ч	800 ч	1000 ч	1500 ч	КР
40 мкг/м <sup>3</sup>	24,25	23,2 %	22,1 %	22,8 %	21,2 %	20,2 %	17,3 %	18,9 %
1400 мкг/м <sup>3</sup>		16,7 %	13,9 %	12,4 %	–	–	–	–

Используя математические зависимости (см. рис. 6) и блок-схему (см. рис. 10), авторами впервые получены математические зависимости термогазодинамических параметров работы компрессора вертолетного ГТД от его наработки и запыленности атмосферы:

$$\pi_k = 7,85 - 2,7 \cdot 10^{-4} \cdot PM - 4,4 \cdot 10^{-4} \cdot t - 2,49 \cdot 10^{-7} \cdot t \cdot PM; \tag{8}$$

$$T_k = 549,5 - 55,3 \cdot 10^{-4} \cdot PM - 89,3 \cdot 10^{-4} \cdot t - 2,11 \cdot 10^{-5} \cdot t \cdot PM; \tag{9}$$

$$\Delta K_y = 24,6 - 27,9 \cdot 10^{-4} \cdot PM - 42,9 \cdot 10^{-4} \cdot t - 2,35 \cdot 10^{-6} \cdot t \cdot PM; \tag{10}$$

$$\eta_k = 0,866 - 1,739 \cdot 10^{-5} \cdot PM - 1,738 \cdot 10^{-5} \cdot t - 2,476 \cdot 10^{-9} \cdot t \cdot PM. \tag{11}$$

**Заклучение.** Таким образом, в процессе проведенных исследований были получены и верифицированы по экспериментальным данным математические зависимости величин нелинейного износа хорды пера РК 1-й ступени компрессора и радиального зазора от времени наработки и концентрация пыли в воздухе (см. рис. 6).

Также авторами разработана блок-схема процедуры расчета характеристики и параметров компрессора вертолетного ГТД с учетом величин нелинейного износа хорд лопаток РК компрессора и радиального зазора от времени наработки и концентрации пыли в воздухе, что позволило получить математические зависимости термогазодинамических параметров работы компрессора вертолетного ГТД от его наработки и запыленности атмосферы. С использованием полученных математических зависимостей возможен выбор наиболее информативных регистрируемых в эксплуатации параметров для диагностирования развития такого дефекта ГТД, как эрозионный износ лопаток компрессора.

### Список использованных источников

1. Вертолетные газотурбинные двигатели / В. А. Григорьев [и др.]. – М.: Машиностроение, 2007. – 491 с.
2. Маслеников, М. М. Газотурбинные двигатели для вертолетов / М. М. Маслеников, Ю. Г. Бехли, Ю. И. Шальман. – М.: Машиностроение, 1969. – 202 с.
3. Neilson, J. Erosion by a stream of solid particle wear / J. Neilson, A. Gilchrist // *Wear*. – 1968. – Vol. 11, № 2. – P. 111–122. <https://doi.org/10.1016/0043-1648%2868%2990591-7>
4. Tabakoff, W. Blade deterioration in a gas turbine engine / W. Tabakoff, A. Hamed, V. Shanov // *International Journal of Rotating Machinery*. – 1998. – Vol. 4, № 4. – P. 233–241. <https://doi.org/10.1155/S1023621X98000190>
5. Hussein, M. Dynamic behavior of solid particles suspended by polluted flow in a turbine stage / M. Hussein, W. Tabakoff // *J. Aircraft*. – 1973. – Vol. 10, № 7. – P. 434–440. <https://doi.org/10.2514/3.60244>
6. Grant, G. Erosion Prediction in Turbomachinery Resulting from Environmental Solid Particles / G. Grant, W. Tabakoff // *J. Aircraft*. – 1975. – Vol. 12, № 5. – P. 471–478. <https://doi.org/10.2514/3.59826>
7. Hamed, A. Erosion and deposition in turbomachinery / A. Hamed, W. Tabakoff // *Journal of Propulsion and Power*. – 2006. – Vol. 22, № 2. – P. 350–360. <https://doi.org/10.2514/1.18462>
8. Потапов, В. А. Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора турбовального ГТД с учетом нелинейности эрозионного износа его лопаток / В. А. Потапов, А. А. Саныко // *Науч. вестн. МГТУ ГА*. – 2020. – Т. 23, № 5. – С. 39–53. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53>
9. Барышева, Е. С. Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора авиационного двигателя с учетом эрозионного износа лопаток / Е. С. Барышева, А. Е. Демин, Р. Л. Зеленский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2017. – № 6 (141). – С. 58–64.
10. Бойко, Л. Г. Метод расчета термогазодинамических параметров турбовального ГТД на основе повенцового описания лопаточных машин. Ч. I. Основные уравнения / Л. Г. Бойко, О. В. Кислов, Н. В. Пижанкова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2018. – № 1 (145). – С. 48–58.
11. Бойко, Л. Г. Метод расчета термогазодинамических параметров турбовального газотурбинного двигателя на основе повенцового описания лопаточных машин. Ч. II. Определение параметров ступеней и многоступенчатых компрессоров / Л. Г. Бойко, А. Е. Демин, Н. В. Пижанкова // *Авиационно-космическая техника и технология*, 2019. – № 1 (153). – С. 18–28.
12. Бойко, Л. Г. Определение дроссельной характеристики турбовального ГТД на основе метода математического моделирования с использованием одно- и двумерных подходов к расчету параметров компрессора / Л. Г. Бойко, В. А. Даценко, Н. В. Пижанкова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2019. – № 7 (159). – С. 21–30.
13. Гумеров, А. В. Моделирование эрозионного износа лопатки компрессора / А. В. Гумеров, Р. Г. Акмалетдинов // *Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та*. – 2011. – № 3 (27). – С. 233–239.
14. Двирник, Я. В. Влияние пылевой эрозии на газодинамические характеристики осевого компрессора ГТД / Я. В. Двирник, Д. В. Павленко // *Вестн. двигателестроения*. – 2017. – № 1. – С. 56–66.
15. Двирник, Я. В. Методика моделирования течения потока в осевом компрессоре ГТД численным методом / Я. В. Двирник, Д. В. Павленко // *Вестн. двигателестроения*. – 2014. – № 1. – С. 34–40.
16. Богданов, А. Д. Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ: конструкция и техническое обслуживание: учеб. пособие / А. Д. Богданов, Н. П. Калинин, А. И. Кривко. – М.: Воздуш. транспорт, 2000. – 392 с.
17. Азаров, Б. Ф. Использование технологии наземного лазерного сканирования для создания 3d-модели лопатки осевого вентилятора / Б. Ф. Азаров // *Ползунов. вестн.* – 2017. – № 4. – С. 92–97.
18. Geomagic-Design X [Electronic resource] – Mode of access: <https://www.3dsystems.com/software/geomagic-design-x/> – Date of access: 24.03.2021.
19. Шаблий, Л. С. Параметрическое моделирование лопаточных машин при оптимизации / Л. С. Шаблий, Д. А. Колмакова, А. В. Кривцов // *Изв. Самар. науч. центра Рос. акад. наук*. – 2013. – Т. 15, № 6 (4). – С. 1013–1018.
20. Пузанова, А. В. Сравнение экспериментальных данных с результатами численного моделирования течения в ступени осевого компрессора полученных при использовании k-ε и SST модели турбулентности / А. В. Пузанова, С. А. Серков // *Труды третьей научно-технической конференции молодых ученых Уральского энергетического института*. – Екатеринбург: УрФУ, 2018. – С. 126–131.
21. Павленко, Д. В. Закономерности изнашивания рабочих лопаток компрессора вертолетных двигателей, эксплуатирующийся в условиях запыленной атмосферы / Д. В. Павленко // *Вестн. двигателестроения*. – 2016. – № 1. – С. 42–51.

22. Потапов, В.А. Анализ влияния запыленности атмосферы на износ лопаток осевого компрессора вертолетного газотурбинного двигателя в процессе эксплуатации / В.А. Потапов, А.А. Сянько, Р.И. Хованский // Неразрушающий контроль и диагностика. – 2020. – №4. – С. 32–38.
23. Рыбкин, П.Н. Математическая модель двигателя ТВ3-117ВМ / П.Н. Рыбкин // Труды МАИ. – 2012. – Вып. 58. – С. 1–14.

## References

1. Grigor'ev V. A., Zrel'ov V. A., Ignatkin Yu. M., Kuz'michev V. S., Ponomarev B. A., Shakhmatov E. V. *Helicopter Gas Turbine Engines*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2007. 491 p. (in Russian).
2. Maslenikov M. M., Bekhli Yu. G., Shal'man Yu. I. *Gas Turbine Engines for Helicopters*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969. 202 p. (in Russian).
3. Neilson J., Gilchrist A. Erosion by a stream of solid particle wear. *Wear*, 1968, vol. 11, no. 2, pp. 111–122. [https://doi.org/10.1016/0043-1648\(68\)90591-7](https://doi.org/10.1016/0043-1648(68)90591-7)
4. Tabakoff W., Hamed A., Shanov V. Blade deterioration in a gas turbine engine. *International Journal of Rotating Machinery*, 1998, vol. 4, no. 4, pp. 233–241. <https://doi.org/10.1155/S1023621X98000190>
5. Hussein M., Tabakoff W. Dynamic behavior of solid particles suspended by polluted flow in a turbine stage. *Journal of Aircraft*, 1973, vol. 10, no. 7, pp. 434–440. <https://doi.org/10.2514/3.60244>
6. Grant G., Tabakoff W. Erosion Prediction in Turbomachinery Resulting from Environmental Solid Particles. *Journal of Aircraft*, 1975, vol. 12, no. 5, pp. 471–478. <https://doi.org/10.2514/3.59826>
7. Hamed A., Tabakoff W. Erosion and deposition in turbomachinery. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22, no. 2, pp. 350–360. <http://doi.org/10.2514/1.18462>
8. Potapov V. A., Sanko A. A. Performance simulation of multi-stage axial-flow compressor of turbo-shaft engine with account for erosive wear nonlinearity of its blades. *Nauchnyi vestnik MGTU GA= Civil Aviation High Technologies*, 2020, vol. 23, no. 5, pp. 39–53 (in Russian). <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53>
9. Barysheva E. S., Demin A. E., Zelenskii R. L. Modeling of the characteristics of multistage axial compressor jet engine taking into account erosion wear of the blades. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya = Aerospace Engineering and Technology*, 2017, no. 6 (141), pp. 58–64 (in Russian).
10. Boyko L. G., Kislov O. V., Pizhankova N. V. Method for calculating the thermogasodynamic parameters of a turboshaft gas turbine engine based on the blade-to-blade description of shovel machines. Part I. Basic equations. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Aerospace Engineering and Technology]*, 2018, no. 1 (145), pp. 48–58 (in Russian).
11. Boyko L. G., Demin A. E., Pizhankova N. V. Method for calculating the thermogasodynamic parameters of a turboshaft gas turbine engine based on the blade-to-blade description of shovel machines. Part II. Determination of the parameters of stages and multistage compressors. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Aerospace Engineering and Technology]*, 2019, no. 1 (153), pp. 18–28 (in Russian).
12. Boyko L. G., Datsenko V. A., Pizhankova N. V. Determination of the throttle characteristics turboshaft GTD-based me-Toda of mathematical modeling using one- and two-dimensional approaches to the calculation of the parameters of the compressor. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Aerospace Engineering and Technology]*, 2019, no. 7 (159), pp. 21–30 (in Russian).
13. Gumerov A. V., Akmaledtinov R. G. Modeling of erosion wear of the compressor blade. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta [Bulletin of the Samara State Aerospace University]*, 2011, no. 3 (27), pp. 233–239 (in Russian).
14. Dvirnik Ya. V., Pavlenko D. V. Influence of Dust Erosion on Gas-Dynamic Characteristics of a GTE Axial Compressor. *Vestnik dvigatelestroeniya [Bulletin of Engine Building]*, 2017, no. 1, pp. 56–66 (in Russian).
15. Dvirnik Ya. V., Pavlenko D. V. Methodology for modeling the flow flow in an axial compressor of a gas turbine engine by a numerical method. *Vestnik dvigatelestroeniya [Bulletin of Engine Building]*, 2014, no. 1, pp. 34–40 (in Russian).
16. Bogdanov A. D., Kalinin N. P., Krivko A. I. *Turboshaft Engine TV3-117VM: Design and Maintenance*. Moscow, Vozdushnyi transport Publ., 2000. 392 p. (in Russian).
17. Azarov B. F. The use of ground-based laser scanning technology for creating a 3D model of an axial fan blade. *Polzunovskiy vestnik*, 2017, no. 4, pp. 92–97 (in Russian).
18. *Geomagic-Design X*. Available at: <https://www.3dsystems.com/software/geomagic-design-x> (accessed 24 March 2021).
19. Shabliy L. S., Kolmakova D. A., Krivtsov A. V. Parametric modeling of shovel machines in optimization. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk = Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2013, vol. 15, no. 6 (4), pp. 1013–1018 (in Russian).
20. Puzanova A. V., Serkov S. A. Comparison of experimental data with the results of numerical simulations of flow in a stage of an axial compressor obtained using the k- $\epsilon$  and SST turbulence model. *Trudy tret'ei nauchno-tekhnicheskoi konferentsii molodykh uchenykh Ural'skogo energeticheskogo instituta [Proceedings of the Third Scientific and Technical Conference of Young Scientists of the Ural Power Engineering Institute]*. Yekaterinburg, Ural Federal University, 2018, pp. 126–131 (in Russian).
21. Pavlenko D. V. Regularities of wear of the working blades of the compressor of helicopter engines operated in the conditions of a dusty atmosphere. *Vestnik dvigatelestroeniya [Bulletin of Engine Building]*, 2016, no. 1, pp. 42–51 (in Russian).
22. Potapov V. A., San'ko A. A., Khovanskii R. I. Analysis of the influence of atmospheric dust on the wear of the blades of the axial compressor of a helicopter gas turbine engine during operation. *Nerazrushayushchii kontrol' i diagnostika [Non-Destructive Testing and Diagnostics]*, 2020, no. 4, pp. 32–38 (in Russian).
23. Rybkin P. N. A mathematical model of engine TV3-117VM. *Trudy MAI [Proceedings of the Moscow Aviation Institute]*, 2012, issue 58, pp. 1–14 (in Russian).

### **Информация об авторах**

*Потапов Вячеслав Александрович* – научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории, Белорусская государственная академия авиации (ул. Уборевича, 77, 220096, Минск, Республика Беларусь). E-mail: potapstark@gmail.com

*Санько Андрей Анатольевич* – кандидат технических наук, начальник кафедры воздушных судов и авиационного оборудования, Белорусская государственная академия авиации (ул. Уборевича, 77, 220096, Минск, Республика Беларусь). E-mail: min.777.144@mail.ru

*Кудин Максим Валентинович* – кандидат технических наук, начальник отдела информационных технологий, Белорусская государственная академия авиации (ул. Уборевича, 77, 220096, Минск, Республика Беларусь). E-mail: Oit.bsaa@gmail.com

### **Information about the authors**

*Vyacheslav A. Potapov* – Researcher at the Research Laboratory, Belarusian State Aviation Academy (77, Uborevich Str., 220096, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: potapstark@gmail.com

*Andrey A. Sanko* – Ph. D. (Engineering), Head of the Department of Aircraft and Aviation Equipment, Belarusian State Academy of Aviation (77, Uborevich Str., 220096, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: min.777.144@mail.ru

*Maxim V. Kudin* – Ph. D. (Engineering), Head of the Information Technologies Department, Belarusian State Aviation Academy (77, Uborevich Str., 220096, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: Oit.bsaa@gmail.com