

Научная статья
УДК 004.942:621.452.322
DOI: [10.34759/trd-2022-125-25](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-25)

О ЗАДАНИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРА ПРИ МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Юрий Александрович Эзрохи^{1✉}, Илья Сергеевич Кизеев²

^{1,2}Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
Москва, Россия

¹yaezrokhi@ciam.ru✉

²30105@ciam.ru

Аннотация. В статье рассмотрены особенности задания характеристик компрессора при отборе воздуха из его проточной части в математической модели газотурбинного двигателя. Показано, что распределенный отбор воздуха может привести к заметному расслоению характеристик компрессора, особенно его части, расположенной за местом отбора, что необходимо учитывать при расчете параметров и характеристик авиационных ГТД. Представлены методики обработки результатов испытаний каскада компрессора для получения его характеристик, расчета параметров отбираемого воздуха, а также потребной мощности турбины для привода рассматриваемого каскада компрессора в системе газогенератора и газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: Математическое моделирование, авиационный газотурбинный двигатель, параметры и характеристики, осевой компрессор, отбор воздуха из-за промежуточной ступени, методика расчета

Для цитирования: Эзрохи Ю.А., Кизеев И.С. О задании характеристик компрессора при математическом моделировании авиационного газотурбинного двигателя // Труды МАИ. 2022. № 125. DOI: [10.34759/trd-2022-125-25](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-25)

Original article

ASSIGNMENT OF THE COMPRESSOR PERFORMANCES AT MATHEMATICAL MODELLING OF THE AVIATION GAS TURBINE ENGINE

Yuri A. Ezrokhi¹, Ilya S. Kizeev²

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, Moscow, Russia

¹yaezrokhi@ciam.ru

²30105@ciam.ru

Abstract. Efficiency of aviation engine mathematical model (EMM) application at various stages of the engine creation substantially depends on accuracy and «physical» descriptions of working procedure in air-gas channels of the engine and its units.

As now the course of creation of the aviation gas turbine engine (GTE) and the aircraft works can depend on reliability of the engine parameters and performances estimation, increase of EMM accuracy is rather important problem. One of the most significant components of the gas turbine engine mathematical model accuracy is accuracy

of the basic engine units' performances; in particular, elements of the compression group (fans and compressors).

In article features of the assignment of compressor performance with air extraction from its air-gas channel in gas turbine engine mathematical model are considered. It is shown that the distributed air extraction can lead to appreciable compressor performances exfoliation, especially to its part located behind a place of extraction; it is necessary to consider at the aviation gas turbine engine parameters computation.

For this purpose the relative extracted air flow, and also part of the compressor work from enter to an air extraction place are defined. These parameters allow calculating the physical air flow, enthalpy and temperature of extracted air.

As show results of the numerous experiment-calculated researches, now widely used simplified technique of air compressor extracted air enthalpy definition can lead to considerable errors in GTE parameters calculation.

The main reason of wrong calculation aviation GTE parameters is discrepancy of methodical approaches to independent estimated and/or experimental definition of units' performance to how this performance is used in engine mathematical model.

That correctly to use the performance of engine units (for example, compressor cascades) in integrated engine mathematical model, it is necessary to know, how they were characterization and that is understood as value of this or that experimentally received parameters have been received.

Techniques of the compressors' cascades tests results handling for its characterization, calculation of the air extractions' parameters, and also the turbine power

for a drive of the considered compressors' cascade in core and gas turbine engine system are presented.

Keywords: the mathematical model, the aviation gas turbine engine, parameters and performances, axial compressor, air extraction from middle compressor stages, calculation method

For citation: Ezrokhi Yu.A, Kizeev I.S. Assignment of the compressor performances at mathematical modelling of the aviation gas turbine engine. *Trudy MAI*, 2022, no. 125.

DOI: [10.34759/trd-2022-125-25](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-25)

Введение

В практике определения параметров авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) в настоящее время нашли широкое применение математические модели двигателя (ММД) различного уровня сложности [1], начиная от самых простых, представляющих собой высотно-скоростную и/или дроссельную характеристику ГТД (модели нулевого уровня), до сложных осесимметричных или 3D-моделей высокого уровня, позволяющих учитывать пространственные эффекты в проточной части основных узлов двигателя, в первую очередь его лопаточных машин. При этом для каждого уровня ММД могут быть использованы различные способы задания характеристик их составных узлов (вентилятора, компрессора, камеры сгорания, турбины и других) [2, 3]. Для наиболее распространенных в настоящее время математических моделей двигателя первого уровня [4, 5] узлы двигателя описываются на уровне своих интегральных характеристик, причем сами эти

характеристики могут быть получены как расчетным, так и экспериментальным путем.

Эффективность применения ММД на различных этапах создания двигателя в значительной степени зависит от точности и «физичности» описания рабочего процесса в проточной части двигателя и его узлов. А так как в настоящее время от достоверности результатов оценки параметров и характеристик двигателя по ММД может зависеть ход работ по созданию авиационного ГТД и летательного аппарата, повышение точности ММД является весьма важной задачей. Одной из наиболее значимых составляющих точности математической модели ГТД является точность задания основных узлов двигателя, в частности, элементов тракта сжатия (вентиляторов и компрессоров).

Особенности задания характеристик компрессора.

В настоящее время применяемые в авиационных ГТД многоступенчатые осевые компрессоры обычно имеют регулируемые группы направляющих аппаратов (НА), что позволяет наилучшим образом согласовывать режимы работы отдельных ступеней при изменении режима работы всего компрессора в целом [6]. Физический смысл такого регулирования сводится к изменению углов атаки рабочих лопаток, например, при снижении приведенной частоты вращения компрессора. Поэтому в общем случае характеристика регулируемого компрессора имеет расслоение не только по приведенной частоте вращения $n_{пр}$, но и для каждой частоты вращения дополнительно и по углам установки направляющих аппаратов $\Delta\alpha_{на}$.

Однако обычно при проведении расчетных исследований уже выполненного варианта двигателя в его математическую модель закладывается характеристика

каскада компрессора с уже выбранной программой управления направляющими аппаратами, например, в функции приведенной частоты вращения $\Delta\alpha_{\text{на}}=f(n_{\text{пр}})$. На стадии же технического проектирования двигателя наличие характеристик компрессоров с расслоением напорных веток по углу установки НА позволяет облегчить и ускорить работы по уточнению законов регулирования при формировании системы автоматического управления (САУ), а на стадии параметрической доводки - по поиску возможных «недоборов» параметров в узлах. В дальнейшем этот фактор как параметр, определяющий характеристику компрессора, специально рассматриваться не будет, однако следует иметь в виду, что ко всем последующим рассуждениям и выводам параметр $\Delta\alpha_{\text{на}}$ также может относиться.

Традиционные способы задания характеристики компрессора сводятся к описанию зависимости степени повышения полного давления π^*_k и коэффициента полезного действия η^*_k от приведенных значений расхода воздуха на входе и частоты вращения его ротора (в абсолютном $n_{\text{пр}}$ или относительном $\bar{n}_{\text{пр}}$ виде) [7 - 9], то есть

$$\pi^*_k = \pi(G_{\text{пр}}, \bar{n}_{\text{пр}})$$

$$\eta^*_k = \eta(G_{\text{пр}}, \bar{n}_{\text{пр}}).$$

Однако в последнее время все в большей степени на практике находят применение газотурбинные двигатели, в которых имеет место отбор рабочего тела из проточной части компрессора, причем относительное значение расхода отбираемого воздуха (к расходу воздуха на входе) может изменяться от нескольких

процентов (отбор в систему охлаждения турбины и/или на самолетные нужды) до нескольких десятков процентов (перепуски в двигателях изменяемого рабочего процесса). В связи с тем, что отбор воздуха из промежуточной ступени компрессора может заметно изменить характер протекания его параметров [10], само относительное значение расхода отбираемого воздуха можно рассматривать как дополнительный параметр характеристики компрессора. Еще одним параметром, характеризующим работу компрессора с отбором воздуха из его проточной части, является величина удельной работы, затраченной на сжатие отобранного воздуха от входного сечения до места его отбора, которую в дальнейшем при «увязке» двигателя необходимо будет учесть в балансе мощности компрессора и турбины.

В работе [11], основываясь на предположении, что значение температуры (a , следовательно, и энтальпии) воздуха в месте отбора зависит только от соотношения температур на входе $T_{вх}^*$ и выходе из компрессора $T_{к}^*$ и не зависит от его частоты вращения, предложена упрощенная методика определения энтальпии отбираемого из проточной части компрессора воздуха, a , следовательно, и удельной работы, затраченной на его сжатие.

Однако, как показывают результаты многочисленных расчетно-экспериментальных исследований, такое допущение является весьма грубым и может привести к значительным ошибкам в расчете параметров как самого компрессора, так и газотурбинного двигателя в целом.

На рисунках 1а...1в в качестве примера представлены в относительном виде фрагменты расчетно-экспериментальной характеристики модельного трехступенчатого вентилятора, подробно рассмотренного в [10], при отборе воздуха

после первой ступени для значений приведенной частоты вращения $\bar{n}_{np}=0,6; 0,85$ и 1, соответственно.

Из анализа рисунков видно смещение напорных веток вправо при увеличении расхода отбираемого воздуха (от 5 до 15% от расхода воздуха на входе), причем с увеличением частоты вращения это смещение уменьшается от 0,8...0,9 % на каждый процент отбора (для $\bar{n}_{np}=0,6$) практически до нуля при $\bar{n}_{np}=1$. Это объясняется возможным «запиранием» первой ступени на высоких частотах вращения, которая и определяет расход воздуха через вентилятор, и ее «отпиранием» на пониженных значениях \bar{n}_{np} .

Что касается протекания относительного значения удельной работы сжатия до места отбора воздуха $L_{1ст}/L_{\Sigma}$, то видно, что это значение довольно заметно уменьшается при дросселировании вентилятора вдоль напорной ветки, причем темп этого уменьшения снижается при увеличении относительного расхода отбираемого воздуха.

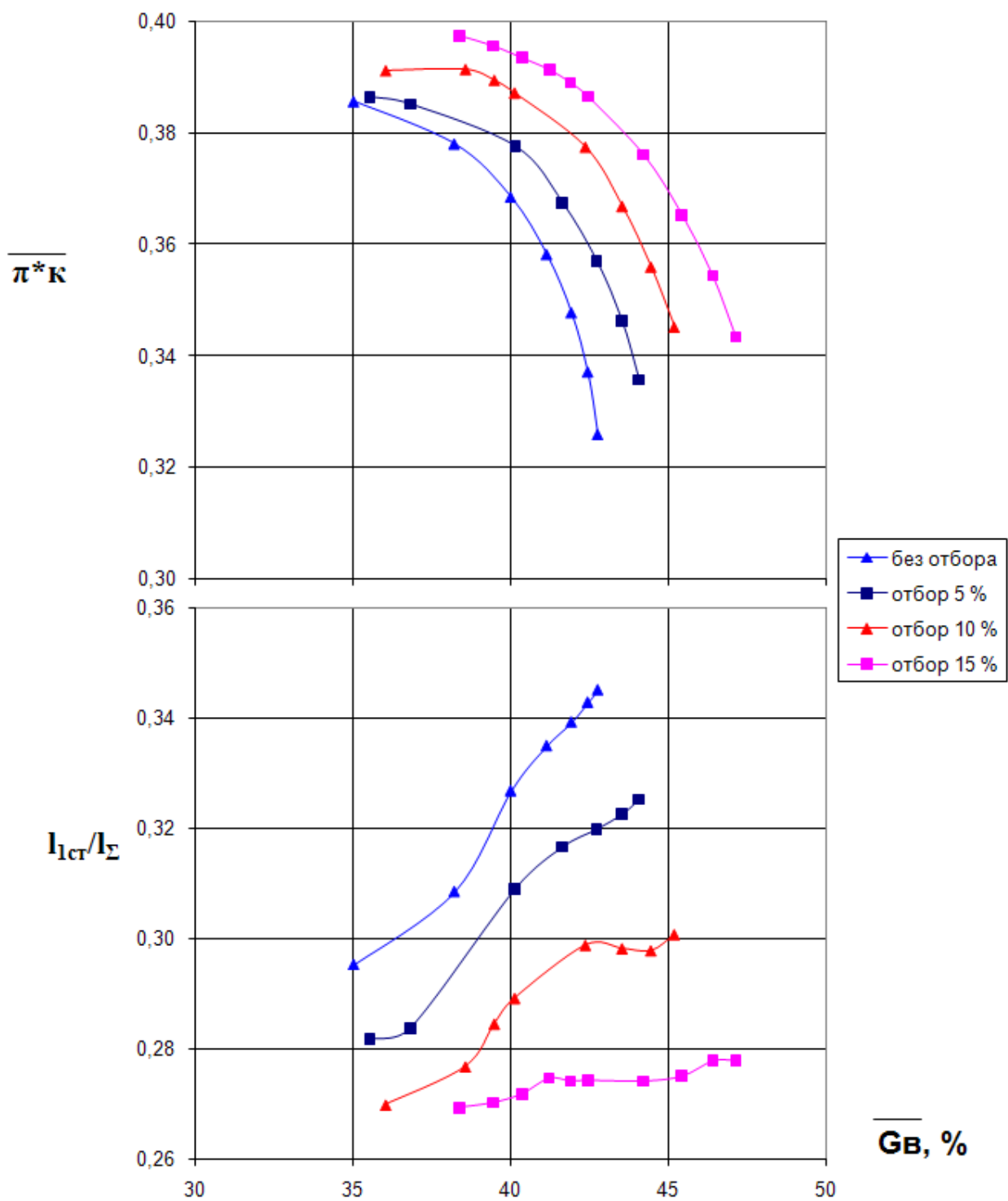


Рисунок 1а. Фрагмент характеристики модельного вентилятора при $\overline{n_{пр}}=0,6$

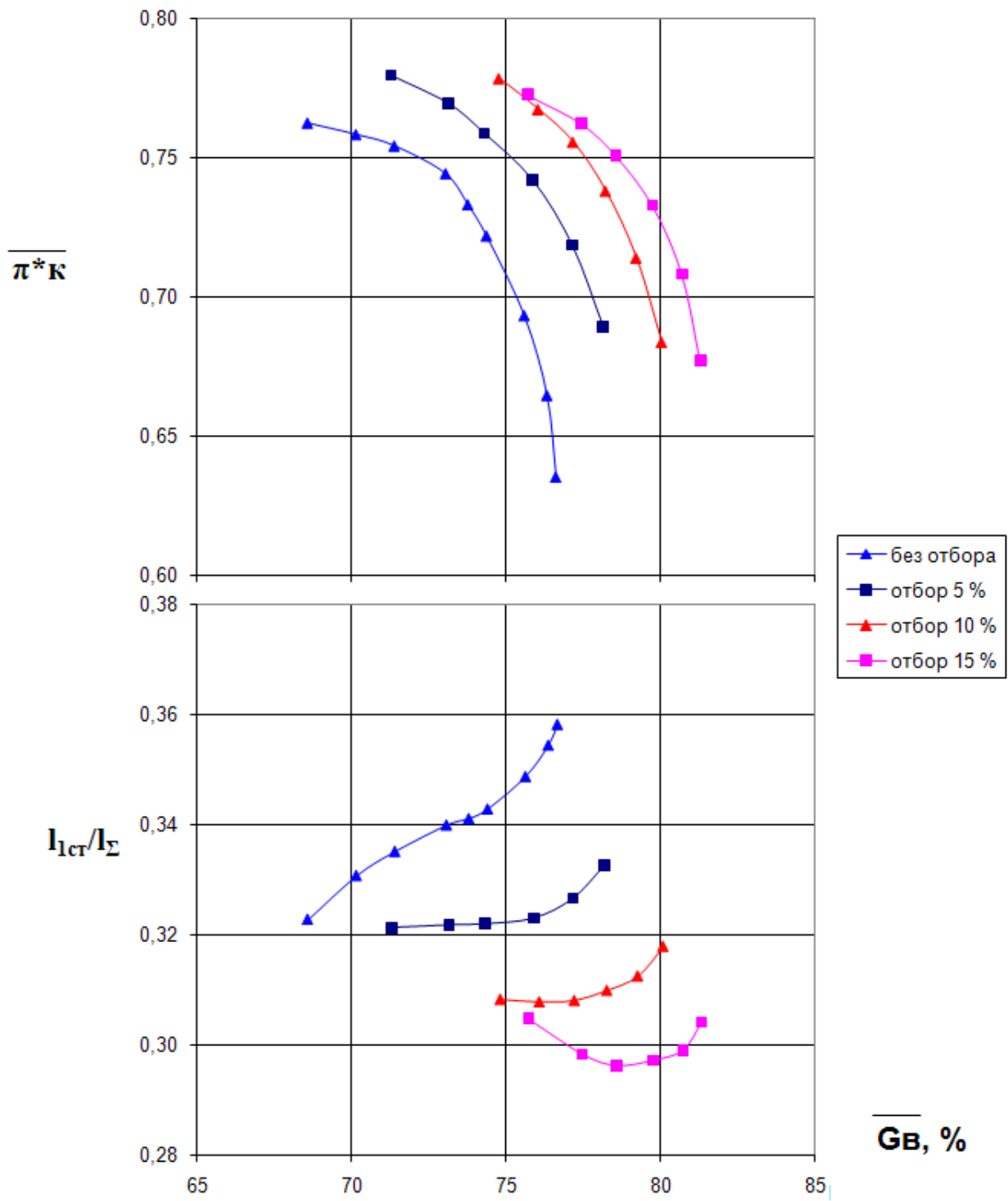


Рисунок 16. Фрагмент характеристики модельного вентилятора при $\overline{n_{np}}=0,85$

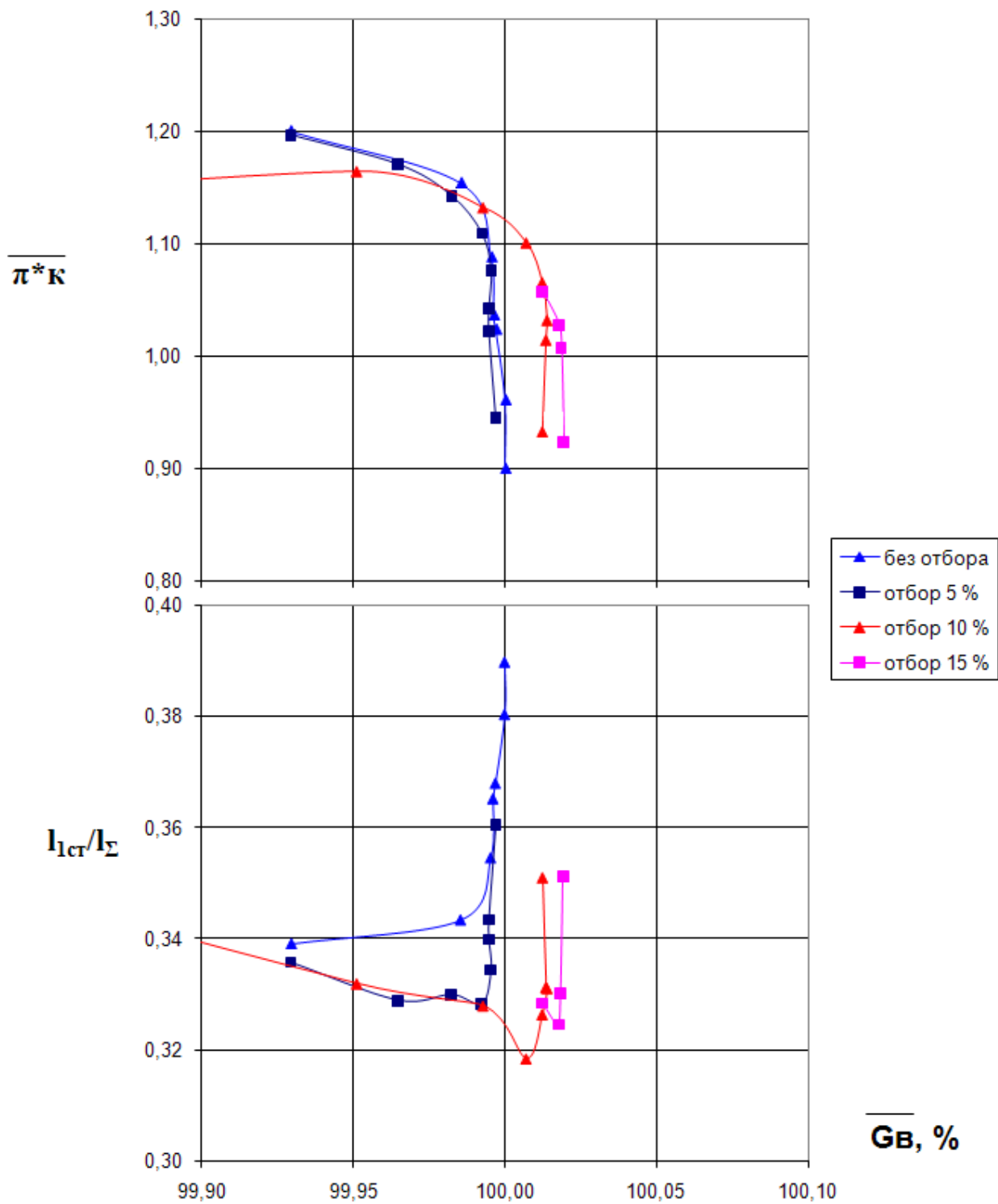


Рисунок 1в. Фрагмент характеристики модельного вентилятора при $\overline{n_{np}}=1$

Экспериментальное определение характеристики каскада компрессора.

Как показывает практика [12-14], одной из причин получения неправильных результатов расчета параметров и характеристик авиационного ГТД является несоответствие методических подходов к автономному расчетному и/или экспериментальному определению характеристик того или иного узла тому, как эта характеристика используется в ММД.

Для того, чтобы правильно использовать характеристики составных узлов (например, каскадов компрессора) в интегральной ММД, необходимо знать, как были получены эти характеристики и что понимается под значением того или иного экспериментально полученного параметра.

Для экспериментального определения характеристики каскада компрессора обычно используются специальные стенды [15], условная схема одного из которых показана на рисунке 2.

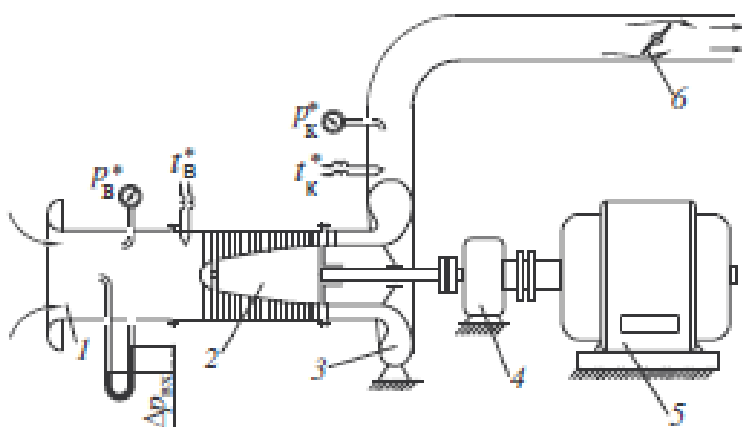


Рисунок 2. Условная схема испытательного стенда.

Испытываемый компрессор 2, на вход которого поступает воздух через специально спрофилированный коллектор 1, приводится во вращение электродвигателем 5 через мультипликатор 4. Из компрессора воздух поступает в

ресивер 4, за которым находится дроссельная заслонка 6, имитирующая сопротивление газоздушного тракта за компрессором и позволяющая изменять положение рабочей точки вдоль напорной ветки. Соответствующим изменением частоты вращения n и мощности электродвигателя, а также положением дроссельной заслонки можно экспериментально получить весь набор рабочих режимов испытуемого каскада компрессора. Стенд оснащен измерительной аппаратурой, позволяющей в процессе испытаний определять расход воздуха на входе в компрессор G_B (по известным размерам мерного участка, а также измеренному полному $p_{вх}^*$ и разности полного и статического давления на входе $\Delta p_{вх}$), давление и температуру воздуха на входе и на выходе из компрессора $p_{вх}^*$, $T_{вх}^*$, p_k^* , T_k^* , соответственно. По этим измеренным значениям параметров рабочего тела определяются и параметры компрессора, которые связаны между собой его характеристикой: приведенный расход воздуха на входе $G_{пр}$, степень повышения давления в компрессоре π_k^* , адиабатический КПД η_k^* и приведенное значение частоты вращения ротора $n_{пр}$.

Определение остальных параметров каскада компрессора осуществляется в следующем порядке:

- приведенное значение частоты вращения:

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{288,15}{T_{вх}^*}}$$

- приведенное значение расхода воздуха на входе в каскад компрессора:

$$G_{пр} = G_B \frac{101325}{p_{вх}^*} \sqrt{\frac{T_{вх}^*}{288,15}}$$

- степень повышения давления в каскаде компрессора:

$$\pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_{вх}^*}$$

- адиабатический коэффициент полезного действия (с использованием термодинамических функций определения изменения энтальпии рабочего тела по известным значениям начальной и конечной температуры I и функции определения изменения температуры в адиабатическом процессе при известных значениях изменения давления и начальной температуры $ТPI$ [16]) как отношение адиабатической работы $L_{ад}$ к ее физическому значению L :

$$L_{ад} = I(TPI(\pi_k^*, T_{вх}^*), T_{вх}^*)$$

$$L = I(T_k^*, T_{вх}^*)$$

$$\eta_k^* = \frac{L_{ад}}{L} .$$

В случае испытания каскада компрессора с отбором воздуха из его проточного тракта дополнительно устанавливается измерительная аппаратура для определения расхода отбираемого воздуха $G_{отб}$ и его температуры $T_{отб}^*$. Эти параметры позволяют определить:

- относительное значение расхода отбираемого воздуха:

$$\delta G_{отб} = \frac{G_{отб}}{G_v}$$

– с помощью функции I [16] относительное значение подогрева отбираемого воздуха $\overline{\Delta i}_{отб}^*$:

$$\overline{\Delta i}_{отб}^* = \frac{I(T_{отб}^*, T_{вх}^*)}{L}.$$

В дальнейшем все определенные вышеуказанным способом параметры представляются в виде характеристики каскада компрессора как

$$\eta_k^* = \eta (G_{пр}, \overline{n}_{np}, \delta G_{отб})$$

$$\pi_k^* = \pi (G_{пр}, \overline{n}_{np}, \delta G_{отб})$$

$$\overline{\Delta i}_{отб}^* = \Delta i (G_{пр}, \overline{n}_{np}, \delta G_{отб}),$$

где \overline{n}_{np} - отношение приведенной частоты вращения к ее значению на расчетном режиме компрессора.

Расчет параметров каскада компрессора с использованием его характеристики.

Как показала практика математического моделирования газотурбинных двигателей, использование в ММД характеристик каскада компрессора в традиционном виде [6, 7]

$$\pi_k^* = \pi (G_{пр}, \overline{n}_{np})$$

$$\eta_k^* = \eta (G_{пр}, \overline{n}_{np})$$

не всегда представляется возможным вследствие неоднозначности взаимозависимости степени повышения давления π_k^* и приведенного расхода воздуха $G_{пр}$ для вертикальных (при высоких значениях \overline{n}_{np}) и/или горизонтальных

(при низких значениях \bar{n}_{np}) напорных веток. Это обстоятельство делает крайне затруднительным нахождение положения рабочей точки на характеристике компрессора в процессе «увязки» узлов в системе газогенератора и двигателя. Для устранения этого недостатка в ММД принимаются различные способы задания характеристик всех каскадов компрессора [17 - 20], обеспечивающих однозначную связь между его параметрами.

Традиционное представление характеристики компрессора как зависимости адиабатического коэффициента полезного действия η^* и степени повышения полного давления π^* , а также для компрессора с отбором воздуха из проточного тракта - относительного подогрева воздуха до места отбора $\bar{\Delta i}_{отб}^*$ от приведенных значений расхода воздуха на входе $G_{пр}$ и относительной частоты вращения \bar{n}_{np} (а для компрессора с отбором воздуха из проточного тракта - еще и относительного значения расхода отбираемого воздуха $\delta G_{отб}$), то есть

$$\eta_k^* = \eta (G_{пр}, \bar{n}_{np}, \delta G_{отб})$$

$$\pi_k^* = \pi (G_{пр}, \bar{n}_{np}, \delta G_{отб})$$

$$\bar{\Delta i}_{отб}^* = \Delta i (G_{пр}, \bar{n}_{np}, \delta G_{отб}),$$

заданных в табличном виде, аппроксимируется полиномами разных степеней. В перспективе было бы более целесообразным в ММД получать представление характеристик компрессоров в виде многомерного поля, объединяющего все параметры каскада по общим законам плавности и неразрывности производных. Это

позволило бы получать в ММД параметры компрессора в промежуточных точках без использования аппроксимации или интерполяции.

При использовании отмеченных выше современных подходов к представлению характеристик компрессоров расчет параметров рабочего тела, совершаемой работы и потребной мощности компрессора с отбором рабочего тела из-за промежуточной ступени следует проводить в следующей последовательности:

- по значению полного давления на входе $p_{вх}^*$ и степени повышения давления π_k^* определяется давление за каскадом компрессора:

$$p_k^* = p_{вх}^* \cdot \pi_k^*$$

- по значениям температуры на входе $T_{вх}^*$, степени повышения давления π_k^* и кпд компрессора η_k^* с использованием специальных термодинамических функций ТРІ, упомянутой выше, и функции определения изменения температуры рабочего тела по известному значению изменения его энтальпии ТІ [16] определяется удельная работа и температура за компрессором:

$$L_k = \text{ТРІ}(T_{вх}^*, \pi_k^*) \cdot \eta_k^*$$

$$T_k^* = \text{ТІ}(T_{вх}^*, l)$$

- по значениям давления и температуры, а также приведенного значения расхода воздуха $G_{пр}$ на входе в компрессор определяется физический расход воздуха:

$$G_B = G_{пр} \frac{P_{вх}^*}{101325} \sqrt{\frac{288,15}{T_{вх}^*}}$$

- по значению энтальпии воздуха на входе i_{ex}^* , относительного подогрева воздуха до места отбора $\overline{\Delta i_{отб}^*}$ и удельной работы компрессора определяется удельная работа части компрессора до места отбора и энтальпия отбираемого воздуха $i_{отб}^*$:

$$L_{отб} = \overline{\Delta i_{отб}^*} \cdot L$$

$$i_{отб}^* = i_{ex}^* + L_{отб}$$

- по относительному значению расхода отбираемого воздуха $\delta G_{отб}$ и расходу воздуха на входе определяется расход отбираемого воздуха и воздуха на выходе из компрессора (после отбора):

$$G_{отб} = \delta G_{отб} \cdot G_B$$

$$G_{вых} = G_B (1 - \delta G_{отб})$$

- определяется потребная мощность компрессора:

$$N = G_{вых} L_K + G_{отб} L_{отб}$$

Описанная выше методика представления характеристики каскада компрессора по результатам его испытания (на автономном стенде или на двигательном стенде в составе газогенератора или двигателя), а также последующего ее использования в математической модели двигателя является в достаточной степени универсальной и может применяться при расчетном исследовании газотурбинных двигателей различных схем.

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. Kurzke J. About Simplifications in Gas Turbine Performance Calculation // ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada), pp. 493-501. DOI: [10.1115/GT2007-27620](https://doi.org/10.1115/GT2007-27620)
3. Visser W. Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance: The development of the gas turbine simulation program GSP. PhD thesis. Technische Universiteit Delft, 2014. DOI: [10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbf30cf63](https://doi.org/10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbf30cf63)
4. Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А. Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. № 1. С. 1-14. DOI: [10.24108/rdopt.0117.0000059](https://doi.org/10.24108/rdopt.0117.0000059)
5. 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>
6. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1987. - 568 с.
7. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. - М.: Машиностроение, 1986. - 432 с.
8. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров. - Воронеж: Научная книга, 2015. – 220 с.

9. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч.1. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. - 366 с.
10. Кизеев И.С., Кожемяко П.Г., Эзрохи Ю.А. Расчетно-экспериментальное исследование влияния отборов воздуха из промежуточной ступени компрессора на его характеристики // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100651>
11. Магадеев А.Я., Гребенюк Г.П., Гумеров Х.С. О расчете характеристик ГТД при распределенном отборе воздуха от компрессора // Труды ЦИАМ. 1979. № 839. С. 176-182.
12. Цховребов М.М., Эзрохи Ю.А., Дрыгин А.С. Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний // Авиационные двигатели и силовые установки: Сборник статей. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 153–159.
13. Вовк М.Ю., Кулалаев В.В. Критерии нормальности при обработке экспериментальных исследований параметров газотурбинных двигателей на базе методов прикладной математической статистики // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96932>
14. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Идентификация математической модели авиационного ГТД по результатам испытаний // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=164276>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-19)
15. Солохин Э.Л. Испытания воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1975. – 356 с.

16. 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/>
17. Гумеров Х.С., Гаврилов А.С., Магадеев А.Я. и др. Аппроксимация характеристик компрессора двух параметрическими полиномами и применение их в математических моделях ГТД // Труды ЦИАМ. 1979. № 839. С. 193-199.
18. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. - М.: Изд-во «Перо», 2018. -309 с.
19. Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. и др. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41518>
20. Авдеев С.В., Ткаченко А.Ю. Метод аппроксимации характеристик компрессоров газотурбинных двигателей // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2020. Т. 24. № 4(90). С. 17-24.

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. Kurzke J. About Simplifications in Gas Turbine Performance Calculation, *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air*, (14-17 May 2007, Montreal, Canada), pp. 493-501. DOI: [10.1115/GT2007-27620](https://doi.org/10.1115/GT2007-27620)
3. Visser W. *Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance: The development of the gas turbine simulation program GSP*. PhD thesis. Technische Universiteit Delft, 2014. DOI: [10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbfa30cf63](https://doi.org/10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbfa30cf63)
4. Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, no. 1, pp. 1-14. DOI: [10.24108/rdopt.0117.0000059](https://doi.org/10.24108/rdopt.0117.0000059)
5. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=33278>
6. Akimov V.M., Bakulev V.I., Kurziner R.I. et al. *Teoriya i raschet vozdushno-reaktivnykh dvigatelei* (Theory and calculation of air breathing jet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 568 p.
7. Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* (Theory and calculation of aviation impeller machines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 432 p.
8. Fedorov R.M. *Kharakteristiki osevykh kompressorov* (The axial compressors performance), Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 220 p.
9. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei. Ch.1* (Jet engines theory), Moscow, Izd-vo VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006, 366 p.
10. Kizeev I.S., Kozhemyako P.G., Ezrokhi Yu.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=100651>

11. Magadeev A.Ya., Grebenyuk G.P., Gumerov Kh.S. *Trudy TsIAM*, 1979, no. 839, pp. 176-182.
12. Tskhovrebov M.M., Ezrokhi Yu.A., Drygin A.S. *Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki: sbornik statei*. Moscow, TORUS PRESS, 2010. pp. 153–159.
13. Vovk M.Yu., KulalaeV V.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96932>
14. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=164276>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-19)
15. Solokhin E.L. *Ispytaniya vozdushno-reaktivnykh dvigatelei* (Air breathing jet engines testing), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 356 p.
16. *Rukovodyashchii tekhnicheskii material aviatsionnoi tekhniki RTM 1677-83. Dvigateli aviatsionnye gazoturbinnnye. Metod i podprogrammy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv*, 1983. URL: <http://www.1bm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340/>
17. Gumerov Kh.S., Gavrilov A.S., Magadeev A.Ya. et al. *Trudy TsIAM*, 1979, no. 839, pp. 193-199.
18. Kotovskii V.N., Vovk M.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa i kharakteristik GTD pryamoj reaktsii* (Mathematical modeling of the direct reaction GTE operation and performances), Moscow, Izd-vo «Pero», 2018, 309 p.
19. Kuz'michev V.S., Krupenich I.N., Rybakov V.N. et al. *Trudy MAI*, 2013, no. 67. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41518>
20. Avdeev S.V., Tkachenko A.Yu. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2020, vol. 24, no. 4(90), pp. 17-24.

Статья поступила в редакцию 27.06.2022

Статья после доработки 29.06.2022

Одобрена после рецензирования 10.07.2022

Принята к публикации 25.08.2022

The article was submitted on 27.06.2022; approved after reviewing on 10.07.2022;
accepted for publication on 25.08.2022