

Научная статья
УДК 621.452.3:519.876.5
DOI: 10.34759/vst-2023-2-139-147

МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ И РАДИАЛЬНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ КОРПУСА ТУРБИНЫ ГТД ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В СОСТАВЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАДИАЛЬНЫМИ ЗАЗОРАМИ


Никита Андреевич Самойленко¹ , Николай Николаевич Кашин², Николай Юрьевич Самохвалов³

^{1, 2, 3} ОДК-Авиадвигатель,

Пермь, Россия

¹ Пермский национальный исследовательский политехнический университет,

Пермь, Россия

¹ nikita5am@yandex.ru 

² kashin-nn@avid.ru

³ samohvalov@avid.ru

Аннотация. Рассмотрены одномерные методики определения теплового состояния и радиальных перемещений корпуса турбины газотурбинного двигателя (ГТД), которые могут быть использованы в составе математической модели системы активного управления радиальными зазорами (САУРЗ). Для интеграции в электронный регулятор двигателя данные методики должны удовлетворять требованиям по быстродействию и точности вычислений. Первая из рассмотренных методик – непосредственное измерение температуры корпуса турбины на двигателе, вторая – вычисление теплового состояния с помощью метода конечных разностей, третья – вычисление теплового состояния с помощью динамического определения постоянных времени. Результаты моделирования сопоставлены с моделями более высокого уровня и экспериментальными данными с полноразмерного двигателя. По результатам анализа определено, что для вычисления радиальных зазоров в масштабе реального времени пригодны первая и третья методики; вторая методика не удовлетворяет требованиям по точности вычислений.

Ключевые слова: термомеханическая модель статора турбины, САУРЗ, радиальные зазоры в турбинах ГТД, тепловое состояние турбин ГТД, регулирование радиальных зазоров турбин ГТД

Для цитирования: Самойленко Н.А., Кашин Н.Н., Самохвалов Н.Ю. Методики расчета теплового состояния и радиальных перемещений корпуса турбины ГТД для применения в составе математической модели системы активного управления радиальными зазорами // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 139–147. DOI: 10.34759/vst-2023-2-139-147

Original article

A TECHNIQUE FOR COMPUTING THERMAL STATE AND RADIAL DISPLACEMENTS OF THE GAS TURBINE ENGINE HULL FOR APPLICATION AS A PART OF MATHEMATICAL MODEL OF RADIAL CLEARANCE ACTIVE CONTROL SYSTEM

Nikita A. Samoilenko¹ , Nikolai N. Kashin², Nikolai Yu. Samokhvalov³

^{1, 2, 3} UEC-Aviadvigatel,

Perm, Russia

¹ Perm National Research Polytechnic University,

Perm, Russia

¹ nikita5am@yandex.ru 

² kashin-nn@avid.ru

³ samohvalov@avid.ru

Abstract

This article considers techniques for the thermal state and radial displacements computing of the GTE turbine hull in the context of their application as a part of the mathematical model of the active clearance control system (ACCS) integrated into the electronic engine controller. The first technique is the of displacements computing based on the direct measurement of the hull temperature with the running engine. This scheme is realized on the CFM56-7B engine. It was

© Самойленко Н.А., Кашин Н.Н., Самохвалов Н.Ю., 2023

revealed by the results of the analysis that it was quite enough to determine deformations of the external turbine hull only, and deformations caused by the pressure difference could be neglected, since were of no more than 3% of the temperature ones. These simplifications are being applied for the analysis of the rest techniques. The result of the hull displacements modeling results at the known temperature at the single point comparison with the results of axisymmetric modeling by the field verified by the temperature determined that the said technique ensures enough accuracy and computing speed. The second technique, namely displacements computing based on the temperature state, determined with the finite element method. Modeling results and technique verification are presented in the opened sources. They demonstrate that the error of the stationary thermal state modeling relative to the experimental data reaches 25% for the ground based gas turbine engine hull. Hence, this error will be much higher at the transient modes of the non-stationary computations. On the assumption of the performed analysis, the second technique does not satisfy the accuracy requirements to be integrated into the engine electronic controller. The third technique was developed by the authors, and based on the turbine hull displacements determining by the heat dissipation, calculated by the time constants dynamic computing. The hull temperature computing is performed by the two parameters, such as predicted stationary temperature and time constant, which are being computed at each time instant of the engine parameters registration in the automatic control system (ACS). Parameters computing is divided into the modes at turned-on and turned-off ACCS, since the time constants computing is based on the intrinsic heat transfer coefficients determining, and substantial heat exchange intensification occurs at the ACCS turning on, since the blow-off type changes from the smooth channel to the jet with the barrier. Stationary temperatures are being computed at the turned-off ACCS by the engine operation modes, while with the turned-on ACCS the air consumption and temperature in the blow-off collector are being accounted for additionally since these parameters are being used directly for the hull thermal state control and, hence, radial clearances. The calculated temperatures are compared with the data on the turbine housing thermometry on a full-size engine from the two test cycles. It is confirmed that this technique reliably reproduces the values and dynamics of temperature changes. Thus, it can be integrated into the ACC mathematical model. On the assumption of the accuracy and quick response, the first and the third of the considered methods can be applied to simulate the hull displacements on a real-time scale, and account for the control parameters of the ACCs, such as temperature and airflow in the blow manifold. Thus, they may be integrated into dynamic ACC, optimizing radial clearances in the turbine at all engine operating modes, and as the result, enhance its efficiency.

Keywords: turbine stator thermo-mechanical model, radial clearance active control system (RCACS), radial clearances in GTE turbines, GTE turbine thermal state, GTE turbines radial clearances adjustment

For citation: Samoilenko N.A., Kashin N.N., Samokhvalov N.Yu. A Technique for Computing Thermal State and Radial Displacements of the Gas Turbine Engine Hull for Application as a Part of Mathematical Model of Radial Clearance Active Control System. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 139-147. DOI: 10.34759/vst-2023-2-139-147

Введение

Минимизация радиальных зазоров между торцами лопаток и статорными деталями в процессе работы двигателя является важной задачей и одним из путей дальнейшего повышения эффективности и экономичности рабочего процесса в ГТД. Радиальный зазор и составляющие его размерной цепи представлены на рис 1.

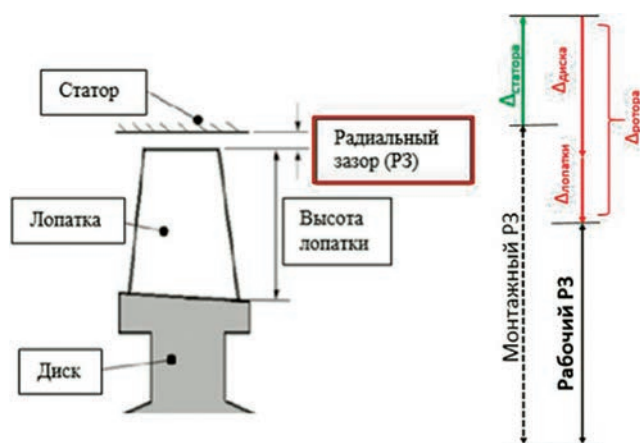


Рис. 1. Радиальный зазор и размерная цепь радиального зазора (Δ – перемещение)

В радиальном зазоре утечки газа теряют свой потенциал по давлению и сохраняют свою энергию, не превращая ее в полезную работу турбины [1], в результате чего снижается эффективность рабочего процесса. Например, в [2] приводятся такие данные; для турбовентиляторного двигателя с большой степенью двухконтурности изменение радиального зазора на 10 тысячных дюйма ($\approx 0,25\%$ высоты лопатки) соответствует изменению КПД турбины примерно на 1% и изменению температуры газа за турбиной на 10° . В свою очередь, КПД турбины значительно влияет на параметры двигателя в целом [3].

Для минимизации отклонения величины радиального зазора от расчетного значения применяют системы активного управления радиальными зазорами. В современных серийных ГТД эти системы управляют величиной радиального зазора путем регулирования тепловой инерционности статора. Регулирование осуществляется изменением параметров обдува корпуса (расход или температура) из коллектора САУРЗ.

Одно из направлений развития современных САУРЗ – динамическое регулирование, основанное на математическом моделировании радиальных зазоров в масштабе реального времени на всех режимах работы двигателя [4]. Такой способ регулирования позволит минимизировать отклонение величины P3 от расчет-

ного значения при любых изменениях стандартных условий работы двигателя, поэтому данное направление является актуальным, так как выше показана важность минимизации радиальных зазоров в турбине.

На рис. 2 показан полетный цикл самолета с увеличенным темпом режима набора высоты (что может быть следствием плохих погодных условий) и, как следствие, с большей частотой вращения ротора, без динамического регулирования – в данных условиях может произойти врезание ротора в статор. На рис. 3 показаны варианты изменения радиального зазора при снижении частоты вращения ротора на крейсерском режиме (что может быть следствием смены эшелона, например, при облете грозового фронта) без дополнительных корректировок и с динамическими мероприятиями.

Основная сложность при создании подобных программ управления – разработка моделей, способных вычислять радиальный зазор в масштабе реального времени с достаточным уровнем точности.

По результатам анализа открытых источников определено, что в современной практике двигателестроения для определения радиальных зазоров используются двумерные модели расчета теплового состояния и напряженно-деформированного состояния (НДС) с предварительными гидравлическими расчетами [5], а также трехмерные сопряженные газодинамические расчеты с последующими прочностными расчетами [6, 7]. В [8] разработана термомеханическая модель ротора

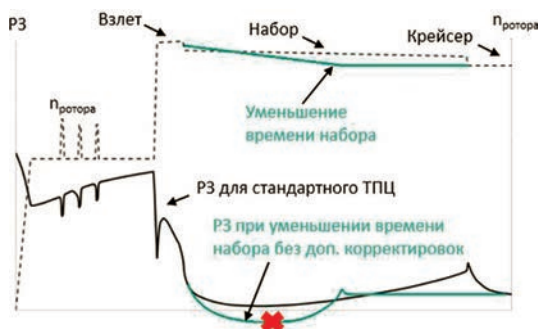


Рис. 2. Врезание ротора в статор при уменьшении времени набора высоты

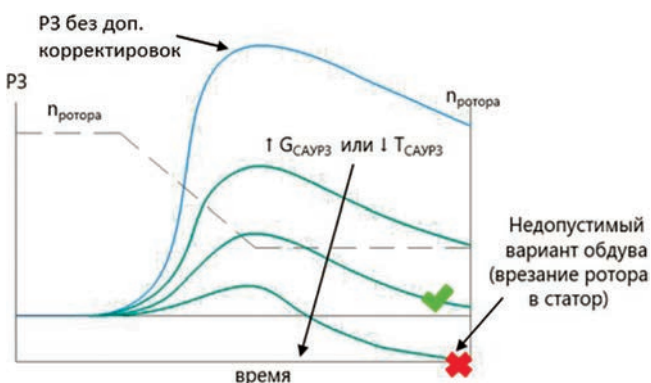


Рис. 3. Изменение радиального зазора при смене эшелона

для интеграции в математическую модель САУРЗ; здесь же определено, что для выполнения требований по быстродействию модель должна быть одномерной, так как модели, интегрированные в электронный регулятор двигателя, должны быть не требовательны к вычислительным ресурсам и в подавляющем большинстве являются аналитическими [9]. Следовательно, известные двумерные и трехмерные методики не пригодны для вычисления радиальных зазоров в масштабе реального времени.

При анализе открытых источников определены работы, в которых описаны одномерные модели теплового состояния корпуса, соответствующие вышеописанным требованиям по быстродействию. Так, в [10] описана схема работы САУРЗ двигателя CFM65-7B, где расчет деформаций корпуса происходит в результате непосредственного измерения температуры корпуса; далее данная схема будет использована как прототип для одной из рассматриваемых методик. Известны работы [2, 11], в которых приведены одномерные модели теплового состояния и радиальных перемещений деталей турбины, однако расчет в них проводится для математической модели двигателя без сопоставления с экспериментальными данными реальных двигателей. Также в [2, 11] коэффициенты теплоотдачи на поверхностях деталей принимаются заранее известными, а для расчета радиального зазора на нестандартных режимах работы двигателя необходимо динамическое вычисление коэффициентов теплоотдачи на основании параметров режима работы двигателя, что будет учтено далее для рассматриваемых в статье методик. Основой для создания динамической САУРЗ являются модели теплового состояния и радиальных перемещений статора, так как САУРЗ регулирует его тепловую инерционность, и ввести управляющие параметры в электронный регулятор двигателя (расход и температура воздуха обдува статора) можно только через данную модель.

Ниже представлены методики, которые потенциально могут быть использованы для вычисления термомеханического состояния статора в составе модели САУРЗ.

Расчет теплового состояния и радиальных перемещений корпуса турбины ГТД

В известных работах [12, 13] расчет деформаций осуществляется для наружного кольцевого корпуса, так как он является несущим элементом, а секторные детали, закрепленные на внешнем корпусе, не влияют на жесткость статора, так как свободно расширяются в противоположном от внешнего корпуса направлении. Для рассматриваемых далее методик принято аналогичное упрощение. Эквивалентная расчетная схема статора представлена на рис. 4.

1. Расчет деформаций статора на основании непосредственного измерения температуры корпуса

Схема управления радиальными зазорами, основанная на непосредственном измерении температуры

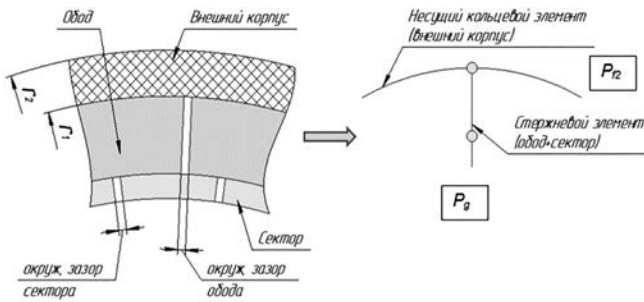


Рис. 4. Эквивалентная расчетная схема для определения деформаций статора турбины

корпуса, реализована на двигателе CFM56-7B [10]. Схема САУРЗ представлена на рис. 5.

При подобной схеме тепловое состояние корпуса измеряется непосредственно, с помощью вычислений определяются механическая и тепловая деформации корпуса.

Деформации от перепада давлений вычисляются по формуле полого цилиндра

$$\Delta p = \frac{1}{E(r_2^2 - r_1^2)} \left[(1 - \mu)(p_{r2}r_1^2 - p_g r_2^2)r_1 - (1 + \mu)r_1 r_2^2 (p_g - p_{r2}) \right], \quad (1)$$

где Δp – деформация от перепада давлений; μ – коэффициент Пуассона; E – модуль Юнга; r_1 и r_2 – радиусы внутренней и внешней поверхности наружного корпуса (рис. 4); p_{r2} – давление снаружи корпуса (давление за вентилятором в канале наружного контура); p_g – давление в проточной части (на входе в ТВД). Вывод данной формулы представлен в [12, 13].

Для упрощения модели предположено, что деформация от перепада давлений пренебрежимо мала по сравнению с температурной, для проверки предположения проведен расчет деформаций статора в осесимметричной 2D-постановке. На рис. 6 показано соотношение деформации от перепада давлений и температурной деформации (Δ_p/Δ_{temp}) в точках корпуса

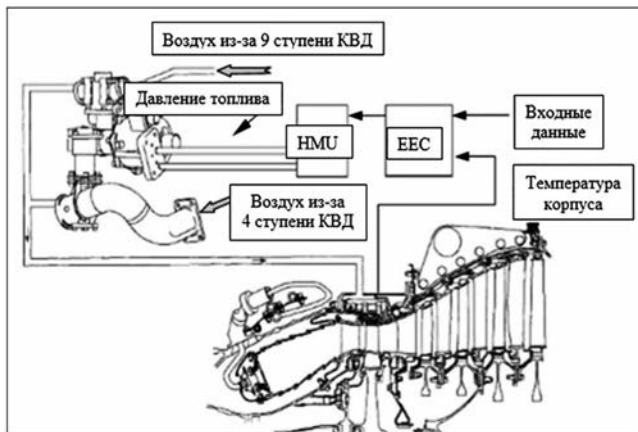


Рис. 5. Схема САУРЗ ТВД двигателя CFM56-7B, где EEC (electronic engine control) – электронная система контроля двигателя, HMU (hydromechanical unit) – гидравлический привод [10]

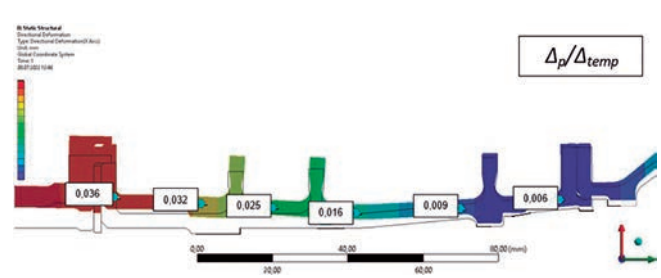


Рис. 6. Соотношение деформации от перепада давлений и температурной деформации (Δ_p/Δ_{temp}) в точках корпуса турбины

турбины. Деформации корпуса от перепада давлений составляют не более 2 ... 3 % от температурных деформаций, и для упрощения модели ими можно пренебречь.

Температурная деформация рассчитывается по одномерной аналитической формуле с использованием коэффициента линейного температурного расширения:

$$\Delta_T = r \cdot \alpha(T) \cdot (T - 20), \quad (2)$$

где ΔT – температурная деформация; $\alpha(T)$ – коэффициент теплового расширения (КТР) материала, зависящий от температуры; r – радиус точки; T – температура точки.

Для реализации данной методики необходимо выбрать точку на корпусе, где будет установлена термопара. Выбор точки выполнен по результатам расчетов теплового состояния таким образом, что температура в данной точке при включенном САУРЗ соответствует усредненной температуре корпуса. Локальные отличия температур корпуса от температуры выбранной точки составляют не более 6% (рис. 7).

На рис. 8 представлено сравнение деформаций, полученных в результате 1D аналитического расчета по температуре точки, указанной на рис. 7, с деформациями, рассчитанными в 2D осесимметричной постановке по аналогичному полю температур. В осесимметричной постановке принималось среднее значение перемещений между зацепами обода.

По результатам сравнения установлено, что данная методика удовлетворяет требованиям по точности и быстродействию для интеграции в электронный регулятор двигателя и вычисления РЗ в масштабе реального времени.

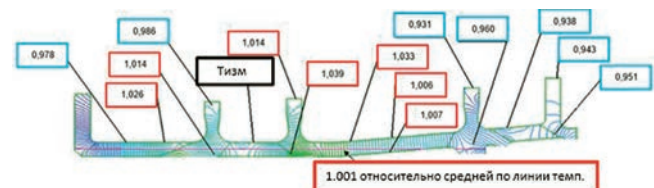


Рис. 7. Отличие температур точек корпуса турбины от температуры предполагаемого места постановки термопары

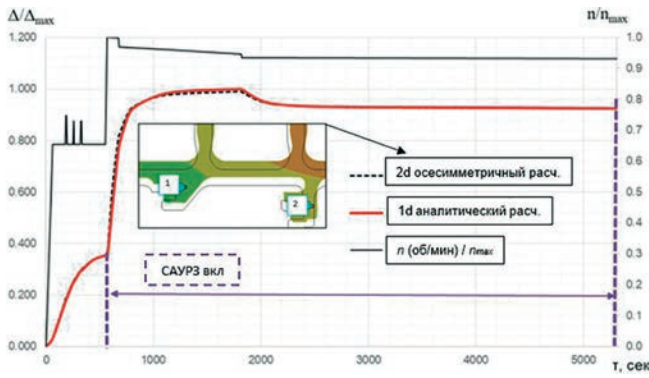


Рис. 8. Сравнение деформаций, рассчитанных по 1D аналитической модели и по 2D осесимметричной модели

2. Расчет деформаций статора на основании температуры, определенной с помощью метода конечных разностей (МКР)

В работе [14] представлено сравнение результатов трехмерного, двумерного и одномерного (МКР) моделирования теплового состояния корпуса наземного ГТД с экспериментальными данными (рис. 9). По рисунку видно, что отличие одномерного расчета от экспериментальных данных достигает 50–100°C (12–25%), причем такая погрешность имеет место на стационарном режиме, следовательно, на переходных режимах нестационарного расчета погрешность, вероятно, будет выше.

В результате анализа открытых источников определено, что 1D МКР не может быть применен для расчета температур и деформаций корпуса турбины в масштабе реального времени из-за низкой точности.

3. Расчет деформаций статора на основании температуры, определенной с помощью динамического вычисления постоянных времени

Аналитические решения задачи теплопроводности содержат множество математических преобразований и имеют место для тел простой известной формы с аналитически описываемыми граничными условиями [15, 16]. Для корпуса сложной формы, состоящего из нескольких слоев (внешний корпус, обода, сектора), имеющего сложные граничные условия (взаимодействие с газом, воздухом из-за компрессора, струйный обдув воздухом из-за вентилятора, контактный теплообмен с другими деталями), нет однозначного аналитического решения.

Универсальным способом вычисления нестационарных температур тела является определение стационарного теплового состояния и постоянной времени. В основу данного метода положен фундаментальный закон теплопередачи – закон Ньютона–Рихмана [17]:

$$\frac{dQ}{d\tau} = \alpha(T_s - T)dF, \tag{3}$$

где Q – количество теплоты, Дж; T_s – температура окружающей среды, °C; α – коэффициент теплоотдачи, Вт/м²К; F – площадь, м².

Количество теплоты можно записать так:

$$dQ = m \cdot c \cdot dT, \tag{4}$$

где m – масса нагреваемого тела, кг; c – удельная теплоемкость, Дж/кг°C).

При подстановке уравнения (4) в (3) получаем:

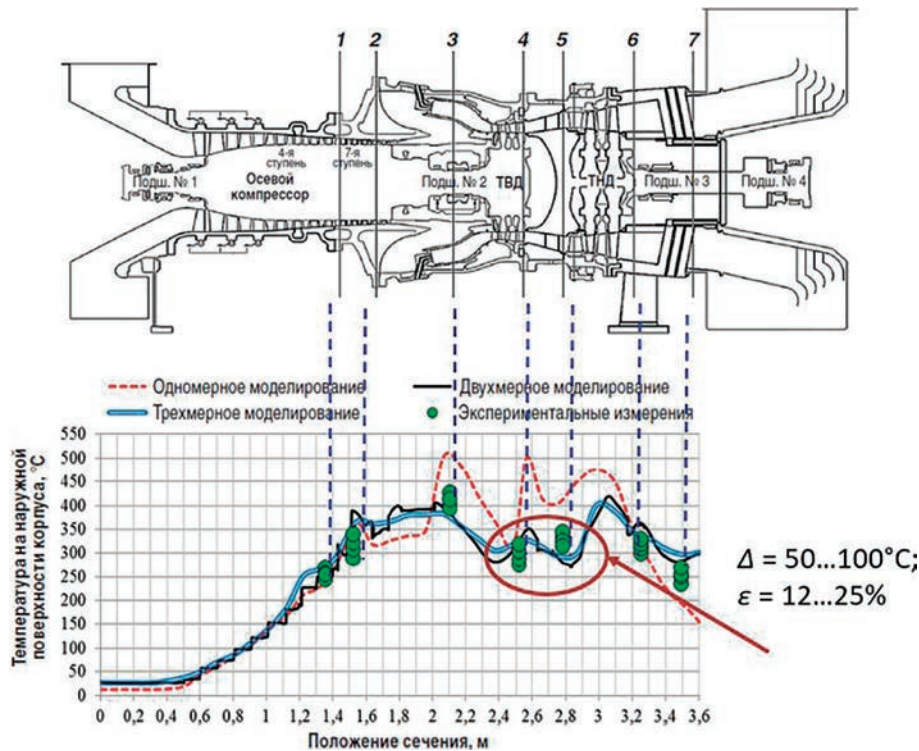


Рис. 9. Сравнение результатов 1D- (МКР), 2D- осесимметричного и 3D-моделирования температур корпуса турбины ГТД с экспериментальными данными [14]

$$\frac{dT}{d\tau} = k(T_s - T), \quad k = \frac{\alpha \cdot dF}{m \cdot c}. \quad (5)$$

Решение дифференциального уравнения (5) имеет вид:

$$T(\tau) = T_s + (T - T_s) \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}, \quad (6)$$

Постоянную времени можно определить как:

$$\tau = \frac{1}{k} = \frac{m \cdot c}{\alpha \cdot F}. \quad (7)$$

Из уравнения (7) видно, что постоянную времени можно принимать в качестве интегральной характеристики нагрева любой детали, так как она учитывает свойства, увеличивающие тепловую инерционность детали (масса, теплоемкость) и уменьшающие (коэффициент теплоотдачи, площадь теплообмена).

Вычисление стационарной температуры T_s

Вычисление стационарной температуры T_s возможно в двух режимах: при выключенной САУРЗ и при включенной САУРЗ, так как изменяется схема обдува внешнего корпуса и температура потоков.

При выключенной САУРЗ вычисление стационарной температуры может быть реализовано через температуры характерных потоков воздуха, охлаждающих статор турбины, например с помощью линейной зависимости от температуры отбора воздуха на охлаждение обода и сектора первой ступени.

При включенной САУРЗ зависимость должна учитывать температуру горячего газа, а также температуру и расход охлаждающего воздуха в коллекторе САУРЗ, так как это необходимо для реализации управляемого обдува корпуса. Управляемый обдув корпуса может осуществляться как с помощью изменения расхода (заслонка на трубе отбора), так и с помощью изменения температуры воздуха (управляемое смешение горячего и холодного воздуха) – рис. 10.

Динамическое вычисление постоянной времени

По аналогии с вычислением стационарной температуры точки вычисление постоянной времени также было разделено на два режима (САУРЗ включена / выключена). Вычисление постоянной времени в произвольный момент работы двигателя происходит через известное значение (полученное как время переходного процесса при мгновенной смене режима по идентифицированной модели более высокого уровня

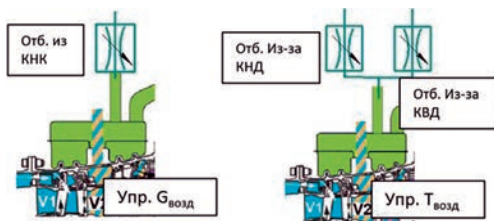


Рис. 10. Варианты управления обдувом корпуса (расход / температура)

– 2D, 3D) и отношение коэффициентов теплоотдачи, а также теплоемкостей:

$$\tau = \tau_{ref} \frac{c \cdot \alpha_{ref}}{c_{ref} \cdot \alpha}. \quad (8)$$

Здесь параметры с индексом ref относятся к известному (вычисленному по модели более высокого уровня) значению постоянной времени. Исходя из выражения (8) при описанных известных величинах вычисление постоянной времени сводится к динамическому вычислению коэффициента теплоотдачи в произвольный момент работы двигателя.

Отношение коэффициентов теплоотдачи необходимо выразить через общие параметры режима, чтобы не было привязки к определенной поверхности и потоку.

На режимах без обдува корпуса из САУРЗ коэффициенты теплоотдачи необходимо вычислять по зависимостям для гладких каналов [18] с использованием расходов и температур воздуха.

Для режимов с включенной САУРЗ характерным будет теплообмен на обдуве корпуса и необходима другая зависимость, так как интенсификация теплообмена при выдуве из отверстия перпендикулярно на корпус составляет от 5 до 15 раз [19–21]. Интенсификация теплообмена происходит за счет значительной турбулентности потоков, выходящих из коллектора САУРЗ, следовательно, необходимо учитывать число Прандтля [22]. При вычислении коэффициентов теплоотдачи необходимо использовать расходы, температуры и давления потоков, обдувающих корпус турбины.

Верификация методики по экспериментальным данным

Для верификации методики выполнено сравнение температур, полученных в результате моделирования, с температурами, измеренными на полноразмерном двигателе. Препарирование корпуса выполнено термопарами в нескольких угловых положениях по окружности (при одинаковой осевой координате). Измерение температур проведено по двум испытательным стендовым циклам: с включением САУРЗ на взлетном режиме (рис. 11); с включением САУРЗ на взлетном режиме, крейсерском и режиме 0.9 набора (рис. 12).

Разработанная одномерная методика, основанная на динамическом вычислении постоянных времени в каждый момент работы двигателя, обеспечивает достаточную точность и скорость вычислений для определения радиальных зазоров в масштабе реального времени. Температура и расход воздуха в коллекторе САУРЗ, используемые при вычислениях, являются регулирующими параметрами для радиальных зазоров.

Выводы

По результатам расчета деформаций статора на основании непосредственного измерения температуры корпуса определено, что деформации корпуса от перепада давлений составляют не более 2 ... 3 % от температурных деформаций, следовательно, для упрощения модели (исходя из требований по быстродействию для

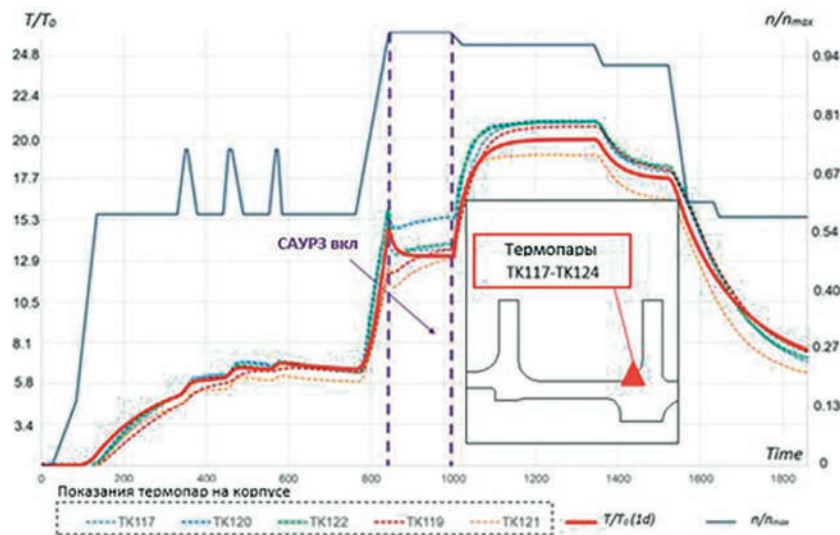


Рис. 11. Сравнение результатов моделирования с результатами термометрирования корпуса по стендовому испытательному циклу с включением САУРЗ на взлетном режиме

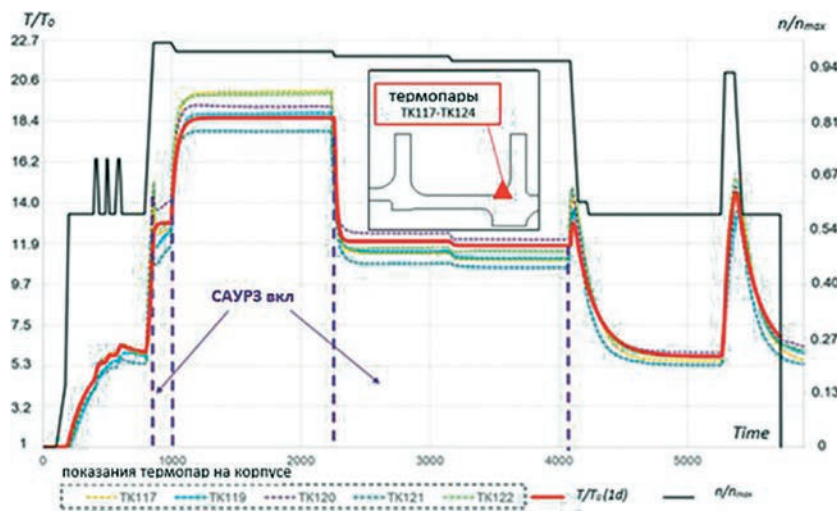


Рис. 12. Сравнение результатов моделирования с результатами термометрирования корпуса по стендовому испытательному циклу с включением САУРЗ на взлетном режиме, крейсерском и режиме 0,9 набора

моделей, интегрированных в электронный регулятор двигателя) ими можно пренебречь. По результатам сравнения перемещений, определенных по одномерной методике на основании температуры в одной точке, с перемещениями, определенными в результате двумерного осесимметричного расчета, установлено, что одномерное моделирование обеспечивает достаточный уровень точности.

Анализ открытых источников показал, что метод конечных разностей обеспечивает погрешность моделирования температур корпуса до 25% для стационарного режима наземного ГТД. Ожидается, что при моделировании нестационарных температур авиационных ГТД погрешность будет выше.

В результате верификации одномерной методики, основанной на динамическом вычислении посто-

янных времени, определено, что данная методика с достаточной точностью воспроизводит динамику и значения температур, что подтверждено термометрированием корпуса турбины на полноразмерном двигателе. Для вычисления используются температура и расход воздуха в коллекторе САУРЗ, которые являются регулирующими параметрами для радиальных зазоров.

На основании анализа вышеперечисленных методик сделан вывод, что для вычисления деформаций корпуса турбины в масштабе реального времени пригодны методики, основанные на непосредственном измерении температуры корпуса и динамическом вычислении постоянных времени, так как они обеспечивают достаточную точность при требуемом уровне быстродействия.

Список источников

1. *Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л.* Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Машиностроение, 2008. — Т. 2.
2. *Kratz J.L., Chapman J.W.* Active turbine tip clearance control trade space analysis of an advanced geared turbofan engine // 2018 Joint Propulsion Conference (9-11 July 2018; Cincinnati, Ohio). DOI: 10.2514/6.2018-4822
3. *Эзрохи 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
4. *Самойленко Н.А., Попова Д.Д., Попов Д.А.* Обзор систем активного управления радиальными зазорами турбин, применяемых в авиационном двигателестроении. Направления и перспективы развития // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 65. С. 45–56. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.65.05
5. *Бондарчук П.В., Тисарев А.Ю., Лаврушин М.В.* Разработка методики расчета системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3-3(34). С. 272–278.
6. *Kumar R., Kumar V.S., Butt M.M.* et al. Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions // Applied Thermal Engineering. 2020. Vol. 179: 115700. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2020.115700
7. *Юртаев А.А., Бадыков Р.Р., Бенедюк М.А., Сеньчев М.Н.* Определение величины радиальных зазоров центробежного компрессора и турбины малоразмерного газотурбинного двигателя на максимальном режиме работы // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 131–143. DOI: 10.34759/vst-2022-1-131-143
8. *Самойленко Н.А., Кашин Н.Н.* Оценка возможности применения одномерных численных расчетных методов для моделирования радиальных перемещений деталей ротора ГТД в составе математической модели системы активного управления радиальными зазорами // Авиационные двигатели. 2021. № 4(13). С. 39–50. DOI: 10.54349/26586061_2021_4_39
9. *Kypuros J., Melcher K.J.* A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance. Technical Memorandum NASA/TM—2003-212226. URL: 20030032933.pdf
10. *Андропов А.С., Тихомиров Б.А., Ерохин С.К.* Моделирование теплового состояния корпуса газотурбинного двигателя, установленного в защитном кожухе // Газовая промышленность. 2017. № 4(751). С. 68–74.
11. *Кроль Д.Г.* Нестационарные тепловые процессы при поверхностном нагреве двухслойных пластин // Вестник Гомельского государственного технического университета им. П.О. Сухого. 2002. № 3-4(9). С. 146–150.
12. *Елисеев В.Н., Товстоног В.А., Боровкова Т.В.* Алгоритм решения обобщенной задачи нестационарной теплопроводности в телах простой геометрической формы // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 1(112). С. 112–128.
13. *Кутателадзе С.С.* Основы теории теплообмена. — Изд. 5-е, перераб. и доп. — М.: Атомиздат, 1979. — 416 с.
14. *Creci G., de Mendoca M.T., Menezes J.C., Barbosa J.R.* Heat Transfer Analysis in a Single Spool Gas Turbine by Using Calculated-Estimated Coefficients with the Finite Element Method // Applied Sciences. 2020. Vol. 10. No. 23: 8328. DOI: 10.3390/app10238328
15. *Гречишников О.В., Балакин А.Ю., Росляков А.Д.* Тепловое состояние статора газотурбинного двигателя наземного применения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 3(41). С. 57–64.
16. *Dhopade P., Kirillos B., Ireland P., Lewis L.* A Comparison of Single-Entry and Multiple-Entry Casing Impingement Manifolds for Active Thermal Tip Clearance Control // International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power. 2021. Vol. 6. No. 2. DOI: 10.3390/ijtp6020010
17. *Da Soghe R., Facchini B., Micio M., Andreini A.* Aerothermal Analysis of a Turbine Casing Impingement Cooling System // International Journal of Rotating Machinery. 2012. DOI: 10.1155/2012/103583
18. *Зайцев Д.К., Смирнов Е.М.* Метод расчета турбулентного числа Прандтля для SST-модели турбулентности // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2019. № 12. С. 39–49.
19. *Гречишников О.В., Балакин А.Ю., Росляков А.Д.* Тепловое состояние статора газотурбинного двигателя наземного применения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 3(41). С. 57–64.
20. *Dhopade P., Kirillos B., Ireland P., Lewis L.* A Comparison of Single-Entry and Multiple-Entry Casing Impingement Manifolds for Active Thermal Tip Clearance Control // International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power. 2021. Vol. 6. No. 2. DOI: 10.3390/ijtp6020010
21. *Da Soghe R., Facchini B., Micio M., Andreini A.* Aerothermal Analysis of a Turbine Casing Impingement Cooling System // International Journal of Rotating Machinery. 2012. DOI: 10.1155/2012/103583
22. *Зайцев Д.К., Смирнов Е.М.* Метод расчета турбулентного числа Прандтля для SST-модели турбулентности // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2019. № 12. С. 39–49.

References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskii V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Principles of aero-engines and power generation gas turbines designing), Moscow, Mashinostroenie, 2008, vol. 2, 368 p.
2. Kratz J.L., Chapman J.W. Active turbine tip clearance control trade space analysis of an advanced geared turbofan engine. *2018 Joint Propulsion Conference (9-11 July 2018; Cincinnati, Ohio)*. DOI: 10.2514/6.2018-4822
3. 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
4. Samoilenko N.A., Popova D.D., Popov D.A. *Vestnik PNIPU*.

- Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2021, no. 65, pp. 45–56. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.65.05
5. Bondarchuk P.V., Tisarev A.Yu., Lavrushin M.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 3-3(34), pp. 272–278.
 6. Kumar R., Kumar V.S., Butt M.M. et al. Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions. *Applied Thermal Engineering*, 2020, vol. 179: 115700. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2020.115700
 7. Yurtaev A.A., Badykov R.R., Benedyuk M.A., Senchev M.N. Determining radial gaps values of centrifugal compressor and turbine of a small-sized gas turbine engine at maximum operation mode. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 131-143. DOI: 10.34759/vst-2022-1-131-143
 8. Samoilenko N.A., Kashin N.N. *Aviatsionnye dvigateli*, 2021, no. 4(13), pp. 39-50. DOI: 10.54349/26586061_2021_4_39
 9. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Zuev S.A., Petukhov A. A. The onboard mathematical model application to control gas turbine engine with extra combustion chamber. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 90-97. DOI: 10.34759/vst-2019-4-90-97
 10. Linke-Diesinger A. *Systems of commercial turbofan engines. An introduction to system functions*. Leipzig, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008, 239 p. DOI: 10.1007/978-3-540-73619-6
 11. Chapman J.W., Guo T.-H., Kratz J.L., Litt J.S. Integrated Turbine Tip Clearance and Gas Turbine Engine Simulation. *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (25-27 July 2016; Salt Lake City, UT)*. DOI: 10.2514/6.2016-5047
 12. Peng K., Fan D., Yang F. et al. Active generalized predictive control of turbine tip clearance for aero-engines. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, vol. 26, no. 5, pp. 1147-1155. DOI: 10.1016/j.cja.2013.07.005
 13. Kypuros J., Melcher K.J. *A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance*. Technical Memorandum NASA/TM—2003-212226. URL: 20030032933.pdf
 14. Andropov A.S., Tikhomirov B.A., Erokhin S.K. *Gazovaya promyshlennost'*, 2017, no. 4(751), pp. 68-74.
 15. Krol' D.G. *Vestnik Gorn'enskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. P.O. Sukhogo*, 2002, no. 3-4(9), pp. 146-150.
 16. Eliseev V.N., Tovstonog V.A., Borovkova T.V. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baubmana*. Seriya Mashinostroenie, 2017, no. 1(112), pp. 112-128.
 17. Kutateladze S.S. *Osnovy teorii teploobmena* (Fundamentals of the theory of heat transfer), 5th ed. Moscow, Atomizdat, 1979, 416 p.
 18. Creci G., de Mendoca M.T., Menezes J.C., Barbosa J.R. Heat Transfer Analysis in a Single Spool Gas Turbine by Using Calculated-Estimated Coefficients with the Finite Element Method. *Applied Sciences*, 2020, vol. 10, no. 23: 8328. DOI: 10.3390/app10238328
 19. Grechishnikov O.V., Balakin A.Yu., Roslyakov A.D. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2013, no. 3(41), pp. 57-64.
 20. Dhopade P., Kirolos B., Ireland P., Lewis L. A Comparison of Single-Entry and Multiple-Entry Casing Impingement Manifolds for Active Thermal Tip Clearance Control. *International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power*, 2021, vol. 6, no. 2. DOI: 10.3390/ijtp6020010
 21. Da Soghe R., Facchini B., Miccio M., Andreini A. Aerothermal Analysis of a Turbine Casing Impingement Cooling System. *International Journal of Rotating Machinery*, 2012. DOI: 10.1155/2012/103583
 22. Zaitsev D.K., Smirnov E.M. Nauchno-tehnicheskie vedomosti SPbGPU. *Fiziko-matematicheskie nauki*, 2019, no. 12, pp. 39-49.

Статья поступила в редакцию 09.03.2023; одобрена после рецензирования 29.03.2023; принята к публикации 31.03.2023.

The article was submitted on 09.03.2023; approved after reviewing on 29.03.2023; accepted for publication on 31.03.2023.