

Научная статья
УДК 621.452
DOI: 10.34759/vst-2023-1-142-155

МЕТОД РАСЧЕТА ПУСКОВЫХ И АВТОРОТАЦИОННЫХ РЕЖИМОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ПОЭЛЕМЕНТНЫХ НЕЛИНЕЙНЫХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Игорь Алексеевич Лещенко¹, Михаил Юрьевич Вовк²✉, Максим Николаевич Буров³

^{1,3} ПАО «ОДК–Сатурн»,
Рыбинск, Россия

² Филиал «ОКБ им. А. Люльки» ПАО «ОДК–УМПО»,
Москва, Россия

¹ igor.leshchenko@thermogte.ru

² mihail.vovk@okb.umpo.ru ✉

³ maxim.burov@uec-saturn.ru

Аннотация. Продемонстрирован метод расчета пусковых и авторотационных режимов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) с помощью термодинамических математических моделей. Метод основан на использовании характеристик компрессоров и турбин в преобразованной форме. Описан способ подготовки характеристик компрессоров и турбин для их использования в термодинамических расчетах. Показана работоспособность метода на примере двухвального турбореактивного двигателя при расчете статических режимов авторотации и прокрутки вала стартером, а также динамики запуска двигателя.

Ключевые слова: пусковые режимы газотурбинного двигателя, авторотация, характеристика компрессора, совместная работа узлов двигателя

Для цитирования: Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчета пусковых и авторотационных режимов газотурбинных двигателей с помощью поэлементных нелинейных математических моделей // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 142–155. DOI: 10.34759/vst-2023-1-142-155

Original article

METHOD FOR COMPUTATION OF START-UP AND WINDMILL MODES OF GAS TURBINE ENGINES USING ELEMENTS-BASED NON-LINEAR MATHEMATICAL MODELS

Igor' A. Leshchenko¹, Mikhail Yu. Vovk²✉, Maksim N. Burov³

^{1,3} PSC "UEC–Saturn",

Rybinsk, Russia

² PSC "UEC–UMPO", Subdivision "A.Lyulka's Design Bureau",

Moscow, Russia

¹ igor.leshchenko@thermogte.ru

² mihail.vovk@okb.umpo.ru ✉

³ maxim.burov@uec-saturn.ru

Abstract. The article demonstrates that the existing mathematical models for gas turbine engines (GTE) thermodynamic computing do not allow accurate simulation of the start-up and windmill operation modes. The reason lies in the impropriety of compressors and turbines characteristics, set in traditional form of their representation for these elements parameters determining under conditions close to the quiescent state when the pressure ratio is close to 1.0.

A method for calculating the start-up and windmill modes of aircraft gas turbine engines using thermodynamic mathematical models is demonstrated. The said method is based on employing the performance maps of compressors and turbines in a transformed form. The authors proposed to use the compressor torque normalized to the total inlet pressure instead of the traditional compressor efficiency. At the compressor operating modes, at which the air pressure is being increased, this parameter is unambiguously derived from the values of pressure ratio, normalized flow rate, adiabatic efficiency and normalized rotation frequency of the compressor. For this reason, the reduced torque is a criterion parameter that ensures the similarity of compressor operating modes. The similar conditions are being ensured for the characteristics of turbines, where, the torque at the turbine shaft normalized to the total pressure in the nozzle assembly throat is proposed to be used as well instead of the turbine efficiency. For the "near-zero" modes, turbines and compressor characteristics recomputed for employing normalized torque instead of efficiency, may be obtained by either extrapolation or computing using state-of-the-art 3D CFD methods.

This method operability for the steady-state modes is demonstrated on the examples of computing the windmill and motoring modes for a two-shaft turbojet engine. The article shows the possibility of a nonlinear mathematical model employing to determine maximum amount of power that can be taken from the windmilling engine shaft. It was demonstrated as well that it was preferable to swing the high-pressure rotor by the starter, since it allows obtaining noticeably greater air consumption and pressure at the combustion chamber inlet with the same delivered power.

The example of the two-shaft turbojet start-up on the ground with the starter, swinging the high-pressure rotor, as well as in the flight conditions by the wind milling without starter employing, was given for the non-steady-state operating modes.

It is noted in conclusion that the developed method application allows significantly expanding the application scope of element-by-element thermodynamic nonlinear mathematical models of gas turbine engines for solving real-life problems in the field of engine building.

Keywords: gas turbine engine start-up modes, windmill, compressor characteristic, joint work of engine sub-assemblies

For citation: Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. Method for Computation of Start-up and Windmill Modes of Gas Turbine Engines Using Elements-Based Non-Linear Mathematical Models. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 142–155. DOI: 10.34759/vst-2023-1-142-155

Введение

Термодинамические математические модели (ММ) воздушно-реактивных двигателей (ВРД) играют существенную роль при решении широкого круга задач, связанных с их проектированием, доводкой, совершенствованием и сопровождением в эксплуатации. Основанные на численном решении системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), описывающей физические условия совместной работы элементов двигателя, такие модели отличаются достаточно высокой точностью определения основных параметров ВРД при высоком быстродействии (возможность расчета 100 и более точек высотно-скоростных либо дроссельных характеристик за одну секунду на современной персональной ЭВМ). Характеристики компрессоров и турбин в поэлементных нелинейных ММ задаются, как правило, в табличном виде. Современные расчетно-экспериментальные методы позволяют получить характеристики, весьма близко соответствующие реальным свойствам лопаточной машины в системе двигателя, в достаточно широком диапазоне режимов работы. Сочетание точности и быстродействия делает поэлементные нелинейные ММ ВРД незаменимым инструментом для решения таких задач в области авиационного двигателестроения, как расчет дроссельных и высотно-скоростных характеристик, исследование динамических процессов, формирование программ управления, обработка результатов стендовых испытаний и т.д.

В современной практике актуальна потребность в расширении области применения вышеуказанных ММ для детальных исследований специальных режимов работы авиационных ГТД, таких как авторотация в полете (статический режим) и запуск на земле и в воздухе (динамический процесс). Известно, что область применения поэлементных нелинейных ММ ГТД ограничена теми режимами работы двигателя, в которых возможна устойчивая работа модели, т.е. обеспечивается корректная интерполяция характеристик элементов, а также сходимость системы уравнений. При использовании характеристик компрессоров и турбин в традиционном виде эта область режимов ограничена снизу, как правило, режимом малого газа (или несколько ниже его). Расчету более «низких» режимов двигателя препятствует то, что степень повышения давления компрессоров приближается к 1.0, а в условиях авторотации в полете этот параметр может быть даже меньше 1.0. В таких условиях использование традиционного КПД компрессора для

определения его работы становится невозможным. Для газовых турбин при близких к 1.0 значениях степени понижения давления корректное определение создаваемой (или, наоборот, потребляемой) мощности также затруднительно. В этой связи возникает необходимость в разработке альтернативных способов представления характеристик компрессоров и турбин в ММ двигателя и методов их использования.

Несмотря на широкое использование математических моделей газотурбинных двигателей, в отечественной литературе практически отсутствует информация об адаптации поэлементных нелинейных ММ и характеристик узлов двигателя для расчета пусковых и авторотационных режимов работы ВРД [1–9].

Поиск и обзор зарубежной литературы показал, что работа в данном направлении ведется уже более 10 лет [10–14]. Для обозначения интересующих нас режимов работы двигателя и представления характеристик его элементов, прежде всего компрессора, у зарубежных коллег существует даже специальный термин «sub-idle» (дословно переводится как «ниже малого газа»). Поэтому для удобства предлагается ввести свой термин «околонулевой» для обозначения рассматриваемой области режимов работы двигателя и его элементов.

Авторами данной статьи была опубликована работа [15], содержащая анализ физических явлений, происходящих в компрессоре и турбине на «околонулевых» режимах работы, а также оценку работоспособности их адаптированных характеристик в системе ММ одновального турбореактивного двигателя (ТРД). В настоящей статье область применения методов расчета «околонулевых» режимов работы, изложенных в [15], расширена на двухвальные ТРД.

Анализ областей режимов работы компрессора

Характеристики компрессоров принято представлять в виде семейства напорных веток для нескольких значений приведенной частоты вращения $n_{пр}$, где каждая напорная ветка представляет собой зависимость степени повышения давления π_k^* и адиабатного КПД η_k^* от приведенного расхода воздуха $G_{в пр}$. Рассмотрим характеристику компрессора в области малых приведенных частот вращения, представленную на рис. 1. В левой части рисунка отображена характеристика в координатах $\pi_k^*(G_{в пр})$, в правой — в координатах $\pi_k^*(L_k)$, где L_k — работа, подводимая к 1 кг рабочего тела, опре-

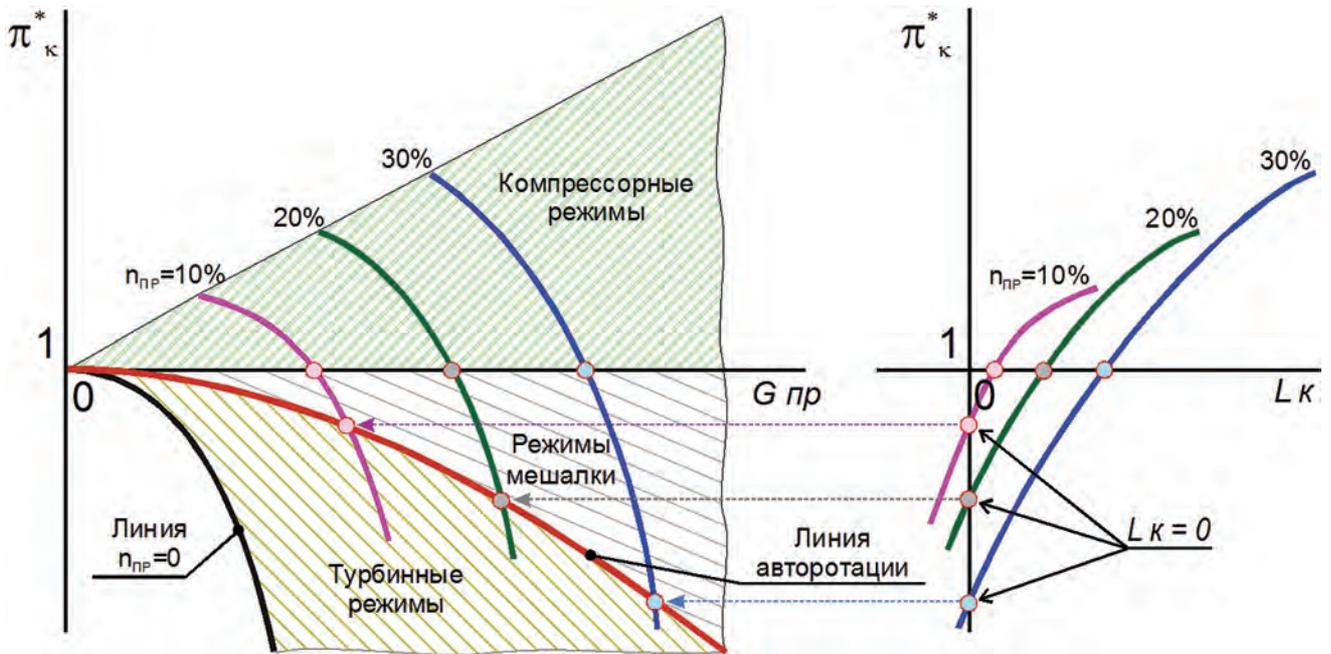


Рис. 1. Области рабочих режимов компрессора

деляемая как произведение удельной теплоемкости воздуха c_p и изменения его полной температуры $T_k^* - T_v^*$.

Для любой напорной ветви при $n_{пр} > 0$ можно выделить несколько участков с разными режимами работы компрессора. В области компрессорных режимов, при которых $\pi_k^* > 1$, давление воздуха в компрессоре повышается, и компрессор совершает над воздухом работу, повышая его температуру. Только в этой области применимы характеристики компрессора в традиционном виде $\pi_k^*(G_{в пр}^*)$ и $\pi_k^*(\eta_k^*)$.

При $\pi_k^* = 1$ компрессор не повышает давление воздуха, но для преодоления сил сопротивления он все равно потребляет энергию извне, которая в конечном счете расходуется на подогрев воздуха, т.е. $L_k > 0$. Режимы, при которых на вращение компрессора затрачивается работа, при этом давление воздуха не повышается, называют режимами мешалки. Чем больше частота вращения компрессора, тем большую энергию (работу) нужно подводить к воздуху для поддержания такого вращения. При $\pi_k^* = 1$ в формуле КПД компрессора $\eta_k^* = \frac{L_k}{L_{к Ад}^*}$ знаменатель нулевой, поэтому использование КПД в качестве характеристики для работы в составе термодинамической модели невозможно.

При снижении давления на выходе из компрессора до определенной величины работа расширения воздуха уравнивается с работой преодоления гидравлических потерь, и компрессор может вращаться без подвода энергии (работы) извне.

Такой режим работы компрессора называется авторыотацией (самовращением). С ростом частоты вращения компрессора перепад давления на нем, необходимый для поддержания самовращения, увеличивается. Отметим, что режим авторыотации изолированного компрессора не должен совпадать с режимом компрессора, работающего в системе авторыотирующего двигателя, поскольку в двигателе в балансе мощности на валу участвует также турбина.

При дальнейшем снижении давления на выходе из компрессора расширение воздуха в нем создает работу на валу, поэтому такой режим работы компрессора называют турбинным. На турбинных режимах компрессорный параметр L_k имеет отрицательное значение.

В координатах $\pi_k^*(G_{в пр}^*)$ рис. 1 область возможных режимов работы компрессора слева — снизу ограничивается линией $n_{пр} = 0$. Эта линия внешне схожа с параболой, поскольку, в сущности, представляет собой характеристику гидравлических потерь в энергоизолированном канале.

На «околонулевых» режимах рабочая точка компрессора в системе двигателя может располагаться в любой из рассмотренных выше областей поля его характеристик, поэтому для определения этой точки с помощью решения СНАУ нужно предварительно подготавливать и использовать характеристики в альтернативной форме, в которой вместо КПД компрессора, имеющего разрыв при $\pi_k^* = 1.0$, используется другой параметр, характеристика которого протекает непрерывно.

Приведенный крутящий момент для характеристики компрессора

Наиболее универсальным решением является использование характеристик компрессора, в которых вместо КПД η_k^* для определения работы и мощности применяется приведенный крутящий момент $M_{кр пр} = M_{кр} \cdot \frac{101325}{p_b^*}$. Данный параметр является критериальным, поскольку при $\pi_k^* > 1.0$ он однозначно определяется значениями других критериальных параметров $n_{пр}$, π_k^* , η_k^* и $G_{в пр}$. Универсальность $M_{кр пр}$ обусловлена удобством его интерполяции и работоспособностью при нулевой частоте вращения ротора. Рассмотрим вывод этого параметра для области $\pi_k^* > 1.0$, где КПД имеет физический смысл. Примем коэффициент адиабаты

$k = 1.4$, газовую постоянную $R = 287.05$ Дж/(кг·К), константу $\pi = 3.141593$.

Крутящий момент на валу компрессора определяется как

$$M_{кр} = \frac{N_k}{\omega}, \tag{1}$$

где $\omega = \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n = \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_{пр} \cdot \frac{\sqrt{T_b^*}}{\sqrt{288.15}}$ — угловая скорость вращения компрессора.

Мощность на валу компрессора N_k определяется выражением

$$N_k = L_k \cdot G_b = \left(\frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_b^* \cdot (\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1) / \eta_k^* \right) \times \left(G_{в пр} \cdot \frac{p_b^*}{\sqrt{T_b^*}} \cdot \frac{\sqrt{288.15}}{101325} \right). \tag{2}$$

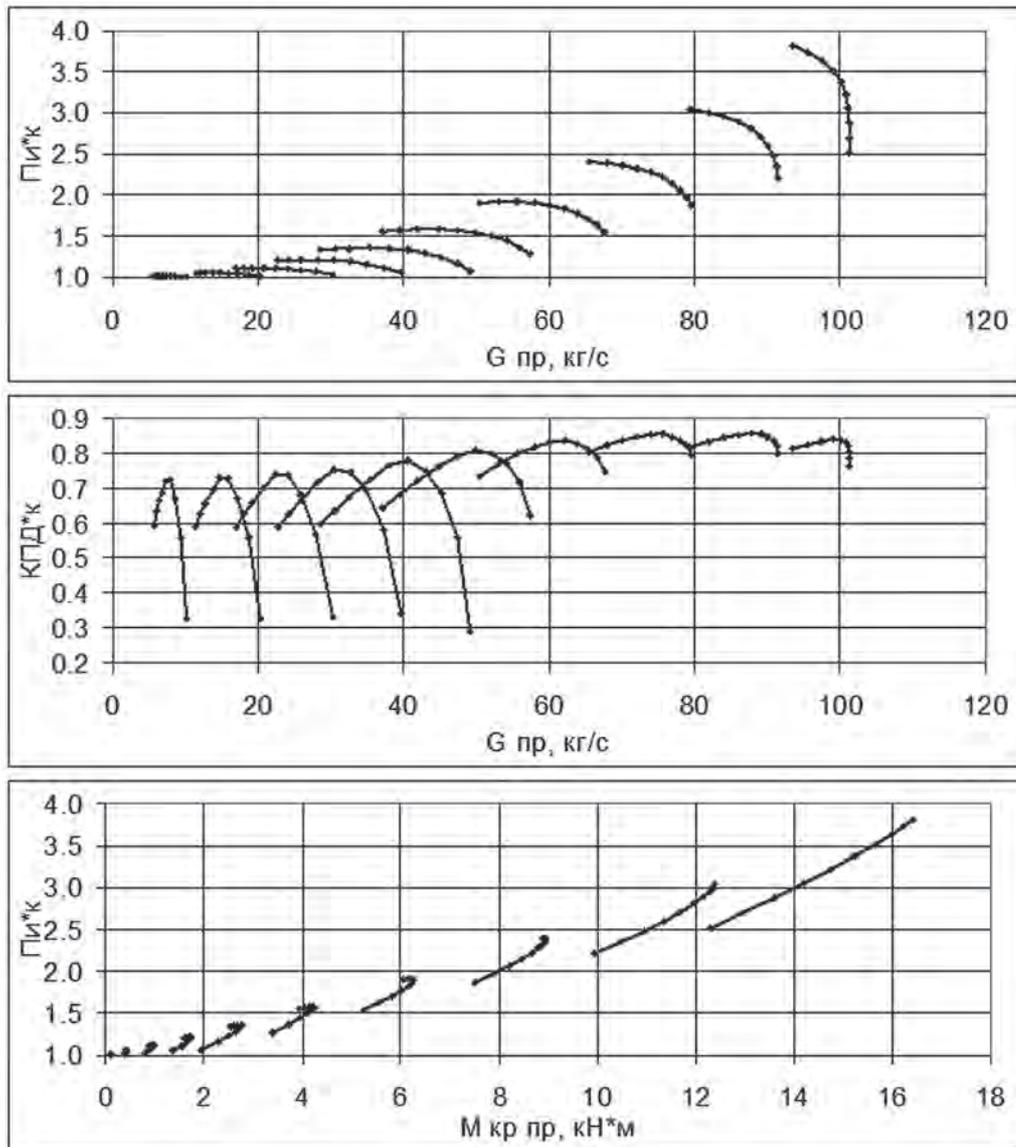


Рис. 2. Характеристика КНД гипотетического двухвального ТРД

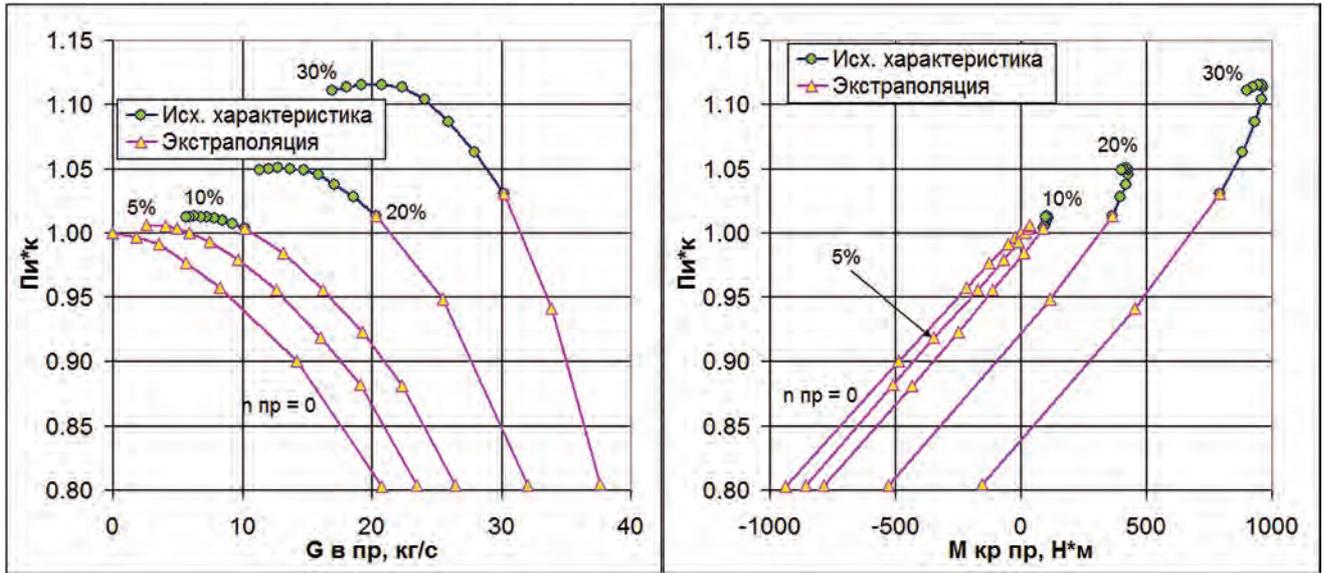


Рис. 3. Совмещенная характеристика КНД

Подставляя выражение (2) в формулу приведенного крутящего момента, после несложных преобразований получим выражение

$$M_{кр пр} = \frac{L_k}{T_b^*} \cdot \frac{G_{в пр}}{n_{пр}} \cdot \frac{288.15 \cdot 60}{2 \cdot \pi} = \frac{L_k}{T_b^*} \cdot \frac{G_{в пр}}{n_{пр}} \cdot 2751.63. \quad (3)$$

Комплекс $\frac{L_k}{T_b^*}$ в формуле (3) определяется из формулы работы компрессора, зависит только от π_k^* и η_k^* и имеет размерность удельной теплоемкости (выражается в Дж/(кг·К)):

$$\frac{L_k}{T_b^*} = \frac{1}{T_b^*} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_b^* \cdot \frac{\pi_k^{*k-1} - 1}{\eta_k^*} = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot \frac{\pi_k^{*k-1} - 1}{\eta_k^*}. \quad (4)$$

В формуле (3) $n_{пр}$ задается в оборотах в минуту (об/мин), все остальные параметры выражаются в единицах СИ: $M_{кр пр}$ в ньютон-метрах (Н·м), $G_{в пр}$ в килограммах в секунду (кг/с).

При использовании характеристики компрессора в форме $\pi_k^*(G_{в пр})$ и $\pi_k^*(M_{кр пр})$ в процедурах расчетов в ММ работа компрессора определяется выражением

$$L_k = \frac{M_{кр пр} \cdot n_{пр} \cdot T_b^*}{G_{в пр} \cdot 2751.63}. \quad (5)$$

На рис. 2 показана характеристика компрессора низкого давления (КНД) гипотетического двухвального ТРД, полученная по обобщенной методике [16, 17], в традиционной форме $\pi_k^*(G_{в пр})$

и $\eta_k^*(G_{в пр})$, а также полученная пересчетом по формуле (3) в координатах $\pi_k^*(M_{кр пр})$. Напорные ветки компрессора показаны для приведенных частот от 10 до 100% с шагом 10%.

Ценность характеристики в координатах $\pi_k^*(G_{в пр})$ и $\pi_k^*(M_{кр пр})$ состоит в том, что область ее режимов работы можно существенно расширить как с помощью экстраполяции, так и с помощью 3D CFD-расчета [18] для понятных граничных условий. На рис. 3 показано совмещение исходной и экстраполированной характеристик КНД, представленных на рис. 2, в области низкой приведенной частоты вращения. Именно такая характеристика КНД, расширенная вниз по π_k^* , закладывалась в поэлементную ММ двухвального ТРД, реализованную на платформе ПК ThermoGTE [19], для расчета «околонулевых» режимов. Аналогичный подход применялся для подготовки характеристики компрессора высокого давления (КВД).

Определение приведенного крутящего момента для характеристики турбины

Приведенный крутящий момент турбины определяется по формуле $M_{кр пр} = M_{кр} \cdot \frac{101325}{p_r^*}$.

Он также является критериальным параметром, поскольку определяется однозначно по значениям других общепринятых критериальных параметров, применяемых для построения характеристик турбин: степени понижения давления π_r^* , КПД η_r^* ,

параметра частоты вращения $\frac{n}{\sqrt{T_r^*}}$ и параметра расхода $G_z = G \cdot \frac{\sqrt{T_r^*}}{p_r^*}$.

Используя выкладки, аналогичные тем, которые использовались при расчете характеристик компрессора, получаем следующее выражение для определения $M_{кр пр}$ турбины:

$$M_{кр пр} = M_{кр} \cdot \frac{101325}{p_r^*} = \frac{L_T}{T_r^*} \cdot \frac{G_Z}{\frac{n}{\sqrt{T_r^*}}} \cdot \frac{101325}{98066.5 \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60}} = \frac{L_T}{T_r^*} \cdot \frac{G_Z}{\frac{n}{\sqrt{T_r^*}}} \cdot 9.8666. \quad (6)$$

Величина $\frac{L_T}{T_r^*}$ в формуле (6) определяется из формулы работы турбины, зависит только от π_T^* и η_T^* и имеет размерность удельной теплоемкости (выражается в Дж/(кг·К)):

$$\begin{aligned} \frac{L_T}{T_r^*} &= \frac{1}{T_r^*} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_r^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k-1}{k}}}\right) \cdot \eta_T^* = \\ &= \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k-1}{k}}}\right) \cdot \eta_T^*. \end{aligned} \quad (7)$$

Коэффициент 9.8666 в формуле (6) получен из условия, что при определении параметра G_Z давление p_r^* задается в единицах СГС (кгс/см²).

На рис. 4 показана характеристика турбины низкого давления (ТНД) рассматриваемого двухвального ТРД, полученная пересчетом исходной характеристики по формуле (6) в координатах $M_{кр пр} = f\left(\pi_T^*, \frac{n}{\sqrt{T_r^*}}\right)$, с добавлением экстраполированных точек.

При экстраполяции характеристик турбины на область «околонулевых» режимов работы важно учитывать следующие особенности:

– при нулевом параметре $\frac{n}{\sqrt{T_r^*}}$ при $\pi_T^* = 1.0$ параметр расхода G_Z и приведенный крутящий момент равны 0;

– при $\pi_T^* = 1.0$ и $\frac{n}{\sqrt{T_r^*}} > 0$ величина $M_{кр пр}$ обязательно имеет отрицательное значение, а G_Z может иметь положительное значение, что связано с тем, что вращающаяся турбина в условиях $\pi_T^* = 1.0$ фактически подводит энергию к газовому потоку и может прокачивать небольшой расход через себя.

Следует отметить, что для практических расчетов характеристики компрессоров и турбин в области «околонулевых» режимов работы следует получать не способом экстраполяции, а путем применения более достоверных расчетно-экспериментальных методов [18, 20]. В рамках настоящей работы приоритетной целью была отработка использования околонулевых характеристик в ММ двухвального ТРД, поэтому использование экстраполированных характеристик представляется приемлемым.

Особенности подготовки математической модели двигателя для расчета «околонулевых» режимов работы ГТД

С целью оценки работоспособности предложенного метода расчета «околонулевых» режимов работы ГТД с помощью программы ThermoGTE

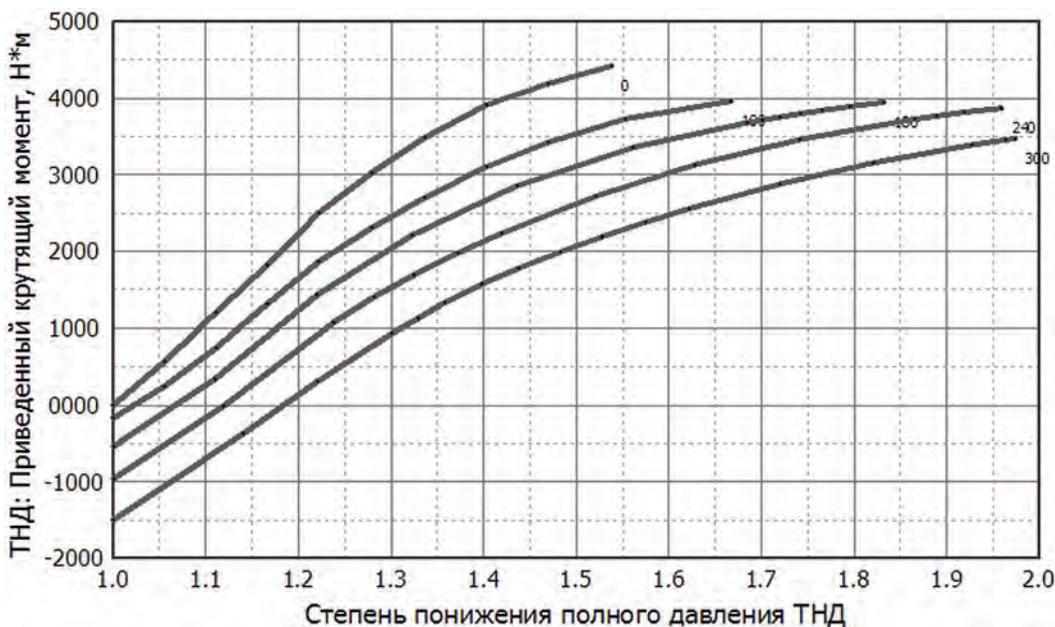


Рис. 4. Характеристика ТНД двухвального ТРД

[19] была подготовлена ММ двухвального ТРД. Характеристики компрессоров и турбин были подготовлены в соответствии с вышеизложенными подходами (характеристика КНД представлена на рис. 3, а ТНД — на рис. 4).

Кроме характеристик лопаточных машин, в обеспечении работоспособности ММ на «околонулевых» режимах важную роль играет способ задания гидравлических потерь в энергоизолированных каналах. Совершенно недопустимо использование в качестве коэффициента восстановления полного давления σ вещественной константы, меньшей 1.0. На «нулевом» режиме в условиях $M_n = 0$, когда роторы не крутятся, расход воздуха нулевой, а давление и температура во всех сечениях двигателя одинаковы и соответствуют параметрам окружающей среды, наличие в любом сечении $\sigma < 1.0$ делает модель неработоспособной по причине невозможности найти решение СНАУ. Для учета гидравлических потерь в ММ, адаптированных для «околонулевых» режимов, следует использовать такие способы определения коэффициентов восстановления полного давления σ_i , которые обеспечивают $\sigma = 1.0$ при нулевом расходе. Хорошо работает, например, известный подход определения σ с использованием коэффициента гидравлических потерь ξ :

$$\sigma = 1.0 - \xi \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \lambda^2 \cdot \varepsilon(\lambda), \tag{8}$$

где λ — приведенная скорость потока; а $\varepsilon(\lambda)$ — газодинамическая функция относительной плотности газового потока.

Оценка работоспособности метода расчета «околонулевых» режимов работы двигателя на установившихся режимах

С помощью подготовленной математической модели для установившихся режимов работы двухвального ТРД определены:

- зависимости параметров от мощности, подводимой к роторам низкого и высокого давления от стартера при нулевой скорости полета;
- скоростные характеристики при нулевом расходе топлива, с различным отбором мощности от ротора высокого давления (ВД).

На рис. 5–8 показаны результаты расчета параметров двигателя в условиях $H = 0$, $M_n = 0$, при подводе мощности от стартера как к ротору ВД, так и к ротору НД. С увеличением подводимой мощности возрастают частоты вращения обоих роторов. При этом сильнее увеличивается частота вращения того ротора, к которому подводится мощность (рис. 5).

При подводе мощности к ротору НД КВД оказывает существенное дросселирующее воздействие на КНД (рис. 6 и 7), в результате при одинаковом подводе мощности расход воздуха через двигатель, а также суммарная степень повышения его давления в КНД и КВД оказываются меньшими, чем при подводе мощности к ротору ВД. Представленный пример наглядно подтверждает, что для запуска двухвальных ТРД предпочтительнее подводить мощность к ротору ВД, как это обычно и делается на практике.

На рис. 9 показаны частоты вращения роторов на режиме авторотации в условиях полета у земли

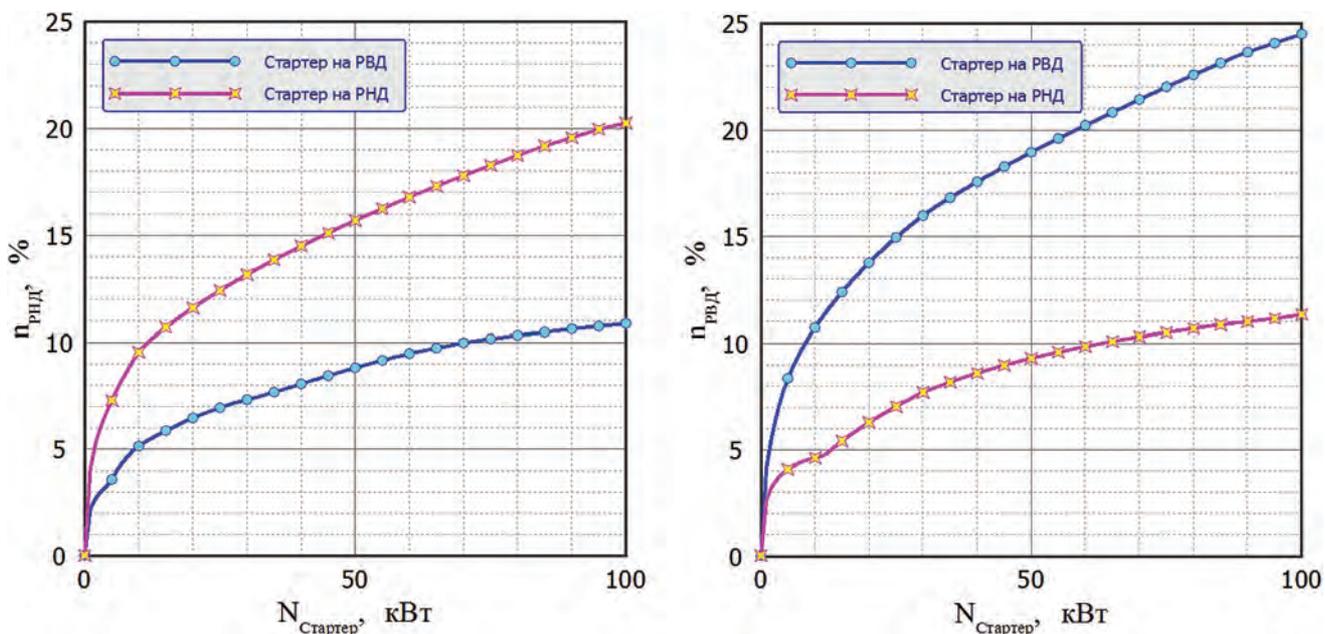


Рис. 5. Изменение частоты вращения роторов при подводе мощности от стартера

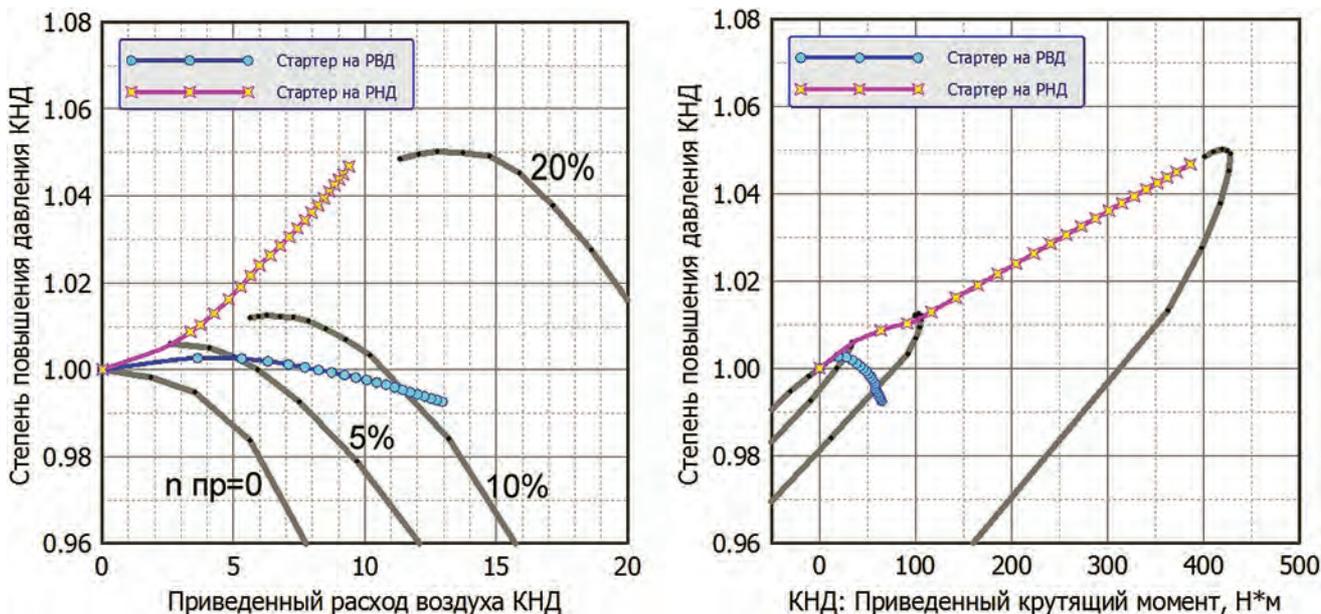


Рис. 6. Линия совместной работы узлов на характеристике КНД при подводе мощности от стартера

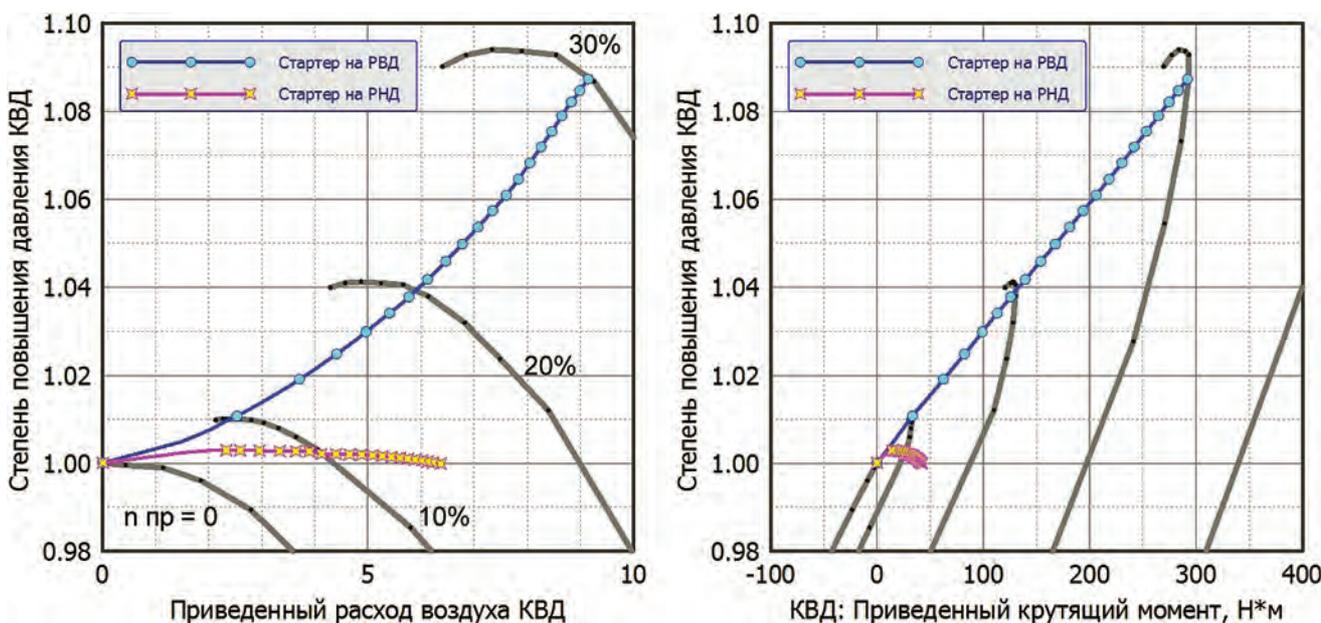


Рис. 7. Линия совместной работы узлов на характеристике КВД при подводе мощности от стартера

в МСА при разных отборах мощности от ротора ВД. Для нулевого отбора мощности ММ позволяет определить режим работы двигателя (или, другими словами, найти условия совместной работы его элементов) для любой скорости полета, вплоть до нулевой. При наличии отбора мощности область работоспособности ММ ограничивается слева по числу М полета по той причине, что не существует решения, при котором выполняются условия совместной работы при отборе заданной мощности от ротора ВД. Мощность, как известно, равна произведению крутящего момента на угловую скорость

вращения. При определенном снижении числа М из-за снижения частоты вращения ротора ВД препятствующий вращению крутящий момент, обеспечивающий отбор мощности, возрастает настолько, что область существования решений СНАУ вырождается.

Следует отметить, что возможность расчетным путем определить максимальное значение мощности, допустимое для отбора от авторотирующего двигателя, а также влияние указанного отбора на реализуемость запуска двигателя в воздухе в практике может играть важную роль.

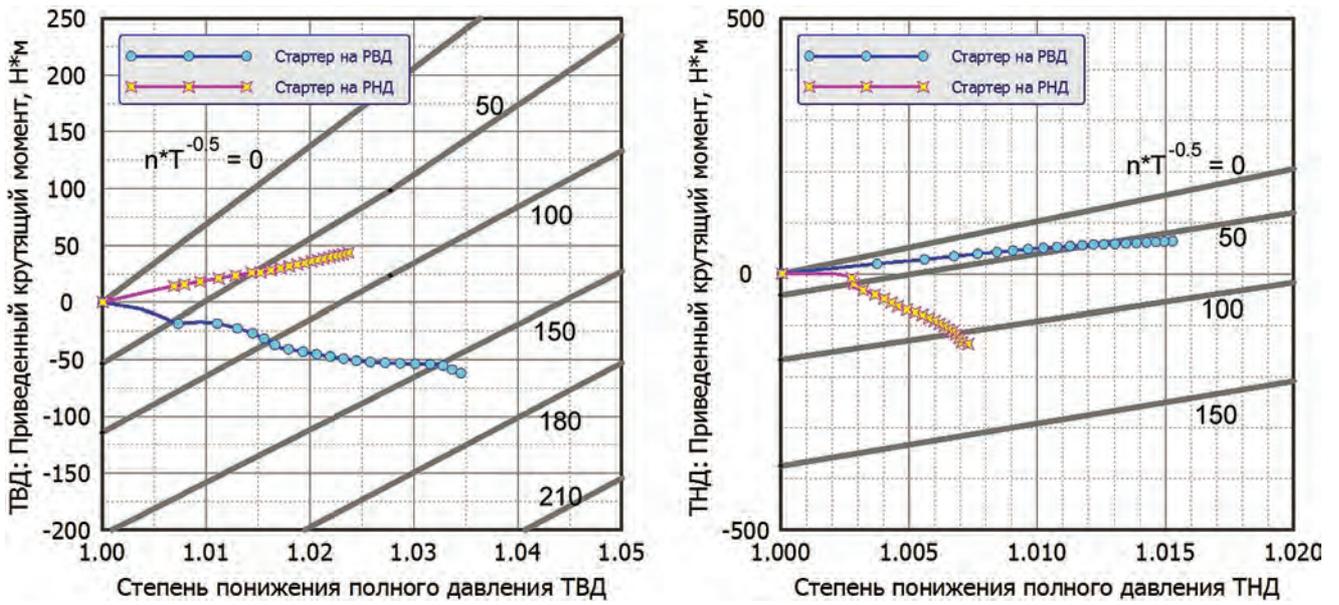


Рис. 8. Линия совместной работы узлов на характеристиках турбин при подводе мощности от стартера

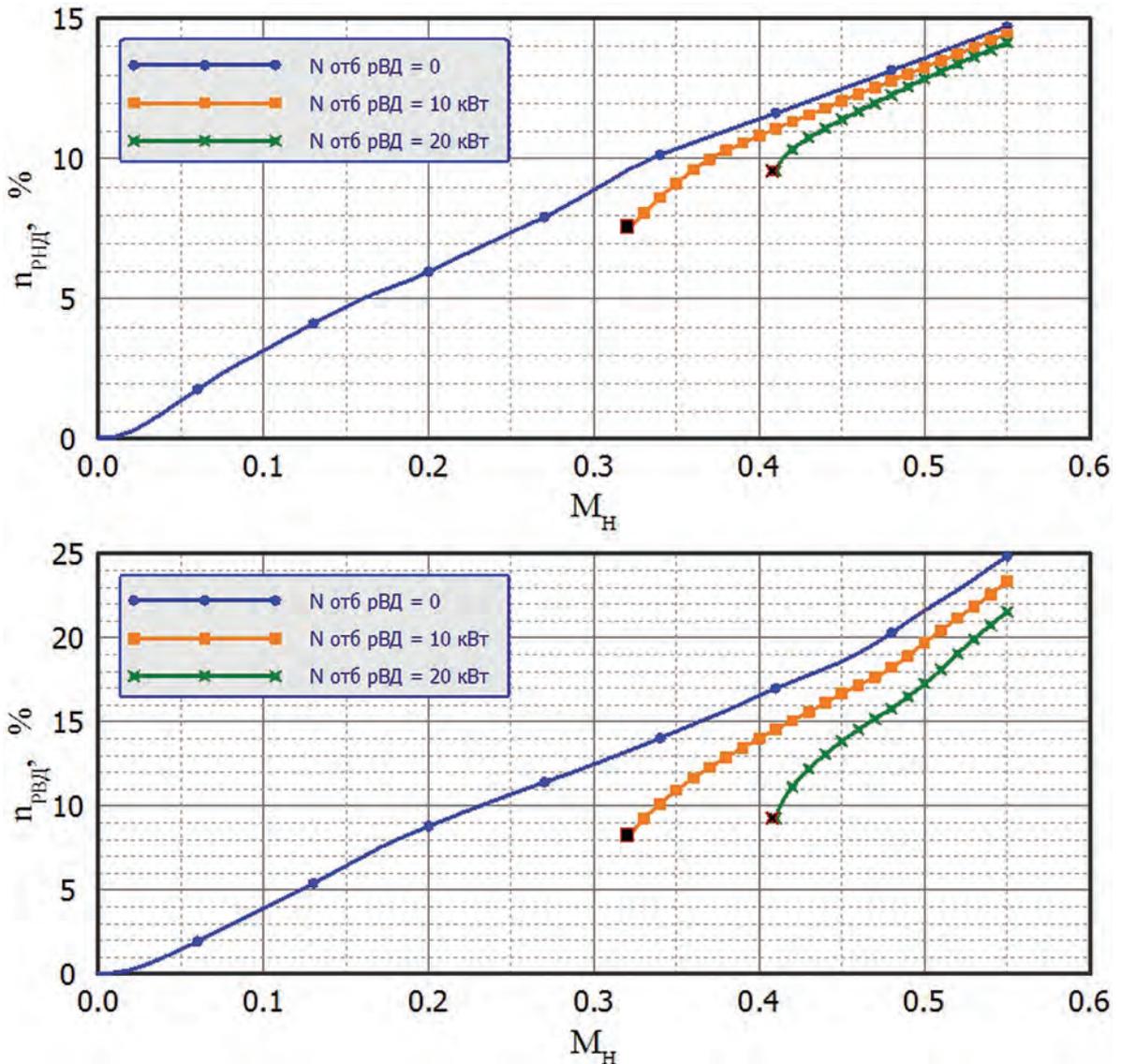


Рис. 9. Частоты вращения роторов при отборе мощности от ротора ВД на режиме авторотации

Оценка работоспособности метода расчета «околонулевых» режимов работы двигателя на неустановившихся режимах

Для оценки работоспособности ММ был выполнен расчет запуска двигателя в условиях $H = 0$, $M_n = 0$, при раскрутке стартером ротора высокого давления. Расчет выполнялся с шагом численного интегрирования 0.01 с, причем на каждом шаге интегрирования численно решалась СНАУ, описывающая балансы расходов в элементах двухвального ТРД. Изменение фазового состояния двигателя во времени моделировалось на уровне интегрирования уравнений динамики вращения роторов, без учета тепловой нестационарности элементов конструкции и нестационарности газоздушных объемов проточной части.

На рис. 10 представлены законы изменения во времени крутящего момента стартера и расхода топлива в камере сгорания. Законы сформированы произвольно, исходя из условий получения минимального времени запуска при обеспечении достаточного запаса устойчивости компрессоров в процессе запуска. На рис. 11 представлены полученные законы изменения частот вращения роторов, а на рис. 12 — траектории движения рабочих точек на характеристиках компрессоров в процессе запуска, совместно со стационарными линиями рабочих режимов для случаев раскрутки ротора ВД от стартера (см. рис. 6 и 7).

Представляет интерес траектория рабочей точки на характеристике КНД в процессе запуска (см. рис. 12). На начальном этапе раскрутки роторов от

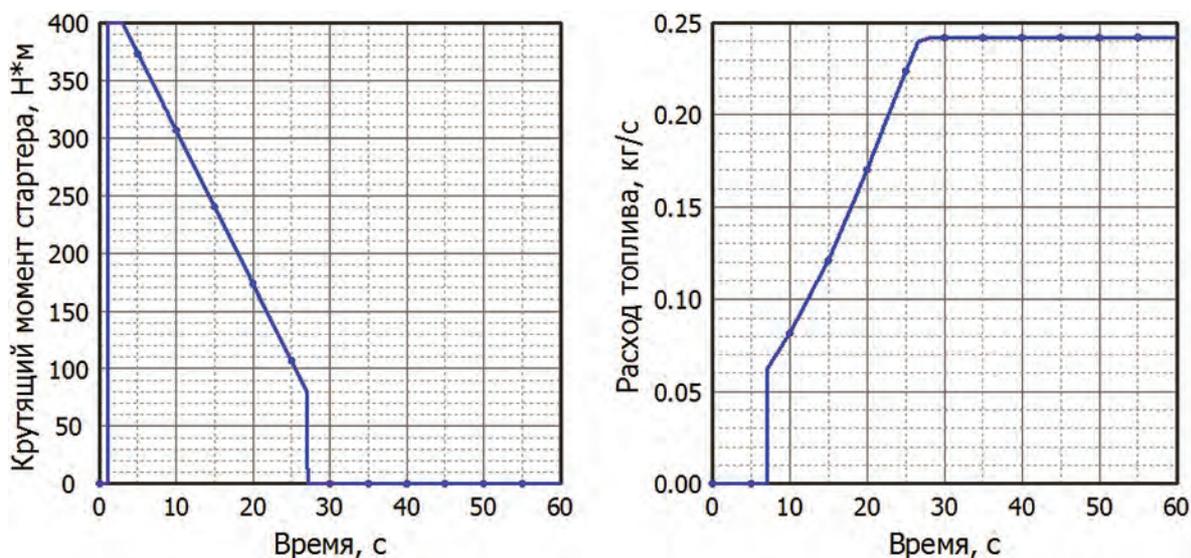


Рис. 10. Законы изменения крутящего момента стартера и расхода топлива в камере сгорания

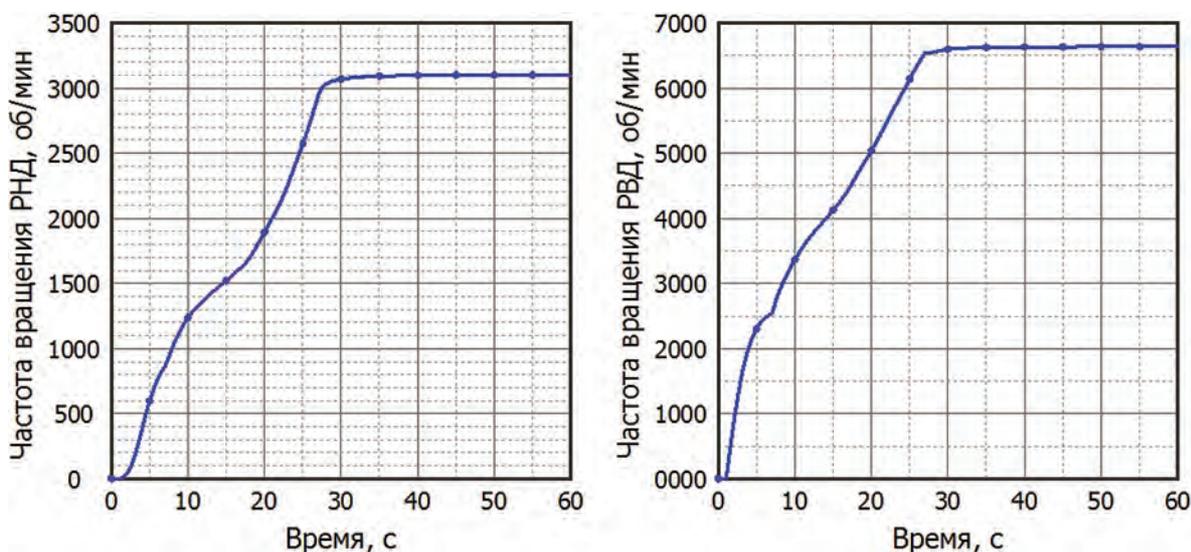


Рис. 11. Законы изменения частот вращения роторов

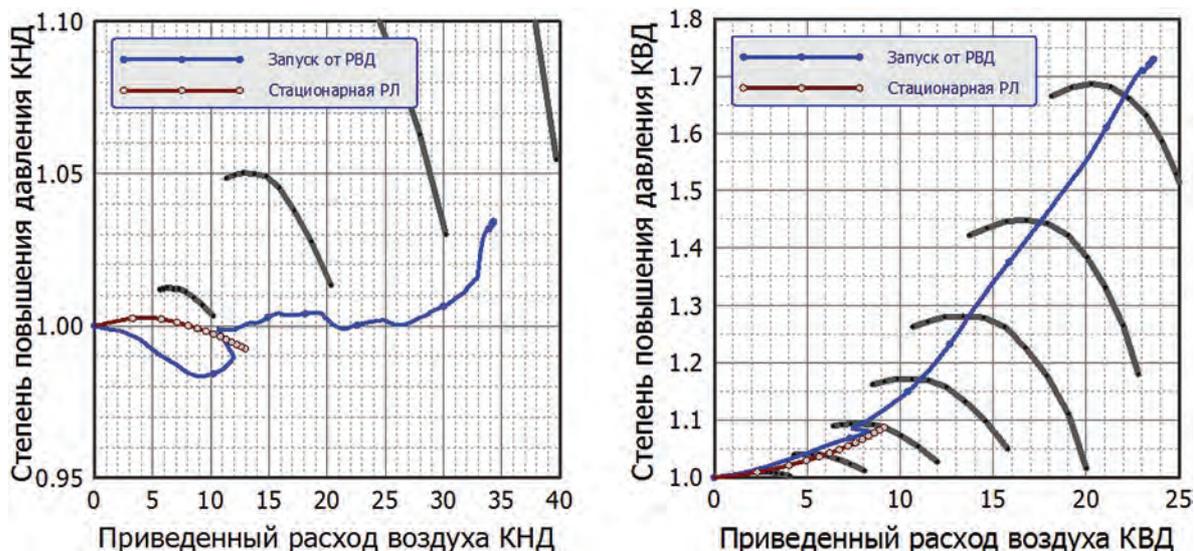


Рис. 12. Линии совместной работы узлов на характеристиках КНД и КВД

стартера (1...5 с) темп роста частоты вращения ротора ВД заметно выше аналогичного параметра для ротора НД (см. рис. 11). В результате КНД практически не нагнетает воздух в проточную часть ТРД, в то время как КВД интенсивно увеличивает расход прокачиваемого им воздуха. Совместная работа КНД и КВД в этих условиях возможна лишь при снижении давления за КНД ниже атмосферного, что и приводит к существенной «просадке» рабочей точки КНД вниз по сравнению со стационарной рабочей линией (РЛ).

Таким образом, ММ двухвального ТРД позволяет выполнять расчетные исследования динамики запуска двигателя как на земле, так и в полете.

Выводы

Подводя промежуточный итог большой исследовательской работы, связанной с расширением области применения поэлементных нелинейных ММ ГТД в сторону «околонулевых» и авторотационных режимов, следует прежде всего отметить, что с использованием характеристик элементов в специальной форме представления поэлементная нелинейная ММ двухвального ТРД уверенно находит решения для «нулевого» режима работы двигателя, когда частоты вращения обоих роторов равны нулю. Характеристики интерполируются с приемлемым качеством и позволяют обеспечивать в расчете балансы по физическим условиям совместной работы элементов.

Характер протекания представленных на рис. 5–12 зависимостей представляется корректным. На режиме авторотации с ростом числа M полета частоты вращения роторов монотонно возрастают. На

«стартерных» характеристиках увеличение мощности, подводимой к любому из роторов, также монотонно увеличивает частоты вращения обоих роторов.

Некоторые линии на рисунках показывают неидеально гладкий характер полученных зависимостей частот вращения роторов, например, от подводимой к роторам мощности (см. рис. 5) или от числа M полета (см. рис. 9). Причиной этого представляется использование экстраполированных «вручную» характеристик элементов. Использование характеристик компрессоров и турбин, тщательно рассчитанных с использованием современных 3D CFD-методов, должно позволить получать более гладкие закономерности изменения параметров двигателя.

Предложенный метод расчета «околонулевых» характеристик газотурбинного двигателя убедительно продемонстрировал свою работоспособность применительно как к одновальному ТРД [8], так и к двухвальному ТРД. Как и для традиционных термодинамических ММ, использующих традиционные характеристики элементов, для метода расчета «околонулевых» характеристик, качество подготовки характеристик компрессоров и турбин в специальной форме играет важную роль и в значительной степени определяет устойчивость работы ММ и даже ее принципиальную работоспособность.

Применение представленного метода моделирования «околонулевых» режимов к двигателям более сложных схем еще предстоит обрабатывать, поскольку в конструкторских бюро существует потребность решения практических задач, связан-

ных с исследованием запуска на земле и в воздухе двухвальных двухконтурных двигателей с режима авторотации. Потребуется значительный объем расчетов характеристик компрессоров и турбин в области «околонулевых» режимов. Авторы надеются, что потенциальные сложности будут успешно преодолены и использование предложенного подхода существенно расширит область применения термодинамических моделей авиационных и наземных (морских) ГТД для решения практических задач в области двигателестроения.

Список источников

1. Дайнеко В.И. Авторотация компрессорных ступеней ГТД // Вестник двигателестроения. 2006. № 3. С. 17–20.
2. Зубанов В.М. Метод и средства доводки системы запуска авиационного газотурбинного двигателя на базе воздушного турбостартера: Дисс. ... канд. техн. наук. — Самара, 2021. — 133 с.
3. Марчуков Е.Ю., Лещенко И.А., Инюкин А.А., Крылов Н.Д., Вовк М.Ю. Система моделирования динамического поведения силовой установки для комплексного тренажера самолета и отработки программных компонентов САУ // ICAM'2020. Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям (18–21 мая 2021, Москва): Сборник тезисов. М., 2020. Т. 1. С. 38–42. URL: https://ciam.ru/Tom_1_005.pdf
4. Барсуков С.И., Кузнецов В.И. Авторотация газотурбинных двигателей. — Иркутск: Изд-во Иркут. ун-та, 1983. — 91 с.
5. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: МАИ-САТУРН, 2003. — 688 с.
6. Кузнецов В.И. Замкнутая математическая модель рабочего процесса ГТД // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Труды МНТК. — Самара: СГАУ, 2003. Ч. II. С. 116–122.
7. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1968. — 228 с.
8. Кузнецов В.И. Источники энергии на привод компрессора ГТД на режиме авторотации // Омский научный вестник. 2002. №20. С.123–124.
9. Эрохи Ю.А., Гусманова А.А. Об учете коэффициента полезного действия турбины при определении параметров авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 77–87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
10. Zachos P.K. Gas Turbine Sub-idle Performance Modelling: Altitude Relight and Windmilling. Ph. D. Thesis. UK, Cranfield University School of Engineering, 2010. URI: <http://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/8290>
11. Zachos P.K., Aslanidou I., Pachidis V., Singh R. A Sub-idle Compressor Characteristic Generation Method With Enhanced Physical Background // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2011. Vol. 133. No. 8: 081702. DOI:10.1115/1.4002820
12. Jia L., Chen Y. Validation of a Physically Enhanced Sub Idle Compressor Map Extrapolation Method // 16th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (10–15 April 2016; Honolulu, US).
13. Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low-order models for the calculation of compressor subidle characteristics // 24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (22–27 September 2019; Canberra, Australia). Paper No. 24197.
14. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method // Global Power and Propulsion Society Forum (10–12 January 2018; Zürich, Switzerland).
15. Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчета пусковых и авторотационных режимов в поэлементных нелинейных квазиодномерных математических моделях газотурбинных двигателей // Полет: Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 7. С. 36–44.
16. Федоров Р.М. Приближенный расчет характеристик нерегулируемых осевых компрессоров в широком диапазоне приведенных частот вращения и чисел Рейнольдса // Авиационная промышленность. 1995. №3–4. С. 32–38.
17. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров: Монография. — Воронеж: Научная книга, 2015. — 220 с.
18. Батурин О.В. Расчетное определение характеристик ступени компрессора с помощью методов вычислительной газовой динамики: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2013. — 64 с.
19. Программный комплекс ThermoGTE, www.thermogte.ru
20. Мамаев Б.И., Рябов Е.К. Программный комплекс для предварительного проектирования и оптимизации многоступенчатой турбины // 50 научно-техническая сессия комиссии РАН по проблемам газовых турбин (20–21 сентября 2022; Невский завод, Санкт-Петербург): Сборник докладов. СПб., 2003. С. 13–14. URL: https://www.gehia.ru/fileadmin/f/nzl/ranconference/Sbornik_dokladov_69NTS_2022g.pdf

References

1. Daineko V.I. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2006, no. 3, pp. 17–20.
2. Zubanov V.M. *Metod i sredstva dovodki sistemy zapuska aviatsionnogo gazoturbinного dvigatelya na baze vozdušnogo turbostartera* (Methods and means of the aviation gas turbine engine starting system fine-tuning based on an air turbo starter). Doctor's thesis, Samara, SGAU, 2021, 133 p.
3. Marchukov E.Yu., Leshchenko I.A., Inyukin A.A., Krylov N.D., Vovk M.Yu. *ICAM'2020. Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aviatsionnym dvigatelyam (18–21 May 2021, Moscow)*, Moscow, 2020, vol. 1, pp. 38–42. URL: https://ciam.ru/Tom_1_005.pdf
4. Barsukov S.I., Kuznetsov V.I. *Avtorotatsiya gazoturbinnykh dvigatelyei* (Autorotation of gas turbine engines), Irkutsk, Irkutskii universitet, 1983, 91 p.
5. Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A. *Teoriya, raschet i projektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants), Moscow, MAI-SATURN, 2003, 688 p.
6. Kuznetsov V.I. *Trudy MNTK "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya"*, Samara, SGAU, 2003. Part II, pp. 116–122.
7. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinnykh dvigatelei* (Aviation gas turbine engines starting), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 228 p.

8. Kuznetsov V.I. *Omskii nauchnyi vestnik*, 2002, no. 20, pp. 123–124.
9. Ezrokhi Y.A., Gusmanova A.A. On accounting for turbine efficiency, while gas turbine engine parameters determining. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 77–87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
10. Zachos P.K. *Gas Turbine Sub-idle Performance Modelling: Altitude Relight and Windmilling*. Ph. D. Thesis. UK, Cranfield University School of Engineering, 2010. URI: <http://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/8290>
11. Zachos P.K., Aslanidou I., Pachidis V., Singh R. A Sub-idle Compressor Characteristic Generation Method With Enhanced Physical Background. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, vol. 133, no. 8: 081702. DOI:10.1115/1.4002820
12. Jia L., Chen Y. Validation of a Physically Enhanced Sub Idle Compressor Map Extrapolation Method. *16th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (10–15 April 2016; Honolulu, US)*.
13. Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low-order models for the calculation of compressor subidle characteristics. *24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (22–27 September 2019; Canberra, Australia)*. Paper No. 24197.
14. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method. *Global Power and Propulsion Society Forum (10–12 January 2018; Zürich, Switzerland)*.
15. Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2022, no. 7, pp. 36–44.
16. Fedorov R.M. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 1995, no. 3–4, pp. 32–38.
17. Fedorov R.M. *Kharakteristiki osevykh kompressorov* (Characteristics of axial compressors), Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 220 p.
18. Baturin O.V. *Raschetnoe opredelenie kharakteristik stupeni kompressora s pomoshch'yu metodov vychislitel'noi gazovoi dinamiki* (Computational determination of compressor stage characteristics by the computational gas dynamics methods), Samara, SGAU, 2013, 64 p.
19. Web-resource, www.thermogte.ru
20. Mamaev B.I., Ryabov E.K. *Materialy 50 nauchno-tekhnicheskoi sessii komissii RAN po problemam gazovykh turbin (20–21 September 2022; Nevskii zavod, Sankt-Peterburg)*. St-Peterburg, 2003, pp. 13–14.

Статья поступила в редакцию 20.11.2022; одобрена после рецензирования 23.01.2023; принята к публикации 26.01.2023.

The article was submitted on 20.11.2022; approved after reviewing on 23.01.2023; accepted for publication on 26.01.2023.