

МЕТОДИКА РАСЧЁТА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ АВТОРОТАЦИИ

© 2025

- И. А. Лещенко** доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник бригады термодинамики; ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск; igor.leshchenko@thermogte.ru
- М. В. Рожкова** аспирант кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); rozhkovamv@mai.ru
- А. А. Тармаев** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); t38_69@mail.ru
- В. В. Донских** директор Центра обеспечения информационной безопасности, старший преподаватель кафедры «Авиационно-космическая теплотехника»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); vic@mai.ru

Обеспечение возможности повторного запуска двигателя в полёте является важным сертификационным требованием, применяемым к силовым установкам пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, направленным на обеспечение безопасности полётов с заданным уровнем технических характеристик. При этом перед проведением стендовых и лётных испытаний важно выполнить предварительный анализ и оценку параметров газотурбинного двигателя на пусковых и авторотационных режимах. В работе предложена методика расчёта режимов авторотации газотурбинных двигателей, основанная на использовании аналитических и численных методов. Для расчёта характеристик турбомашин на околонулевых режимах работы использован программный комплекс Numeca Fine/Turbo. Решение системы нелинейных алгебраических уравнений при расчёте пусковых и авторотационных режимов выполнено при использовании комбинированного метода Ньютона-Нелдера-Мида. Применение методики продемонстрировано на примере двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков.

Газотурбинный двигатель; осевой компрессор; осевая турбина; авторотация; вычислительная газовая динамика

Цитирование: Лещенко И.А., Рожкова М.В., Тармаев А.А., Донских В.В. Методика расчёта газотурбинных двигателей на режимах авторотации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 48-60. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-48-60

Введение

Одним из важнейших требований, предъявляемых к авиационным газотурбинным двигателям (ГТД), является обеспечение возможности его повторного запуска после самовыключения или преднамеренного выключения в полёте [1; 2]. Самовыключение ГТД в полёте может произойти вследствие неустойчивого горения топлива и срыва фронта пламени в камере сгорания (КС), несоблюдения экипажем руководства по лётной эксплуатации самолёта (резкое изменение режима работы двигателя перемещением рычага управления двигателем, встречная приёмистость на большой высоте при малых числах Маха полёта), помпажа компрессора и др. [3; 4]. Запуск двигателя в полёте может быть выполнен с режима авторотации, когда вращение ротора двигателя с установившейся частотой вращения происходит лишь за счёт скоростного напора набегающе-

го потока воздуха. В пилотируемых летательных аппаратах также используются пусковые устройства для дополнительной раскрутки ротора при невозможности достижения частоты вращения авторотации, на которой возможен повторный розжиг топливно-воздушной смеси в КС. Для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в случае невозможности повторного запуска ГТД в полёте должна быть обеспечена возможность выполнения управляемого снижения и осуществления вынужденной посадки при работе ГТД на режимах авторотации [2]. Поэтому крайне важной задачей является определение параметров двигателя на режимах авторотации, в особенности величины мощности, которую можно отобрать от ротора высокого давления, что позволит выполнить предварительную оценку возможности обеспечения работы гидравлической системы управления механизацией БПЛА. Исследование режимов авторотации также важно для летательных аппаратов больших скоростей полёта и комбинированных силовых установок (КСУ), выбор параметров которых должен выполняться в системе высокоскоростного летательного аппарата. При этом определение параметров работы ГТД в составе КСУ на режимах авторотации позволит сформировать технический облик КСУ, обеспечивающий достаточные уровни эффективной тяги совместной системы, а также выполнить обоснованное профилирование входного устройства КСУ на всех этапах полёта от взлёта до посадки [5].

Целью настоящей работы является разработка и проверка работоспособности методики расчёта газотурбинных двигателей на режимах авторотации.

Основные положения методики

В настоящее время предложено достаточно большое количество одномерных инженерных методик [6 – 8] для расчёта режимов авторотации, в которых характеристики элементов двигателя на околонулевых режимах работы либо не используются, либо представлены в обобщенном виде, что делает их непригодными для практического использования. Поэтому отсутствие характеристик лопаточных машин двигателя на околонулевых режимах работы является основной проблемой расчёта ГТД на режимах авторотации. Данные стендовых испытаний элементов двигателя на данных режимах весьма ограничены, что обусловлено высокой стоимостью, погрешностью средств измерений при малых скоростях потока и др. Поэтому основные методы прогнозирования характеристик в область околонулевых режимов работы основаны на экстраполяции и интерполяции, однако они не обладают достаточной точностью и нуждаются в уточнении [9; 10].

В данной работе предлагается методика, основанная на применении методов вычислительной гидродинамики CFD (Computational Fluid Dynamics) для определения характеристик лопаточных машин в области околонулевых режимов работы и их использовании в поэлементных квазиодномерных термогазодинамических математических моделях ГТД, для расчёта режимов авторотации и определения параметров ГТД на данных режимах.

Основными этапами предлагаемой методики являются:

1. Использование альтернативной формы представления характеристик компрессора $\pi_K^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр})$ и $M_{кр.пр} = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр})$, а также турбины $\pi_T^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_T^*})$ и $M_{кр.пр} = f(G_Z, n/\sqrt{T_T^*})$, в области околонулевых режимов работы.

2. Прогнозирование характеристик турбомашин с помощью CFD-кодов программного комплекса Numesa.

3. Термодинамический расчёт ГТД при использовании поэлементных квазиодномерных математических моделей (ММ) на платформе программного комплекса (ПК) ThermoGTE.

Выбор формы представления характеристик турбомашин

В практике двигателестроения характеристики лопаточных машин традиционно представляются в виде зависимостей [11; 12]:

$$\pi_K^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (1)$$

$$\eta_{К.ад}^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (2)$$

$$\pi_T^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_{Г}^*}); \quad (3)$$

$$\eta_{Т.ад}^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_{Г}^*}), \quad (4)$$

где $G_{в.пр}$ – приведённый расход воздуха компрессора; $\bar{n}_{пр}$ – относительная приведённая частота вращения; π_K^* – степень повышения полного давления; $\eta_{К.ад}^*$ – изоэнтروпийный КПД компрессора; π_T^* – степень понижения полного давления; $\eta_{Т.ад}^*$ – изоэнтропийный КПД турбины; $G_Z = G\sqrt{T_{Г}^*}/p_{Г}^*$ – критериальный параметр расхода (G – расход газа через турбину, $T_{Г}^*$ и $p_{Г}^*$ – полная температура и полное давление газа на входе в турбину), n – физическая частота вращения.

Также распространена альтернативная форма представления характеристик для ступени турбомашин через зависимость коэффициента напора ψ и изоэнтропийного КПД η_{is} от коэффициента расхода φ [13; 14]:

$$\psi = f(\varphi, \bar{n}_{пр}); \quad (5)$$

$$\eta_{is} = f(\varphi, \bar{n}_{пр}). \quad (6)$$

Однако при работе компрессора на очень низких частотах вращения ($\bar{n}_{пр} \approx 0 \dots 0,3$) может происходить качественное изменение режима работы компрессора, т.е. он может работать при $\pi_K^* \approx 1$ (режим «мешалки») и $\pi_K^* < 1$ (турбинный режим), при этом приращение энтальпии становится равным нулю, а изоэнтропийный КПД неопределённой величиной [15 – 17]. В результате важным вопросом становится выбор формы представления характеристик, позволяющей определять весь рабочий диапазон лопаточных машин (ЛМ). Так, например, характеристики компрессоров на околонулевых режимах работы могут быть представлены как графическая зависимость изоэнтропической степени повышения полного давления $\pi_{КS}^*$ и коэффициента восстановления полного давления σ_K^* от приведённого расхода воздуха [7]. При этом $\sigma_K^* = 0$ при $\bar{n}_{пр} = 0$ и $\sigma_K^* = \sigma_{К0}^*$ (индекс 0 – расчётный режим) при $\bar{n}_{пр} = \bar{n}_{пр.авт.макс}$ – максимальная относительная приведенная частота вращения компрессора на режиме авторотации. Тем не менее, наиболее распространённой и удобной для практического применения формой является

использование критериального параметра приведённого крутящего момента ($M_{кр.пр} = 0$ при $\bar{n}_{пр} = 0$) [15; 16], вместо КПД:

$$\pi_K^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (7)$$

$$M_{кр.пр} = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (8)$$

$$\pi_T^* = f(G_Z, n / \sqrt{T_\Gamma^*} \text{ (или } \lambda_u \text{)}); \quad (9)$$

$$M_{кр.пр} = f(G_Z, n / \sqrt{T_\Gamma^*} \text{ (или } \lambda_u \text{)}), \quad (10)$$

где $M_{кр.пр}$ – приведённый крутящий момент; λ_u – параметр частоты вращения ($\lambda_u \equiv n / \sqrt{T_\Gamma^*}$).

Использование зависимостей (7) – (10) для представления характеристик компрессора и турбины ГТД расширяет возможность применения методов экстраполяции, интерполяции, а также CFD-кодов для прогнозирования характеристик вплоть до $\bar{n}_{пр} = 0$.

Применение экстраполяции [9] для прогнозирования характеристик, представленных в виде (1) – (4) не позволяет учитывать степень повышения полного давления ниже единицы [10; 18] и, следовательно, адекватно отражать турбинные режимы работы компрессора, характерные для очень низких частот вращения. Прогнозирование характеристик в альтернативной форме (7) – (10) в область околонулевых режимов работы путём экстраполяции возможно, однако требуется дополнительная «ручная» корректировка характеристик для обеспечения соответствия физической картине протекания зависимостей параметров при расчёте режимов авторотации [15; 16].

Наибольшее применение получил метод расширения характеристик в область очень низких частот вращения, основанный на интерполяции между существующими характеристиками ЛМ и линией нулевой частоты вращения [10], которая может быть получена при использовании CFD-методов и имеет хорошее согласование с экспериментальными данными [18]. Несмотря на последнее, было выявлено значительное расхождение прогнозируемых характеристик с результатами испытаний, поэтому было предложено уточнение метода [19; 20] путём учёта в процессе интерполяции линии авторотации компрессора – линии, характеризующей «свободное» вращение без подвода энергии извне, что позволило уменьшить погрешность прогнозирования. Тем не менее, даже усовершенствованный метод не позволяет получать характеристики ЛМ с точностью, достаточной для практического применения.

Таким образом, использование методов вычислительной гидродинамики позволяет получать приближенные к эксперименту характеристики лопаточных машин вблизи расчётного режима, а также при нулевой частоте вращения, когда течение в компрессоре рассматривается подобно течению в трубе с «препятствиями», что позволяет рассматривать CFD-методы как один из способов определения характеристик также и в области околонулевых режимов работы. В настоящей работе расчёт характеристик на околонулевых режимах работы выполнен при использовании 3D-CFD кода Numeca Fine/Turbo. В качестве альтернативной формы представления характеристик компрессора и турбины используются зависимости (7) – (10).

Расчётное определение характеристик турбомашин в программном комплексе Numeca

Расчёт характеристик, а также численное исследование рабочего процесса турбомашин в 3D-постановке, может быть выполнен при использовании различных ПК, таких как Ansys, Numeca, FlowVision и др., в которых решение системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), осреднённых по Рейнольдсу, осуществляется методом конечных объёмов или методом конечных элементов. При этом одной из сложных задач при расчёте многоступенчатых ЛМ, особенно работающих на низких частотах вращения, является корректное и качественное выполнение первоначальной инициализации расчёта. В методике, рассматриваемой в данной работе, для расчёта характеристик турбомашин на околонулевых режимах работы предлагается использовать ПК Numeca Fine/Turbo, где помимо настройки граничных условий также требуется задание распределения изменения параметров (например, статического давления p_{ID_1}) вдоль проточной части турбомашин на выходе из каждого домена, что уточняет процесс инициализации и позволяет значительно сократить вычислительное время. В качестве основных этапов расчётного определения характеристик ЛМ в ПК Numeca можно выделить следующие:

- подготовка геометрической модели в САД-системе (Computer-Aided Design);
- создание сеточной модели в сеточном генераторе Numeca AutoGrid5 (Numeca IGG);
- настройка численной модели и решателя в программном комплексе Numeca Fine Turbo;
- непосредственно расчёт характеристик турбомашин с шагом, достаточным для создания одномерной ММ ГТД на режимах авторотации.

В данной работе расчёт характеристик ЛМ двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков (ТРДДсм) на околонулевых режимах работы выполнен для осевого четырехступенчатого компрессора низкого давления (КНД), осевого девятиступенчатого компрессора высокого давления (КВД), одноступенчатых осевых турбины высокого давления (ТВД) и низкого давления (ТНД). Для подготовки геометрической модели использовались сторонние САД-системы. Создание сеточной модели каждой из ЛМ (рис. 1) выполнено при использовании автоматического генератора блочно-структурированной сетки Numeca AutoGrid5.

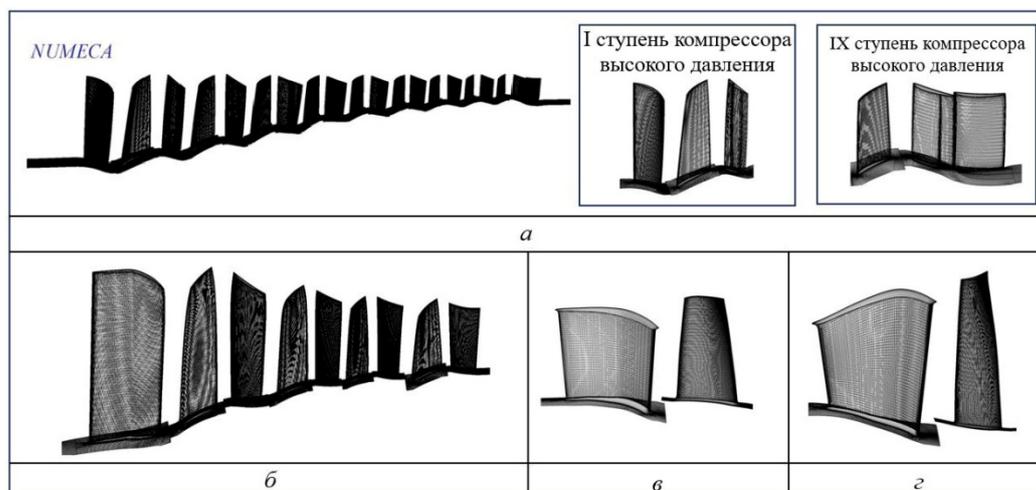


Рис. 1. Сеточная модель турбомашин:
а – компрессора высокого давления; б – компрессора низкого давления;
в – турбины высокого давления; г – турбины низкого давления

Размер пристеночной ячейки y_{wall} был выбран таким образом, чтобы обеспечить максимальное безразмерное расстояние от стенки до центра ячейки Y^+ в диапазоне от 1 до 5 для обеспечения корректного решения СНАУ в пограничном слое. При этом количество элементов конечно-элементной модели КНД, КВД, ТВД и ТНД составило 6; 10; 1,6 и 1,7 млн. ячеек, соответственно.

Настройка численной модели выполнена в Numeca Fine Turbo. В качестве рабочего тела использовался реальный газ с переменными теплоёмкостью и вязкостью в зависимости от температуры. Для замыкания СНАУ использовалась низкорейнольдсовая однопараметрическая модель турбулентности Спаларта-Аллараса. В качестве граничных условий на входе устанавливались полное давление и полная температура, на выходе статическое давление, либо расход воздуха. Для передачи данных между блоками лопаток статора и ротора использовался интерфейс Full Non-Matching Mixing Plane, где происходит осреднение параметров в окружном направлении.

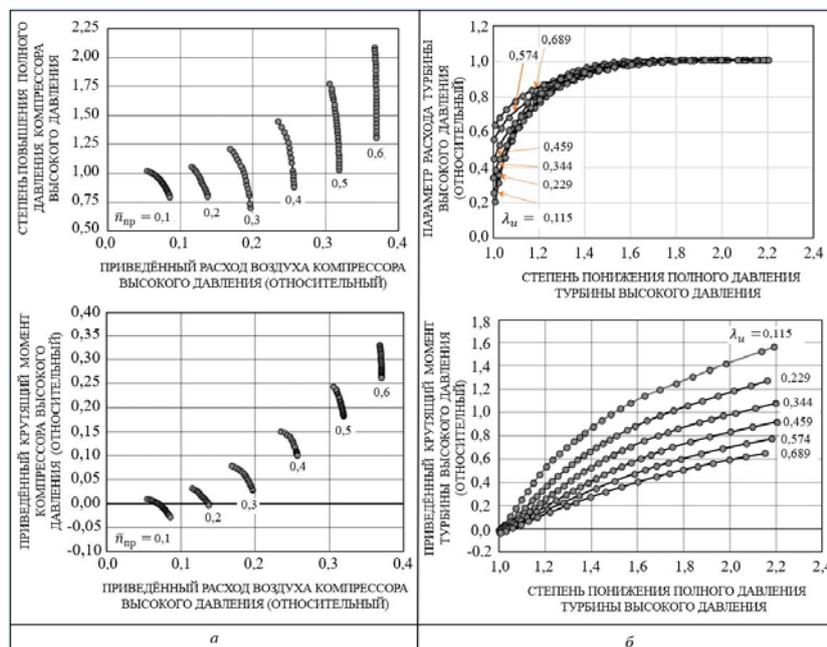


Рис. 2. Характеристики компрессора (а) и турбины (б) газогенератора

Расчёт выполнялся в стационарной постановке. Результаты расчёта характеристик турбомашин газогенератора ТРДДсм, представленных в альтернативной форме (7) – (10), показаны на рис. 2 в безразмерном виде.

Моделирование газотурбинного двигателя на режимах авторотации

В настоящее время разработано достаточно много ПК, позволяющих выполнять моделирование работы двигателя в области рабочих режимов, таких как ThermoGTE, GasTurb, ГРАД, DVIGw, АСТРА и др. Однако на данный момент лишь ПК GasTurb [21], разработанный в Германии, и ПК ThermoGTE [22] отечественной разработки позволяют выполнять расчёт пусковых и авторотационных режимов. При этом оба ПК помимо использования характеристик в традиционной форме (1) – (4) также позволяют оперировать различными альтернативными формами представления характеристик, в том числе и (7) – (10), где вместо параметра изоэнтропийного КПД используется параметр приведённого крутящего момента, которые могут быть использованы при нахождении решения СНАУ.

Решение СНАУ в ПК GasTurb основано на использовании метода Ньютона-Рафсона, в ПК ThermoGTE [22] решение СНАУ осуществляется комбинированным методом Ньютона-Нелдера-Мида, который обладает высокой скоростью расчёта и устойчивостью расчёта как установившихся, так и переходных процессов. Важным достоинством ПК ThermoGTE является возможность задания начального приближения для расчёта, а также в каждой расчётной точке [22]. Это позволяет значительно упростить процесс нахождения решения СНАУ в области, где решение СНАУ может быть затруднено (например, при моделировании ГТД на режимах авторотации при низких числах M полёта) путём использования начального приближения из ближайшей точки, где СНАУ решена успешно [23].

В данной методике для расчёта режимов авторотации ГТД предлагается использовать ПК ThermoGTE. При этом для ММ ГТД сложных схем, например ТРДДсм, можно выделить следующие этапы подготовки и расчёта режимов авторотации:

- интегрирование характеристик турбомашин на околонулевых режимах работы, представленных в альтернативной форме (7) – (10) с характеристиками турбомашин на более высоких частотах вращения, представленных в традиционной форме (1) – (4);
- подготовка ММ газогенератора для отработки совместной работы КВД и ТВД на режимах авторотации и проверки корректности протекания характеристик КВД и ТВД;
- подготовка ММ ТРДДсм для расчёта режимов авторотации;
- расчёт ТРДДсм на режимах авторотации.

В данной работе характеристики турбомашин двигателя типа ТРДДсм в альтернативной форме (7) – (10) используются для диапазона частот вращения $\bar{n}_{пр} = 0...0,6$, при $\bar{n}_{пр} > 0,6$ решение СНАУ осуществляется при использовании характеристик лопаточных машин в традиционной форме (1) – (4).

Для проверки работоспособности характеристик КВД и ТВД на базе ПК ThermoGTE была собрана ММ одновального ТРД и выполнено моделирование ТРД на режимах авторотации в диапазоне чисел M полёта от 0 до 0,9. Расчёт выполнен без отборов мощности от ротора высокого давления и при отсутствии подачи топлива в камеру сгорания ($q_T = 0$). Результаты моделирования представлены на рис. 3.

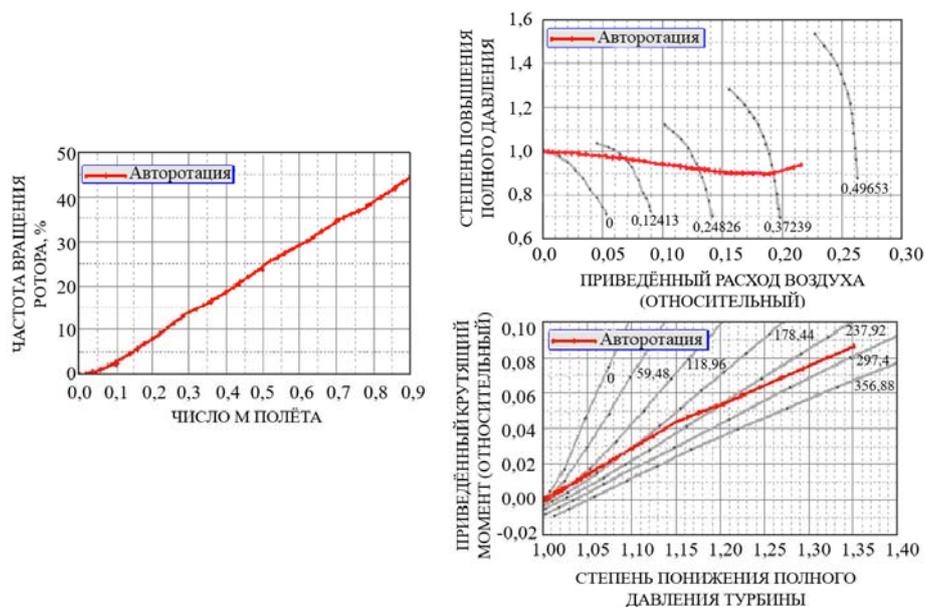


Рис. 3. Скоростная характеристика одновального турбореактивного двигателя

Математическая модель ТРДДсм представляет собой СНАУ баланса расходов в различных сечениях газоздушного тракта, баланса мощностей компрессоров и турбин и равенства статических давлений на срезе смесителя. Подготовка ММ ТРДДсм, как и для одновального ТРД, выполнена при использовании платформы ПК ThermoGTE [22]. Моделирование режимов авторотации выполнено на высоте полёта 0; 5 и 9 км в диапазоне чисел Маха полёта от 0 до 0,9 при нулевом расходе топлива. Термодинамический расчёт выполнен с различными отборами мощности от ротора высокого давления. В качестве управляемых параметров используется удельный расход топлива и площадь критического сечения сопла. В процессе моделирования также важно учитывать, что ТВД и ТНД в составе ТРДДсм могут рассматриваться как многоступенчатая турбина, где первые ступени (ТВД) работают в турбинном режиме $\pi_T^* > 1$, а последние могут работать в режиме «мешалки» $\pi_T^* \approx 1$ (рис. 4), на которых возможен подвод энергии турбиной к рабочему телу. Поэтому для нахождения устойчивого решения СНАУ при $\pi_T^* \approx 1$ в ММ ТРДДсм характеристика ТНД должна быть определена хотя бы до $\pi_T^* \approx 0,97...0,9$. В данной работе для уточнения ММ также использовалась характеристика угла закрутки потока за ТНД $\varphi = f(\pi_T^*, n/\sqrt{T_T^*})$, определённая из результатов CFD-моделирования.

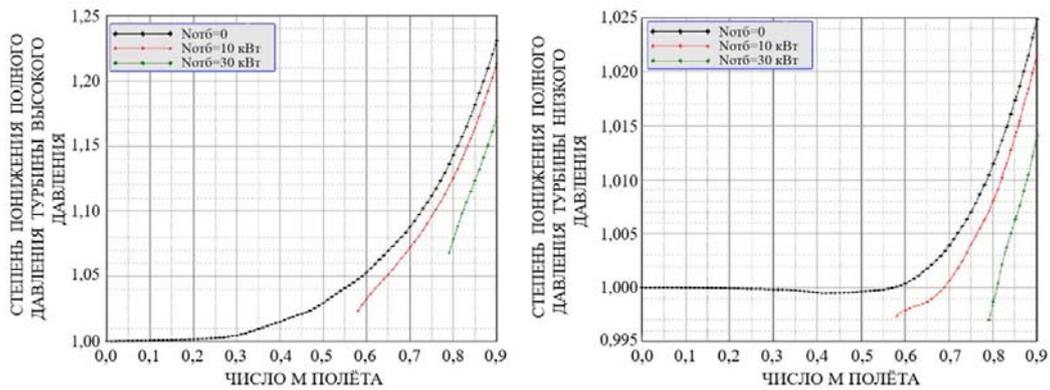


Рис. 4. Скоростная характеристика турбины высокого давления (а) и турбины низкого давления (б) турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков при различных отборах мощности на высоте 0 км

На рис. 5 представлены результаты расчёта частоты вращения роторов высокого и низкого давления в зависимости от скорости полёта (числа Маха полёта) для различных высот полёта с учётом отбора мощности от ротора высокого давления. Частоты вращения авторотации $n_{авт}$ роторов рассматриваемого двигателя растут при увеличении числа Маха полёта, а характер протекания зависимости $n_{авт} = f(M_{II})$ близок к линейному. Рост $n_{авт}$ с увеличением скорости полёта зависит от роста π_T^* , который связан с увеличением скоростного напора набегающего потока воздуха (скоростного сжатия).

Отметим, что чем больше высота полёта и, чем больше величина мощности, отбираемой от ротора высокого давления, тем ниже минимальные частоты вращения роторов ГТД на режимах авторотации. Нижние точки зависимостей $n_{авт} = f(M_{II})$ соответствуют минимальной частоте вращения на режиме авторотации для заданных условий полёта. При этом через начало координат проходит только зависимость $n_{авт} = f(M_{II})$ при $N_{отб} = 0$.

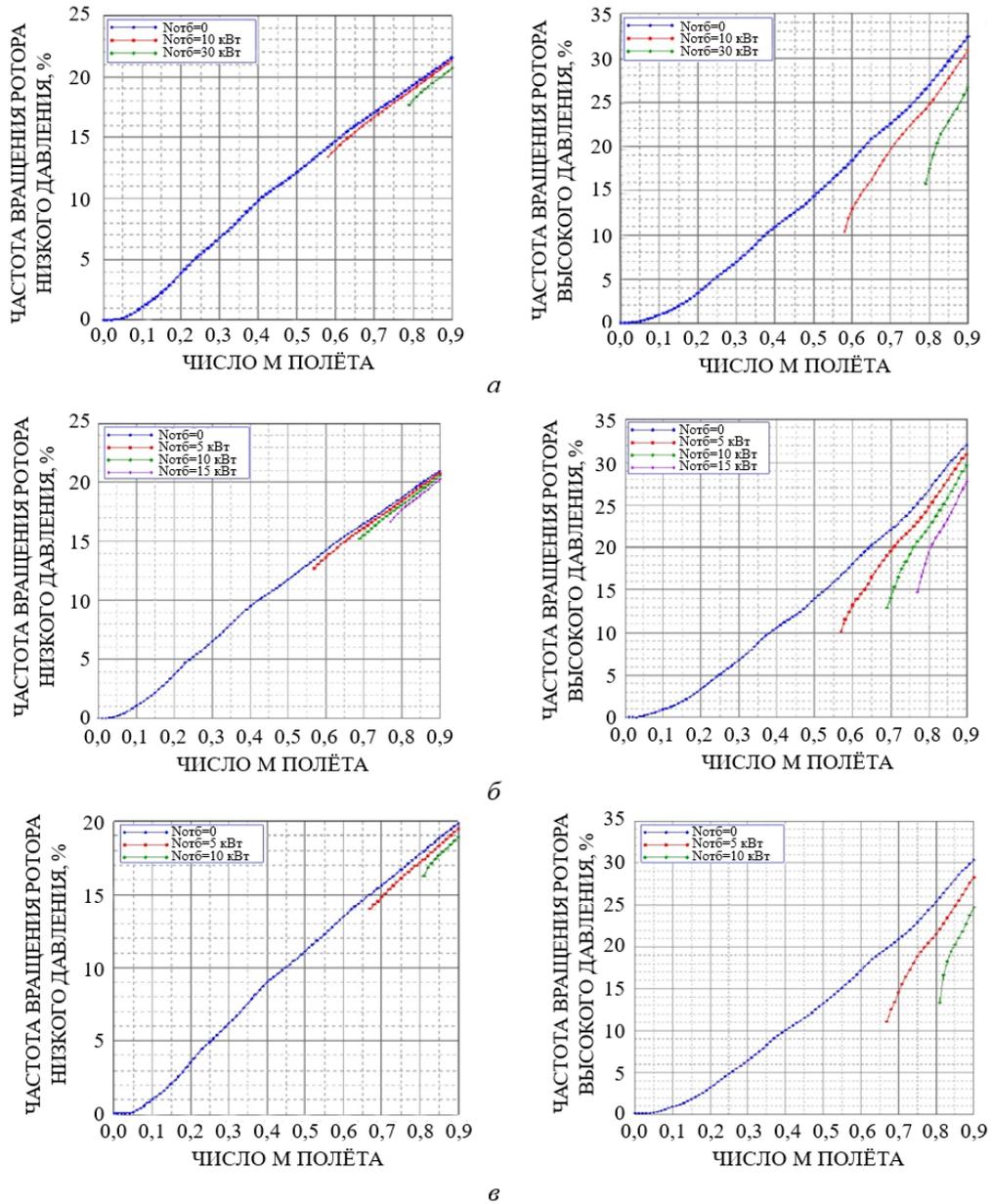


Рис. 5. Скоростная характеристика турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков на режимах авторотации при различных отборах мощности на высотах полёта: а – 0 км; б – 5 км; в – 9 км

Заключение

В работе отражены основные проблемы расчёта газотурбинных двигателей на режимах авторотации, а также возможные варианты их решения. Предложена методика для расчёта режимов авторотации, которая показала свою работоспособность на примере одновального турбореактивного двигателя и двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков. При этом достигнут плавный и неразрывный (без скачков) характер изменения параметров рассматриваемых двигателей на режимах авторотации, хорошо согласующийся с физическими процессами работы газотурбинных двигателей на данных режимах [6; 15; 16; 24; 25].

Результаты валидации численной модели турбомашин газотурбинных двигателей для расчёта околонулевых режимов работы и верификации математических моделей газотурбинных двигателей на режимах авторотации будут представлены в дальнейших исследованиях.

Библиографический список

1. Приказ Росавиации от 28.12.2022 № 970-П «Об утверждении Норм лётной годности гражданских лёгких самолётов НЛГ 23».
2. Приказ Росавиации от 16.12.2022 № 922-П «Об утверждении Норм лётной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном самолётного типа с максимальной взлётной массой до 5400 кг НЛГ БАС-СТ».
3. Зародышев В.Л. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: учеб. пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. 351 с.
4. Справочник авиационного инженера / под общ. ред. В.Г. Александрова. М.: Транспорт, 1973. 399 с.
5. Боровиков А.Д., Донских В.В., Луковников А.В., Смоляков О.А., Степанов В.А. Комплекс газодинамического проектирования сверхзвуковых и гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателей, интегрированных с корпусом летательного аппарата // Сборник научных статей по материалам V Международной научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» (22-23 ноября 2017 г., Воронеж, Россия). Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. С. 55-59.
6. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 228 с.
7. Новосельцев Д.А. Рабочий процесс компрессоров ГТД на режимах авторотации. Дисс. ... канд. техн. наук. Омск, 2002. 181 с.
8. Кузнецов В.И. Замкнутая математическая модель рабочего процесса ГТД // Труды Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (26-27 июня 2003 г., Самара). Ч. 2. Самара: СГАУ, 2003. С. 116-122.
9. Gaudet Sh.R., Gauthier J. A simple sub-idle component map extrapolation method // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007 (May, 14-17, 2007, Montreal, Canada). V. 1. P. 29-37. DOI: 10.1115/GT2007-27193
10. Zachos P.K. Gas Turbine sub-idle performance modelling; Altitude relight and windmilling. Ph. D. Thesis. UK: Cranfield University, 2010. 234 p.
11. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1986. 431 с.
12. Ржавин Ю.А., Агульник А.Б., Гусаров С.А., Карасев В.Н., Киктев С.И. Теория компрессоров и турбин авиационных ГТД: учеб. пособие. М.: Издательство «Знание-М», 2022. 467 с.
13. Riegler C., Bauer M., Kurzke J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations // Journal of Turbomachinery. 2001. V. 123, Iss. 2. P. 372-378. DOI: 10.1115/1.1368123
14. Therkorn D., Braig W. Turbinenkennfelderstellung für kleine arbeiten und drehzahlen // Z. Flugwiss & Weltraumforsch. 1994. V. 18, Iss. 2. P. 140-144.
15. Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчёта пусковых и авторотационных режимов в поэлементных нелинейных квазиодномерных математических моделях газотурбинных двигателей // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 7. С. 36-44.

16. Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод математического моделирования пусковых и авторотационных режимов работы газотурбинных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. 2022. № 4 (45). С. 67-76.
17. Рожкова М.В. Исследование рабочего процесса компрессора низкого давления на режимах авторотации // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 2. С. 91-98. DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98
18. Erhard W., Hönle J., Kau H.-P., Kerler M., Nachtigall H. Experimental validation of a sub-idle compressor map extrapolation // Proceedings of the XXI International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 2013 (September, 9-13, 2013, Busan, Korea). V. 1. P. 192-198.
19. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method // Proceedings of the GPPS Forum 18 Global Power and Propulsion Society (January, 10-12, 2018, Zurich, Switzerland).
20. Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low order models for the calculation of compressor sub-idle characteristics // Proceedings of the 24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (September, 22-27, 2019, Canberra, Australia).
21. Aircraft Engines. Professional software for gas turbine performance calculations. <https://gasturb.com>
22. Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. <http://thermogte.ru>
23. Мухамедов Р.Р. Математические модели ГТД // Молодежный вестник УГАТУ. 2014. № 1 (10). С. 35-43.
24. Дайнеко В.И. Авторотация компрессорных ступеней ГТД // Вестник двигателестроения. 2006. № 3. С. 17-20.
25. Кузнецов В.И. Экспериментальные исследования газотурбинного двигателя на режиме авторотации // Труды Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (26-27 июня 2003 г., Самара). Ч. 1. Самара: СГАУ, 2003. С. 410-413.

METHOD OF COMPUTATION OF GAS-TUBE ENGINES IN WINDMILL MODES

© 2025

- I. A. Leshchenko** Doctor of Science (Engineering), Senior Researcher,
Head of the Thermodynamics Team;
PSC “UEC-Saturn”, Rybinsk, Russian Federation;
igor.leshchenko@thermogte.ru
- M. V. Rozhkova** Postgraduate Student of the Department of Theory of Air-breathing Engines;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
rozhkovamv@mai.ru
- A. A. Tarmaev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Theory of Air-breathing Engines;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
t38_69@mail.ru
- V. V. Donskikh** Director of the Center for Information Security, Senior Lecturer
of the Department of Aerospace Thermal Engineering;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
vic@mai.ru

Providing the restart capability of engine in flight is an important certification requirement applied to engine units of manned and unmanned aerial vehicles oriented to ensuring flight safety with a given level of technical characteristics. It is important to perform preliminary analysis and evaluation of gas turbine engine parameters at the start-up and windmill modes before rig and flight tests. The work

presents a method for computation of the windmill modes of gas turbine engines based on the use of analytical and numerical methods. The Numeca Fine/Turbo software package was used to calculate the maps of turbomachines at the sub-idle modes. The solution of the system of nonlinear equations for computing the start-up and windmill modes is carried out using the combined Newton-Nelder-Mead method. The application of the method is demonstrated by a mixed flow two-shaft turbojet.

Gas turbine engine; axial-flow compressor; axial-flow turbine; windmilling; computational fluid dynamics

Citation: Leshchenko I.A., Rozhkova M.V., Tarmaev A.A., Donskikh V.V. Method of computation of gas-tube engines in windmill modes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 48-60. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-48-60

References

1. Order of the Federal Air Transport Agency of 28.12.2022 no. 970-P «On approval of Airworthiness Standards for civil light aircraft NLG 23».
2. Order of the Federal Air Transport Agency of 16.12.2022 no. 922-P «On approval of Airworthiness Standards for unmanned aircraft systems with an unmanned aircraft-type vehicle with maximum take-off weight of up to 5400 kg NLG BAS-ST».
3. Zarodyshev V.L. *Tekhnicheskaya ekspluatatsiya letatel'nykh apparatov: ucheb. posobie* [Aircraft maintenance: Study guide]. Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2003. 351 p.
4. *Spravochnik aviatsionnogo inzhenera* [Handbook of the aeronautical engineer / ed. by V.G. Aleksandrov]. Moscow: Transport Publ., 1973. 399 p.
5. Borovikov A.D., Donskikh V.V., Lukovnikov A.V., Smolyakov O.A., Stepanov V.A. Kompleks gazodinamicheskogo proektirovaniya sverkhzvukovykh i giperzvukovykh vozdušno-reaktivnykh dvigateley, integrirovannykh s korpusom letatel'nogo apparata. *Sbornik Nauchnykh Statey po Materialam V Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Akademicheskie Zhukovskie Chteniya» (November, 22-23, 2017, Voronezh, Russia)*. Voronezh: VUNTs VVS «VVA» Publ., 2018. P. 55-59. (In Russ.)
6. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Starting aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 228 p.
7. Novosel'tsev D.A. *Rabochiy protsess kompressorov GTD na rezhimakh avtorotatsii. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Working process of gas turbine engine compressors in autorotation modes. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Omsk, 2002. 181 p.
8. Kuznetsov V.I. Zamknutaya matematicheskaya model' rabocheho protsessa GTD. *Trudy Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelistroeniya» (June, 26-27, 2003, Samara)*. Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 116-122. (In Russ.)
9. Gaudet Sh.R., Gauthier J. A simple sub-idle component map extrapolation method. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007 (May, 14-17, 2007, Montreal, Canada)*. V. 1. P. 29-37. DOI: 10.1115/GT2007-27193
10. Zachos P.K. Gas turbine sub-idle performance modelling; Altitude relight and windmilling. Ph. D. Thesis. UK: Cranfield University, 2010. 234 p.
11. Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin: uchebnik dlya vuzov* [Theory and calculation of aircraft blade machines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 431 p.
12. Rzhavin Yu.A., Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Karasev V.N., Kiktev S.I. *Teoriya kompressorov i turbin aviatsionnykh GTD: ucheb. posobie* [Theory of compressors and turbines of aircraft gas turbine engines]. Moscow: «Znanie-M» Publ., 2022. 467 p.

13. Riegler C., Bauer M., Kurzke J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations. *Journal of Turbomachinery*. 2001. V. 123, Iss. 2. P. 372-378. DOI: 10.1115/1.1368123

14. Therkorn D., Braig W. Turbinenkennfelderstellung für kleine arbeiten und drehzahlen. *Z. Flugwiss & Weltraumforsch.* 1994. V. 18, Iss. 2. P. 140-144.

15. Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. Method of computation of start-up and windmill modes using elements-based nonlinear quasi-1d mathematical models of gas turbine engines. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2022. No. 7. P. 36-44. (In Russ.)

16. Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. Method for mathematical modeling of start-up and windmill modes for gas turbine engines. *Pumps. Turbines. Systems*. 2022. No. 4 (45). P. 67-76. (In Russ.)

17. Rozhkova M.V. Studying working process of the low-pressure compressor at the windmill modes. *Aerospace MAI Journal*. 2023. V. 30, no. 2. P. 91-98. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98

18. Erhard W., Hönle J., Kau H.-P., Kerler M., Nachtigall H. Experimental validation of a sub-idle compressor map extrapolation. *Proceedings of the XXI International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 2013 (September, 9-13, 2013, Busan, Korea)*. V. 1. P. 192-198.

19. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method. *Proceedings of the GPPS Forum 18 Global Power and Propulsion Society (January, 10-12, 2018, Zurich, Switzerland)*.

20. Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low order models for the calculation of compressor sub-idle characteristics. *Proceedings of the 24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (September, 22-27, 2019, Canberra, Australia)*.

21. Aircraft Engines. Professional software for gas turbine performance calculations. Available at: <https://gasturb.com>

22. Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. Available at: <http://thermogte.ru>

23. Mukhamedov R.R. Mathematical models of gas turbine engines. *Molodezhnyy Vestnik UGATU*. 2014. No. 1 (10). P. 35-43. (In Russ.)

24. Dayneko V.I. Windmilling of compressor stages of gas turbine engines. *Vestnik Dvigatellestroeniya*. 2006. No. 3. P. 17-20. (In Russ.)

25. Kuznetsov V.I. Eksperimental'nye issledovaniya gazoturbinnogo dvigatelya na rezhime avtorotatsii. *Trudy Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatellestroeniya» (June, 26-27, 2003, Samara)*. Part 1. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 410-413. (In Russ.)