

## **ИНФОРМАТИКА, МОДЕЛИРОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ**

Научная статья  
УДК 004.492:621.452.322  
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180681>

### **МЕТОД ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРА В МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АВИАЦИОННОГО ГТД**

**Юрий Александрович Эзрохи<sup>1</sup>✉, Сергей Мирославович Каленский<sup>2</sup>**

<sup>1,2</sup>Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, ЦИАМ,  
Москва, Россия

<sup>1</sup>[yaezrokhi@ciam.ru](mailto:yaezrokhi@ciam.ru)✉

<sup>2</sup>30105@ciam.ru

*Аннотация.* В статье проанализированы основные способы представления характеристик компрессора в математической модели авиационного газотурбинного двигателя. Рассмотрены особенности их реализации в аппроксимированном виде и табличной форме.

Предложен новый подход к формированию характеристик компрессора с учетом параметров рабочего тела на выходе, который позволяет сделать их представление в виде напорных веток с более монотонным протеканием, что существенно облегчает их аппроксимацию при использовании в математической модели ГТД.

**Ключевые слова:** характеристики компрессора, аппроксимация характеристик, математическая модель двигателя

*Для цитирования:* Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Метод представления характеристик компрессора в математической модели авиационного ГТД // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180681>

## **COMPUTER SCIENCE, MODELING AND MANAGEMENT**

Original article

### **METHOD OF THE COMPRESSOR CHARACTERISTIC REPRESENTATION IN AVIATION GTE MATHEMATICAL MODEL**

**Yuri A. Ezrokhi<sup>1</sup>✉, Sergey M. Kalenskii<sup>2</sup>**

<sup>1,2</sup>Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, CIAM,  
Moscow, Russia

<sup>1</sup>yaezrokhi@ciam.ru✉

<sup>2</sup>30105@ciam.ru

The presented article analyzes the basic methods of the compressor characteristic representation in aviation GTE (gas-turbine engine) mathematical model (EMM). It considered specifics of their realization in the approximated and tabular forms, and marked advantages and disadvantages of both methods

When setting compressor characteristics in the approximated form, a work on processing the characteristic at hand, obtained, for example, by computing, or as the result of the compressor off-line tests, should be performed prior to the computation of the engine itself begins. Moreover, although this procedure is automated nowadays to a great extent, which somehow simplifies this process, the complete lack of visibility of the obtained results makes this method inconvenient in many cases. Besides, even for the trifle correction of

the compressor characteristic (such as adding and/or excluding a few points) the whole process of the characteristic processing should be repeated anew, which certainly complicates (at least prolongs in time) the process of the gas turbine engine parameters and characteristics computing.

Besides its obviousness (initial data file contains straightforwardly the values of the compressor parameters), the tabular form of characteristics setting allows, if necessary, correcting one or several values of this or that parameter directly in the initial data file, which simplifies to a great extent the process of the aviation engine parameters and characteristics computation.

However, in both cases of the EMM characteristics setting in classical representation one has to deal with rather complex non-monotonous dependencies with both vertical and horizontal sections.

The authors propose a new approach to the compressor characteristics formation, which allows forming the lines of characteristic in the form of the smooth monotonous dependencies close to straight ones. Compared to the complex curves for classical representation of the compressor characteristic, these dependencies are much easier to approximate and-or extrapolate while employing them in the EMM.

**Keywords:** compressor characteristics, approximation of characteristics, mathematical model of the engine

**For citation:** Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. Method of the compressor characteristic representation in aviation GTE mathematical model. *Trudy MAI*, 2024, no.136. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180681>

## **Введение**

В настоящее время применение методов математического моделирования в задачах исследования параметров и характеристик авиационного ГТД является необходимым условием успешного решения задач его проектирования и доводки, включая расчеты его высотно-скоростных (ВСХ) и дроссельных характеристик [1, 2, 3], формирование исходных данных для газодинамических расчетов и проектирования узлов ГТД [4, 5] и разработку его системы автоматического управления (САУ) [6], планирование и обработку результатов различных видов испытаний [7], а также решение других задач, возникающих в процессе создания и эксплуатации двигателя.

Как показывает практика, наиболее оптимальным уровнем математического моделирования для отмеченных выше задач является первый уровень моделирования [3], при котором составные узлы и элементы двигателя представляются в виде своих интегральных характеристик («черных ящиков») без детального описания процессов, происходящих в проточной части этих узлов. При этом условия взаимодействия узлов и элементов в системе двигателя записываются в виде уравнений совместной работы, реализующих условия неразрывности потока с учетом отборов и подводов рабочего тела в различных сечениях проточного тракта, а также законы сохранения энергии и импульса [1, 3].

### **Методика представления характеристик компрессора**

Одними из важнейших узлов газотурбинного двигателя является узлы компрессорной группы - вентилятор и компрессор.

В общем случае при работе компрессорной группы в составе авиационного двигателя с изменением высоты и скорости полета изменяются параметры на входе: давление  $P$ , температура  $T$ , расход рабочего тела  $G$ , частота вращения вала  $n$ , вязкость воздуха  $\mu$ , его теплопроводность  $\lambda_t$ , теплоемкость  $C_p$  и, следовательно, показатель адиабаты  $k$ . В этом случае для определения значений таких параметров компрессора как степень повышения полного давления в компрессоре  $\pi_k^*$  и его КПД  $\eta_k^*$  следовало бы записать функциональные зависимости от совокупности всех этих параметров [8, 9, 10].

Однако оценка степени влияния представленных параметров позволяет существенно сократить данные функциональные зависимости. С учетом этого на практике (в области автомодельности по числу Рейнольдса) под характеристикой компрессора принято понимать зависимость его степени повышения давления  $\pi_k^*$  и коэффициента полезного действия  $\eta_k^*$  от приведенных значений расхода воздуха на входе  $G_{пр\_вх}$  (или плотности тока  $q(\lambda)$ ) и частоты вращения его ротора  $n_{пр}$ . Такая форма характеристики обусловлена теорией подобия, согласно которой (применительно к компрессорам) параметрами подобия являются приведенные значения осевой  $\lambda_a$  и окружной  $\lambda_{\omega}$  составляющих скорости потока на входе.

Однако следует отметить, что и приведенное значение расхода воздуха  $G_{пр\_вх}$ , и значение плотности тока  $q(\lambda)$  однозначно не определяются критериальным параметром  $\lambda_a$ , так как оба параметра (правда, в разной степени) зависят от значения показателя адиабаты  $k$ , который в свою очередь зависит от температуры воздуха [11]:

$$q(\lambda) = \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}}$$

$$G_{np} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{p_0 F_{вх}}{\sqrt{RT_0}} q(\lambda),$$

где давление  $p_0$  и температура  $T_0$  - соответствуют стандартным атмосферным условиям:

$$p_0 = 101325 \text{ Па},$$

$$T_0 = 288,15 \text{ К}.$$

Как следует из [11], значения показателя адиабаты  $k$  воздуха при стандартной температуре составляет 1,404, а для вполне вероятного значения полной температуры воздуха на входе в компрессор высокого давления современного ТРДД  $T_{вх}^* = 640 \text{ К}$   $k = 1,37$ . Такое различие значений показателя адиабаты приводит (при одних и тех же типовых значениях критериального параметра  $\lambda = 0,65 \dots 0,7$ ) к расхождению значений плотности тока  $q(\lambda)$  менее 0,1%, а приведенного расхода  $G_{np} \sim 0,8\%$ , что в ряде случаев может оказаться существенным при расчете параметров и характеристик многорежимных авиационных ГТД.

Типичный вид характеристики компрессора представлен на рисунках 1 и 2 в относительном виде.

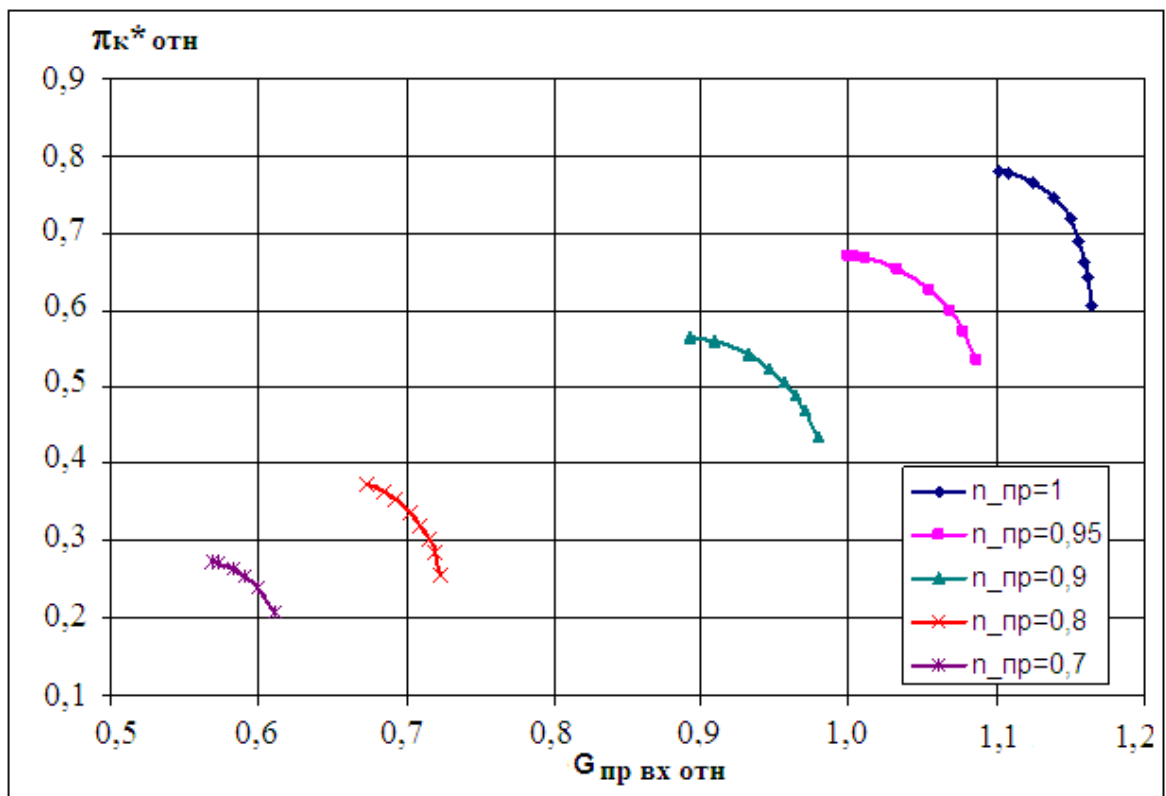


Рисунок 1 - Пример характеристики компрессора  $\pi_{к* отн}^* = f(G_{пр вх отн}, n_{пр})$

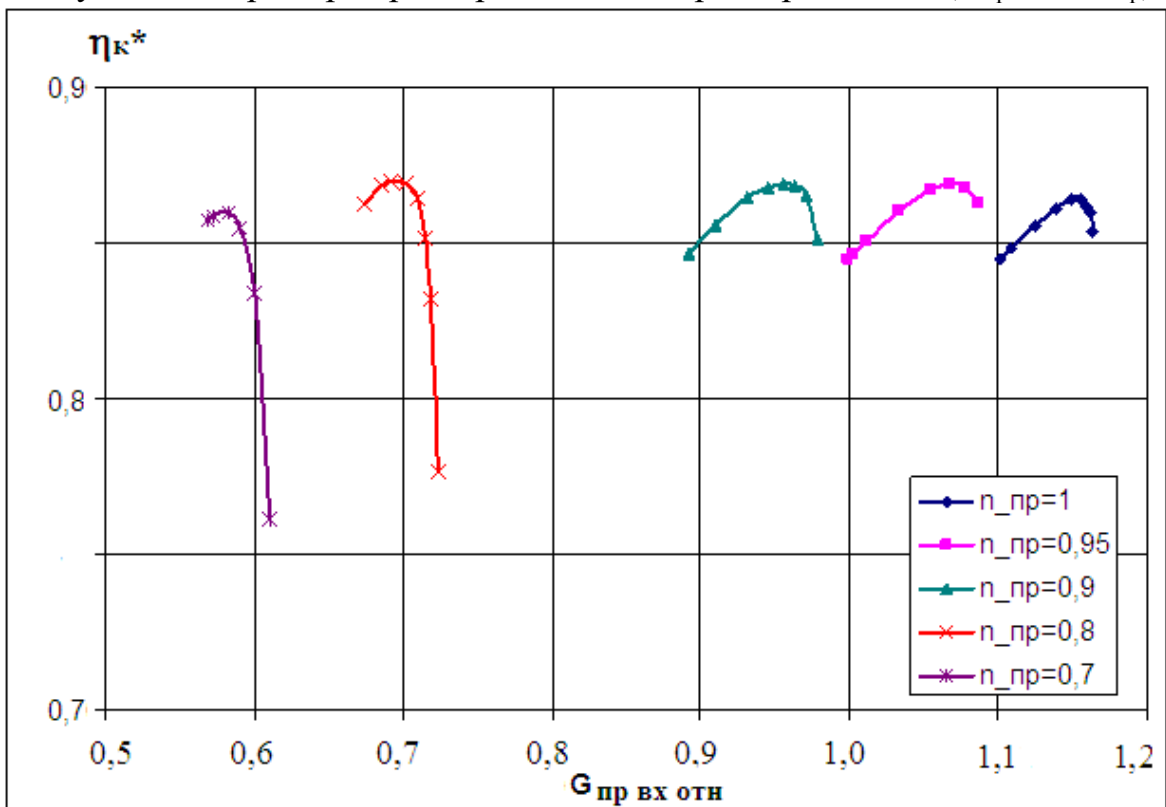


Рисунок 2 - Пример характеристики компрессора  $\eta_{к*}^* = \varphi(G_{пр вх отн}, n_{пр})$ .

Для использования в математической модели двигателя (ММД) характеристика компрессора в виде  $\pi_k^* = f(G_{\text{пр\_вх}}, n_{\text{пр}})$  и  $\eta_k^* = \varphi(G_{\text{пр\_вх}}, n_{\text{пр}})$  на практике задается либо в аппроксимированном виде [12, 13, 14], либо в табличной форме [7, 15, 16, 17].

При задании характеристики компрессора в аппроксимированном виде необходимо до начала проведения расчетов самого двигателя провести предварительную работу по обработке имеющейся характеристики, полученной, например, расчетным путем или в результате автономных испытаний компрессора.

Эта работа включает:

- поиск и коррекцию «выпавших» экспериментальных точек;
- выбор аппроксимирующих функций, близких по протеканию к форме напорных веток  $\pi_k^* = f(G_{\text{пр\_вх}}, n_{\text{пр}})$  и веток КПД  $\eta_k^* = \varphi(G_{\text{пр\_вх}}, n_{\text{пр}})$ ;
- подбор коэффициентов аппроксимирующих функций из условия максимального соответствия полученной зависимости имеющейся экспериментальной или расчетной характеристике;
- формирование результирующего файла, содержащего коэффициенты аппроксимации, который впоследствии при расчете двигателя будет использоваться как файл исходной информации.

Здесь необходимо отметить, что перечисленные выше действия в настоящее время в значительной степени автоматизированы (что в определенной степени упрощает этот процесс), достаточно распространены на практике и описаны в целом ряде работ [12, 13, 14]. Однако следует иметь в виду и ряд недостатков такого подхода к заданию характеристик компрессора в ММД. Так, например, полное



отсутствие наглядности полученного результата, так как результирующий файл содержит набор коэффициентов аппроксимации, значения которых не имеют физического смысла. Кроме этого, даже для самой минимальной коррекции характеристики компрессора (например, добавления и/или исключения одной или нескольких точек) необходимо полностью повторить весь процесс обработки характеристики заново, что, безусловно, усложняет (как минимум, удлиняет по времени) процесс расчета параметров и характеристик газотурбинного двигателя. Так же, следует отметить, что практически во всех случаях имеющиеся экспериментальные данные приходится в процессе аппроксимации творчески корректировать для обеспечения лучшей сходимости процесса определения коэффициентов аппроксимации и получения новых характеристик, соответствующих исходным с большей точностью.

Второй способ заключается в задании характеристики компрессора в табличной форме - в виде последовательности значений степени повышения давления  $\pi_k^*$ , приведенных значений расхода воздуха на входе  $G_{пр\_вх}$  и коэффициента полезного действия  $\eta_k^*$  для каждого значения приведенной частоты вращения компрессора  $n_{пр}$  [15]. При этом в самой ММД предполагается наличие процедуры обработки введенных табличных значений с помощью методов интерполяции и экстраполяции для получения конкретных значений параметров компрессора в каждой его рабочей точке для всего диапазона эксплуатационных режимов работы двигателя.

Пример такого задания характеристики в относительном виде представлен на рисунке 3.

	Количество веток по $n_{пр}$							
	8	9	Количество точек на каждой ветке по $n_{пр}$					
$n_{пр\ отн}$	0.6	0.7	0.75	0.8	0.85	0.9	0.95	1.0
$\pi_{к\ отн}^*$	0.1714	0.2051	0.2214	0.2477	0.2692	0.3008	0.3322	0.3574
	0.1713	0.2022	0.2211	0.2448	0.2687	0.2978	0.3320	0.3569
	0.1709	0.2020	0.2191	0.2444	0.2684	0.2978	0.3313	0.3486
	0.1693	0.1995	0.2160	0.2397	0.2662	0.2945	0.3279	0.3366
	0.1656	0.1941	0.2125	0.2385	0.2637	0.2919	0.3224	0.3232
	0.1636	0.1886	0.2076	0.2355	0.2624	0.2797	0.3168	0.3155
	0.1624	0.1811	0.2025	0.2292	0.2542	0.2760	0.3109	0.3042
	0.1511	0.1768	0.1978	0.2168	0.2446	0.2600	0.3036	0.2903
	0.1436	0.1638	0.1827	0.2007	0.2240	0.2471	0.2380	0.2468
	$G_{пр\ вх\ отн}$	0.2960	0.3725	0.4459	0.4776	0.5725	0.6048	0.6727
0.3020		0.3904	0.4646	0.5122	0.5750	0.6543	0.6768	0.7592
0.3104		0.4102	0.4818	0.5282	0.5970	0.6750	0.7109	0.7722
0.3307		0.4361	0.4984	0.5487	0.6102	0.6903	0.7350	0.7730
0.3550		0.4577	0.5111	0.5602	0.6212	0.7000	0.7470	0.7730
0.3632		0.4728	0.5202	0.5694	0.6301	0.7034	0.7475	0.7730
0.3700		0.4863	0.5328	0.5837	0.6430	0.7055	0.7480	0.7730
0.3965		0.4887	0.5377	0.5948	0.6491	0.7092	0.7490	0.7730
0.4060		0.4946	0.5436	0.5987	0.6529	0.7098	0.7500	0.7730
$\eta_{к}^*$		0.725	0.735	0.743	0.751	0.777	0.784	0.799
	0.729	0.735	0.783	0.774	0.788	0.804	0.800	0.812
	0.748	0.781	0.805	0.801	0.817	0.845	0.825	0.837
	0.780	0.812	0.827	0.823	0.840	0.850	0.856	0.836
	0.815	0.835	0.849	0.837	0.847	0.861	0.861	0.833
	0.830	0.855	0.858	0.849	0.861	0.864	0.873	0.831
	0.843	0.844	0.855	0.857	0.866	0.863	0.868	0.817
	0.826	0.832	0.851	0.844	0.862	0.852	0.860	0.801
	0.802	0.779	0.806	0.816	0.842	0.841	0.775	0.732

Рисунок 3 - Пример задания характеристики компрессора в табличном виде

Такой способ задания характеристик помимо своей наглядности (файл исходных данных содержит непосредственно значения параметров компрессора) также позволяет при необходимости откорректировать одно или несколько значений того или иного параметра прямо в файле исходных данных, что в значительной степени упрощает процесс проведения расчета параметров и характеристик авиационного двигателя.

Кроме отмеченного выше, задание в ММД характеристик компрессора в классическом виде  $\pi_{к}^* = f(G_{пр\_вх}, n_{пр})$  и  $\eta_{к}^* = \varphi(G_{пр\_вх}, n_{пр})$  как в аппроксимированном, так и в табличном представлении имеет ряд особенностей, которые связаны в первую очередь с формой напорных веток  $\pi_{к}^* = f(G_{пр\_вх}, n_{пр})$ , имеющих вертикальные

и горизонтальные участки, а также с немонотонностью веток кпд  $\eta_{к}^* = \varphi(G_{пр\_вых}, n_{пр})$ , имеющих участки возрастания и убывания. Аппроксимация таких сложных функций может представлять определенные трудности.

Следует отметить, что использование стандартного математического подхода в виде изменения системы координат для линеаризации напорных веток, например, применяемых для показательных функций [18], в данном случае еще больше усложняет алгоритм обработки, так как при этом каждая напорная ветка будет аппроксимироваться различными функциями.

В связи с вышеизложенным для решения стоящих проблем в данной работе предлагается формировать характеристики компрессора в ММД в следующем виде

$$\pi_{к}^* = f(G_{пр\_вых}, n_{пр})$$

$$\overline{\Delta T}_{к}^* = \varphi(G_{пр\_вых}, n_{пр})$$

где  $G_{пр\_вых}$  - расход воздуха, входящего в компрессор, приведенный по параметрам на выходе из компрессора:

$$G_{пр\_вых} = G_{пр\_вх} \sqrt{\frac{T_{вых}^*}{T_{вх}^*} \frac{p_{вх}^*}{p_{вых}^*}},$$

$\overline{\Delta T}_{к}^*$  - относительное повышение полной температуры воздуха в компрессоре:

$$\overline{\Delta T}_{к}^* = \frac{T_{вых}^* - T_{вх}^*}{T_{вх}^*}.$$

На рисунках 4-7 для примера показана в относительном виде характеристика одного и того же компрессора в предлагаемом представлении и для сравнения в классическом виде.

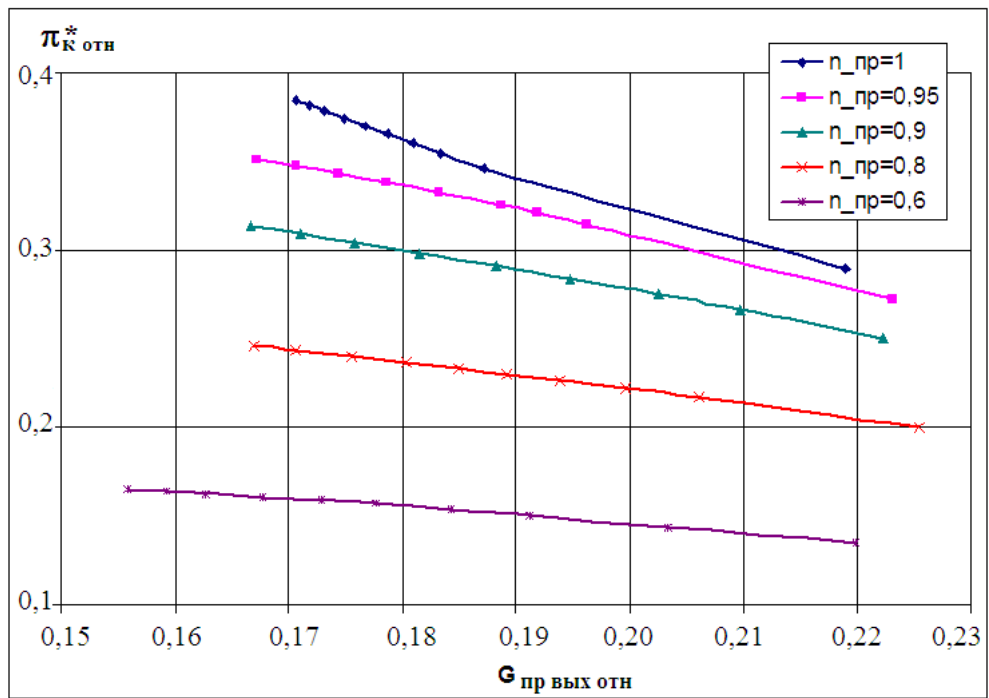


Рисунок 4 - Пример характеристики компрессора  $\pi_{к отн}^* = f(G_{пр вх отн}, \eta_{пр})$  в предлагаемом виде

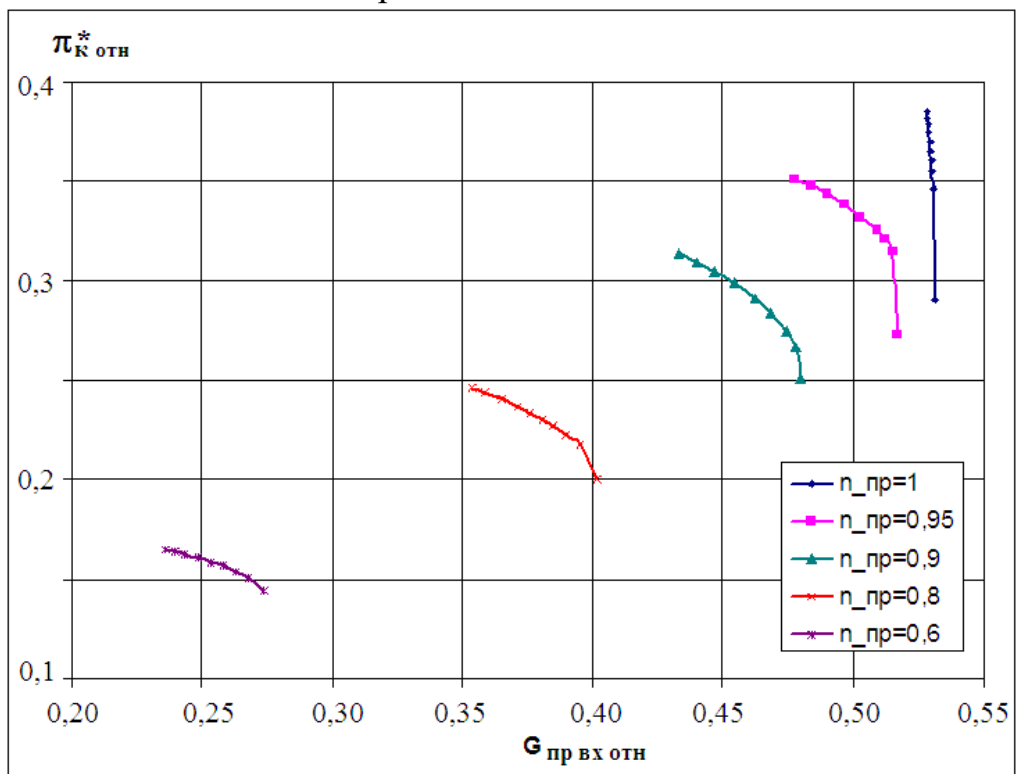


Рисунок 5 - Пример характеристики компрессора  $\pi_{к отн}^* = f(G_{пр вх отн}, \eta_{пр})$  в классическом представлении

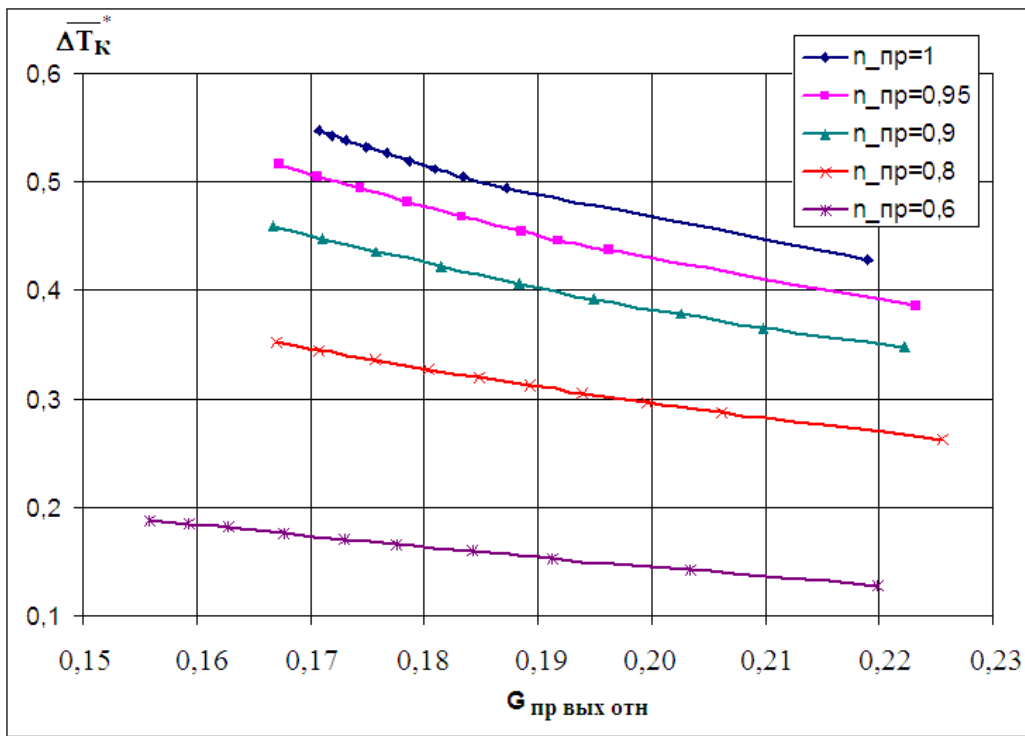


Рисунок 6 - Пример характеристики компрессора  $\overline{\Delta T_K}^* = \varphi(G_{\text{пр вых отн}}, n_{\text{пр}})$  в предлагаемом виде

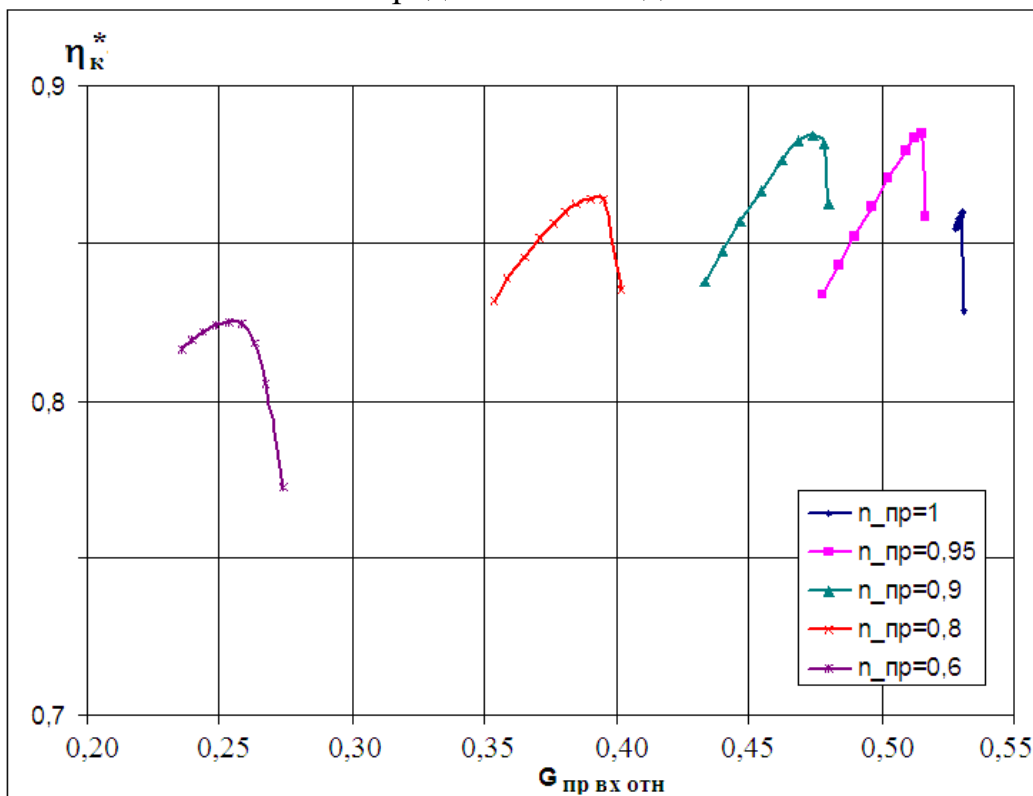


Рисунок 7 - Пример характеристики компрессора  $\eta_K^* = \varphi(G_{\text{пр вх отн}}, n_{\text{пр}})$  в классическом представлении

Как видно из представленных рисунков (рис. 4 и 6), напорные ветки  $\pi_K^* = f(G_{\text{пр вых}})$  и линии  $\overline{\Delta T_K}^* = \varphi(G_{\text{пр вых}})$  при  $n_{\text{пр}} = \text{const}$  для характеристики компрессора

во вновь предлагаемой форме представляют собой гладкие монотонные зависимости, близкие по протеканию к прямым линиям. По сравнению со сложными кривыми  $\pi_k^* = f(G_{пр\_вх})$  и  $\eta_k^* = \varphi(G_{пр\_вх})$  (рис. 5 и 7) для классического представления характеристики компрессора эти зависимости гораздо проще аппроксимировать и/или экстраполировать при использовании их в ММД.

Следует отметить, что значения полной температуры  $T_{вых}^*$  и давления  $p_{вых}^*$  на выходе из компрессора, необходимые для перестроения характеристики компрессора, представленной в классическом виде  $\pi_k^* = f(G_{пр\_вх}, n_{пр})$  и  $\eta_k^* = \varphi(G_{пр\_вх}, n_{пр})$ , определяются следующим образом:

- определяется адиабатическая полная температура на выходе из компрессора по термодинамической функции  $TRi$  [11] в зависимости от степени повышения полного давления и температуры на входе  $T_{вх}^*$ :

$$T_{ад\ вых}^* = TRi(\pi_k^*, T_{вх}^*).$$

- находится адиабатическая удельная работа компрессора по термодинамической функции  $Di$  [11] в зависимости от полной температуры  $T_{вх}^*$  и  $T_{ад\ вых}^*$ :

$$L_{К\ ад} = Di(T_{вх}^*, T_{ад\ вых}^*).$$

- определяется удельная работа компрессора по параметру  $L_{К\ ад}$  и коэффициенту полезного действия  $\eta_k^*$ :

$$L_K = L_{К\ ад} / \eta_k^*.$$

- тогда полная температура на выходе из компрессора по термодинамической функции  $Ti$  [11], в зависимости от удельной работы компрессора  $L_K$  и полной температуры на входе  $T_{вх}^*$ :

$$T_{вых}^* = Ti(L_K, T_{вх}^*).$$

- полное давление на выходе из компрессора:

$$p_{\text{вых}}^* = p_{\text{вх}}^* \pi_{\text{к}}^*$$

### Расчет параметров компрессора

Использование характеристики компрессора в предлагаемом виде:

$$\pi_{\text{к}}^* = f(G_{\text{пр\_вых}}, n_{\text{пр}})$$

$$\overline{\Delta T}_{\text{к}}^* = \varphi(G_{\text{пр\_вых}}, n_{\text{пр}})$$

позволяет упростить не только задание этого узла в ММД, но и вычисление параметров каскада компрессора, а также параметров рабочего тела на выходе из этого узла.

Будем считать, что термодинамические параметры воздуха (полная температура  $T_{\text{вх}}^*$ , давление  $p_{\text{вх}}^*$ , энтальпия  $i_{\text{вх}}^*$ ) на входе в компрессор известны из расчета узла двигателя, расположенного выше по проточному тракту (воздухозаборника, вентилятора или др.).

В качестве параметров, определяющих положение рабочей точки на характеристике компрессора, примем приведенные значения частоты вращения  $n_{\text{пр}}$  и расхода воздуха  $G_{\text{пр\_вых}}$  (эти параметры должны быть включены в систему независимых переменных ММД [1, 19, 20]).

Расчет проводится в следующей последовательности:

- по характеристике компрессора исходя из известных значений  $n_{\text{пр}}$  и  $G_{\text{пр\_вых}}$  определяются степень повышения давления в компрессоре

$$\pi_{\text{к}}^* = f(G_{\text{пр\_вых}}, n_{\text{пр}}),$$

и относительное повышение температуры воздуха

$$\overline{\Delta T}_{\text{к}}^* = \varphi(G_{\text{пр\_вых}}, n_{\text{пр}});$$

- полное давление воздуха за компрессором

$$p_{\text{ВЫХ}}^* = p_{\text{ВХ}}^* \pi_{\text{К}}^*;$$

- полная температура воздуха за компрессором

$$T_{\text{вблх}}^* = T_{\text{вх}}^* (1 + \overline{\Delta T_{\text{К}}^*});$$

- физический расход воздуха на входе в компрессор

$$G_{\text{ВХ}} = G_{\text{пр\_ВЫХ}} \frac{p_{\text{вблх}}^*}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{вблх}}^*}};$$

- приведенное значение расхода воздуха на входе в компрессор (для сведения)

$$G_{\text{ВХ\_пр}} = G_{\text{ВХ}} \frac{p_{\text{вх}}^*}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{вх}}^*}};$$

- энтальпия воздуха на выходе из компрессора

$$i_{\text{ВЫХ}}^* = I(T_{\text{ВЫХ}}^*),$$

где  $I(T)$  - термодинамическая функция определения энтальпии воздуха по известному значению его температуры [11];

- работа компрессора

$$L_{\text{К}} = i_{\text{ВЫХ}}^* - i_{\text{ВХ}}^*$$

- адиабатическая полная температура на выходе из компрессора (для сведения)

$$T_{\text{ВЫХ ад}}^* = \text{TRi}(\pi_{\text{К}}^*, T_{\text{ВХ}}^*),$$

где  $\text{TRi}(\pi, T)$  - термодинамическая функция определения полной температуры воздуха в конце адиабатического процесса по значениям степени изменения полного давления и начальной температуры [11];

- коэффициент полезного действия компрессора (для сведения)



$$\eta_{\kappa}^* = \frac{I(T_{\text{ВЫХ\_ад}}^*) - i_{\text{ВХ}}^*}{L_{\kappa}},$$

– запас газодинамической устойчивости

$$\Delta K_y = \frac{(\pi_{\kappa}^* / G_{\text{пр\_вх}})_{\text{гп}}}{\pi_{\kappa}^* / G_{\text{пр\_вх}}} - 1,$$

где отношение  $(\pi_{\kappa}^* / G_{\text{пр\_вх}})_{\text{гп}}$  соответствует граничной точке помпажа при заданном значении приведенной частоты вращения  $n_{\text{пр}}$ .

Предложенный подход к формированию характеристики компрессора в ММД позволяет учесть и расслоение напорных веток при возможном отклонении в регулировании направляющих аппаратов (НА) компрессора от заложенной в его исходную характеристику программы. В этом случае в связи с тем, что при рассматриваемом подходе напорные ветки  $\pi_{\kappa}^* = f(G_{\text{пр\_вых}}, n_{\text{пр}})$  и линии  $\overline{\Delta T_{\kappa}^*} = \varphi(G_{\text{пр\_вых}}, n_{\text{пр}})$  представляют собой монотонные функции, по форме протекания близкие к прямолинейным, приближенно влияние на них поворота НА можно представить как их параллельный перенос с одновременной коррекцией положения граничной линии помпажа.

Таким образом, предложенный подход к формированию характеристик компрессора с учетом параметров рабочего тела на выходе из компрессора позволяет сделать их представление в виде напорных веток с более монотонным протеканием (близким к линейной функции). Это, в свою очередь, существенно облегчает их аппроксимацию при использовании в математической модели авиационного ГТД.

## Список источников

1. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов. Машиностроение: энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. - М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
2. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34-43.
3. Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А. Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. № 1. С. 1-14.
4. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach // Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1997, vol. 9, no. 6, pp. 518-526. DOI: [10.1108/00022669710185977](https://doi.org/10.1108/00022669710185977)
5. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общ. ред. В.А.Скибина, В.И. Солонина. - М.: ЦИАМ, 2004. - 424 с.
6. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // Труды МАИ. 2012. № 58. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=33278>
7. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Идентификация математической модели ГТД по результатам испытаний // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=164276>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-19)

8. Тихонов Н.Т., Мусаткин Н.Ф., Матвеев В.Н. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: СГАУ. 2001. – 155 с.
9. Холщевников К.В., Емин А.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. - М.: Машиностроение, 1985. – 432 с.
10. Сосунов В.А., Чепкин В.М. Теория расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.
11. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1677-83. Двигатели авиационные газотурбинные. Метод и подпрограммы расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. 1983. URL: <http://www.1bm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340/>
12. Дружинин Л.Н., Швец Л.И. Метод аппроксимации характеристик компрессоров функциями двух переменных. - М.: Труды ЦИАМ, 1980. № 907. - 16 с.
13. Авдеев С.В., Ткаченко А.Ю. Метод аппроксимации характеристик компрессоров газотурбинных двигателей // Вестник Уфимского государственного авиационно-технологического университета. 2020. Т. 24. № 4 (90). С. 17-24.
14. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. - М.: Труды ЦИАМ, 1979. № 832. - 45 с.
15. Горюнов И.М. Метод представления характеристик компрессоров в математических моделях газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2006. № 3. С. 7-12.

16. Бакулев В.И. Представление характеристик компрессора в координатах, удобных для расчета на ЭВМ параметров ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1977. № 3. С. 114-117.
17. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Применение методов математического моделирования для определения в полете степени ухудшения характеристик узлов газотурбинного двигателя // Труды МАИ. 2022. № 123. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=165500>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-23)
18. Корн Г.А., Корн Т.М. Справочник по математике (для научных работников и инженеров). - М.: Наука, 1973. – 832 с.
19. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 2006. – 366 с.
20. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. – М.: Перо, 2018. – 309 с.

## References

1. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnye dvigateli* (Engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21. Planes and helicopters. Book 3. Aircraft engine), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
2. Lukovnikov A.V. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34-43.
3. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, no. 1, pp. 1-14.

4. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 9, no. 6, pp. 518-526. DOI: [10.1108/00022669710185977](https://doi.org/10.1108/00022669710185977)
5. Skibina V.A., Solonina V.I. *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh kompanii po sozdaniyu perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei* (Works of leading aircraft engine companies to ensure creation of advanced aviation), Moscow, TsIAM, 2004, 424 p.
6. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=33278>
7. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=164276>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-19)
8. Tikhonov N.T., Musatkin N.F., Matveev V.N. *Teoriya lopatochnykh mashin aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (The theory of blade machines aviation gas-turbine engines), Samara, SGAU, 2001, 155 p.
9. Kholshchevnikov K.V., Emin A.N., Mitrokhin V.T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* (The theory and calculation of air blade machines), Moscow, Mashinostroenie, 1985, 432 p.
10. Sosunov V.A., Chepkin V.M. *Teoriya raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (The theory calculation and designing of aero-engines and power plant), Moscow, Izd-vo MAI, 2003, 688 p.
11. Rukovodyashchii tekhnicheskii material aviatsionnoi tekhniki RTM 1677-83. *Dvigateli aviatsionnye gazoturbinnnye. Metod i podprogrammy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv* (Aviation gas-turbine engines. Method and subroutines of calculation of thermodynamic

parameters of air and products of combustion hydrocarbon fuels. A guiding technical material of aviation technique), 1983. URL:

<http://www.1bm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340/>

12. Druzhinin L.N., Shvets L.I. *Metod approksimatsii kharakteristik kompressorov funktsiyami dvukh peremennykh* (Method of approximation of characteristics of compressors functions of two variables), Moscow, Trudy TsIAM, 1980, no. 907, 16 p.

13. Avdeev S.V., Tkachenko A.Yu. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionno-tekhnologicheskogo universiteta*, 2020, vol. 24, no. 4(90), pp. 17-24.

14. Druzhinin L.N., Shvets L.I., Lanshin A.I. *Matematicheskoe modelirovanie GTD na sovremennykh EVM pri issledovanii parametrov i kharakteristik aviatsionnykh dvigatelei* (Mathematical modeling of a gas-turbine engine on modern computers at research of parameters and characteristics of aero-engines), Moscow, Trudy TsIAM, 1979, no. 832, 45 p.

15. Goryunov I.M. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2006, no. 3, pp. 7-12.

16. Bakulev V.I. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 1977, no. 3, pp. 114-117.

17. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=165500>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-23)

18. Korn G.A., Korn T.M. *Spravochnik po matematike (dlya nauchnykh rabotnikov* (Mathematical handbook), Moscow, Nauka, 1973, 832 p.

19. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei*. Vol. 1. (The theory of aero-engines. Vol. 1), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006, 366 p.

20. Kotovskii V.N., Vovk M.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsesa i kharakteristik GTD pryamoi reaktsii* (Mathematical modeling of working process and characteristics of a gas-turbine engine of direct reaction), Moscow, Pero, 2018, 309 p.

Статья поступила в редакцию 18.04.2024

Одобрена после рецензирования 25.04.2024

Принята к публикации 27.06.2024

The article was submitted on 18.04.2024; approved after reviewing on 25.04.2024; accepted for publication on 27.06.2024