

УДК 536.51:681.5.015.3

Методика определения характеристической кривой тепловой инерции авиационных датчиков температуры газов

Сабитов А.Ф., Сафина И.А.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ,
ул. К. Маркса, 10, г. Казань 420111, Россия

Поступила 16.08.2017

Принята к печати 24.10.2017

Эффективность коррекции динамических характеристик авиационных датчиков температуры газов в системах автоматического управления работой газотурбинных двигателей зависит от точности установления функциональной зависимости постоянных времени применяемых датчиков температуры газов от условий теплообмена. Целью настоящей работы являлась разработка методики, позволяющей определять характеристические кривые тепловой инерции датчиков температуры газов без нахождения постоянных времени по экспериментальным переходным характеристикам.

Характеристические кривые для каждой постоянной времени определены в виде гиперболических зависимостей от коэффициента теплообмена чувствительного элемента датчиков температуры газов с газовым потоком. Параметры гиперболических зависимостей предложено устанавливать с помощью двумерного регрессионного анализа экспериментальных переходных характеристик, зарегистрированных при не менее чем трех различных коэффициентах теплообмена. Для этого разработаны вычислительные программы в системах *Mathcad* 14 и *Mathcad* 15, позволяющие вводить исходные данные из переходных характеристик в соответствующие векторы или из таблиц, представленных в формате *Excel*. Показано, что переходные характеристики в трехмерных координатах «время – коэффициент теплообмена – значение переходной характеристики» образуют поверхность, параметры которой являются параметрами искомых гиперболических зависимостей.

Для конкретного применения методики приведены функции регрессии для динамических характеристик датчиков температуры газов, соответствующих первому и второму порядкам. Анализ характеристических зависимостей, полученных с помощью традиционных методик и по предлагаемому методу на примере одной постоянной времени, позволяет предположить, что предлагаемый метод более точно устанавливает зависимость динамических характеристик авиационных датчиков температуры газов от условий теплообмена.

Показано, что алгоритм двумерного регрессионного анализа реализует нахождение значений параметров характеристических зависимостей, которые наилучшим образом приближают поверхность выбранной функции регрессии одновременно ко всем используемым для анализа экспериментальным переходным характеристикам.

Ключевые слова: динамические характеристики, датчики температуры газов, характеристические кривые.

DOI: 10.21122/2220-9506-2017-8-4-357-364

Адрес для переписки:

Сабитов А.Ф.
Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ,
ул. К. Маркса, 10, г. Казань 420111, Россия
e-mail: alfir-sabitov@yandex.ru

Address for correspondence:

Sabitov A.F.
A.N. Tupolev Kazan National Research Technical University,
K. Marx str., 10, Kazan 420111, Tatarstan, Russia
e-mail: alfir-sabitov@yandex.ru

Для цитирования:

Сабитов А.Ф., Сафина И.А.
Методика определения характеристической кривой тепловой
инерции авиационных датчиков температуры газов.
Приборы и методы измерений.
2017. – Т. 8, № 4. С. 357–364.

DOI: 10.21122/2220-9506-2017-8-4-357-364

For citation:

Sabitov A.F., Safina I.A.
[Method for determination of the characteristic curve of the thermal
inertia of aircraft gas temperature sensors].
Devices and Methods of Measurements.
2017, vol. 8, no. 4, pp. 357–364 (in Russian).

DOI: 10.21122/2220-9506-2017-8-4-357-364

Method for determination of the characteristic curve of the thermal inertia of aircraft gas temperature sensors

Sabitov A.F., Safina I.A.

A.N. Tupolev Kazan National Research Technical University,
K. Marx str., 10, Kazan 420111, Russia

Received 16.08.2017

Accepted for publication 24.10.2017

Abstract

The effectiveness of correction of the dynamic characteristics of gas temperature sensors in automatic control systems for the operation of aircraft gas turbine engines depends on the accuracy of the time constants of the sensors used from heat exchange conditions. The aim of this work was to develop a new method for determining the characteristic curves of the thermal inertia of gas temperature sensors.

The new technique does not require finding the time constants of gas temperature sensors on the experimental transient characteristics. Characteristic curves for each time constant are defined as hyperbolic dependencies on the heat transfer coefficient of the gas temperature sensors sensing element with the gas flow. Parameters of hyperbolic dependencies are proposed to be established using two-dimensional regression analysis. For this purpose, special software has been developed in the Mathcad 14 and Mathcad 15. The software allows inputting the original data from the transient characteristics to the corresponding vectors or from tables in Excel format. It is shown that the transient characteristics in three-dimensional coordinates «time – heat transfer coefficient – the value of the transition characteristic» form a surface whose parameters are parameters of the desired hyperbolic dependencies.

For a specific application of the technique, the regression functions for the dynamic characteristics of gas temperature sensors corresponding to the first and second orders are given. Analysis of the characteristic dependencies suggests that the proposed method more accurately establishes the dependence of the dynamic characteristics of aircraft gas temperature sensors on heat exchange conditions.

It is shown that the algorithm of two-dimensional regression analysis realizes finding more accurate values of the parameters of the characteristic dependencies. The found parameters of the characteristic dependencies in a best way reach the surface of the chosen regression function at the same time to all the experimental transient characteristics.

Keywords: dynamic behavior, gas temperature sensors, characteristic curves.

DOI: 10.21122/2220-9506-2017-8-4-357-364

Адрес для переписки:

Сабитов А.Ф.
Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ,
ул. К. Маркса, 10, г. Казань 420111, Россия
e-mail: alfir-sabitov@yandex.ru

Address for correspondence:

Sabitov A.F.
A.N. Tupolev Kazan National Research Technical University,
K. Marx str., 10, Kazan 420111, Tatarstan, Russia
e-mail: alfir-sabitov@yandex.ru

Для цитирования:

Сабитов А.Ф., Сафина И.А.
Методика определения характеристической кривой тепловой
инерции авиационных датчиков температуры газов.
Приборы и методы измерений.
2017. – Т. 8, № 4. С. 357–364.
DOI: 10.21122/2220-9506-2017-8-4-357-364

For citation:

Sabitov A.F., Safina I.A.
[Method for determination of the characteristic curve of the thermal
inertia of aircraft gas temperature sensors].
Devices and Methods of Measurements.
2017, vol. 8, no. 4, pp. 357–364 (in Russian).
DOI: 10.21122/2220-9506-2017-8-4-357-364

Введение

Современные летательные аппараты оснащены системами автоматического управления газотурбинными двигателями (ГТД) для обеспечения эффективной, надежной и безопасной работы двигателей при всех условиях эксплуатации. В связи с тем, что температура газового потока в проточных частях ГТД является одним из параметров, во многом определяющим не только абсолютные и удельные параметры двигателя, но и характеристики летательных аппаратов в целом, к точности и быстродействию измерения температуры газа соответствующими каналами систем автоматического управления предъявляются достаточно жесткие требования. Так, например, в работе [1] указывается, что погрешность регулирования температуры газа в установившихся режимах не должна превышать 5–10 К, а в переходных режимах допустимая величина заброса температуры составляет 30–50 К на время не более 0,5–1 с. При этом отмечается, что скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500 К/с.

Требуемая статическая точность измерения температуры успешно достигается термоэлектрическими преобразователями (термопарами), которые применяются в качестве штатных датчиков температур газов (ДТГ) в существующих ГТД летательных аппаратов и предполагается их дальнейшее использование по крайней мере в ближайшем будущем. Так, например, термопара градуировки ХА (хромель-алюмель) по ГОСТу 8.585-2001 может измерять статическую температуру до 1372 °С с точностью 1 °С.

Основным недостатком термоэлектрических ДТГ является их высокая тепловая инерционность, которая может быть оценена величиной показателя тепловой инерции (ПТИ) $\epsilon_{0,63}$. В отраслевом стандарте ОСТа 1 00418-81 приводятся примерные значения ПТИ для авиационных ДТГ с термоэлектродами градуировки ХА, выполненных из проволоки диаметром 1,2 мм, которые составляют от 1,1 до 2,8 с. Высокая инерционность термоэлектрических ДТГ устраняется путем включения в состав систем автоматического управления ГТД каналов или контуров коррекции динамических характеристик применяемых датчиков температур с целью снижения инерционности измерения нестационарных температур до требуемого уровня [1–5].

Однако для реализации оптимальной коррекции требуется непрерывное подстраивание

параметров каналов или контуров коррекции под изменяющиеся динамические характеристики ДТГ из-за изменения условий теплообмена чувствительных элементов ДТГ с газовым потоком при различных режимах работы ГТД. Алгоритм подстройки каналов или контуров коррекции строится при этом на установленной для применяемых ДТГ зависимости их инерционности от условий теплообмена или связанных с ними параметров ГТД.

Функциональную зависимость ПТИ термодатчиков от условий теплообмена принято называть характеристической кривой тепловой инерции, и традиционная методика ее определения включает следующие основные процедуры.

1. У исследуемого термодатчика регистрируются переходные характеристики $h_i(\tau, \alpha_i)$ при различных условиях теплообмена α_i ($i = 1, 2, \dots, N$) с измеряемой средой, например, при различных скоростях воздушного потока [6].

2. Используя различные методы обработки зарегистрированных переходных характеристик, определяют значения ПТИ $\epsilon_{0,63}$, соответствующих каждому испытанию [7–9].

3. По полученным значениям ПТИ и соответствующим им коэффициентам теплообмена определяют характеристическую кривую тепловой инерции термодатчика в виде графика или функциональной зависимости как $\epsilon_{0,63}(\alpha)$.

В работе [10] показано, что характеристические кривые тепловой инерции могут быть определены не только для ПТИ, но и для всех постоянных времени, входящих в передаточные функции различных порядков ДТГ. Там же отмечено, что для решения задач коррекции динамических характеристик ДТГ предпочтительно использовать постоянную времени динамической модели датчика, представленной в виде апериодического звена первого порядка, а не ПТИ $\epsilon_{0,63}$.

Целью данной работы являлась разработка методики, позволяющей определять характеристические кривые тепловой инерции датчиков температуры, в том числе и ДТГ, без нахождения постоянных времени по экспериментальным переходным характеристикам.

Основная часть

В работе [10] показано, что в случае представления передаточной функции ДТГ в виде:

$$W(p) = \frac{1}{T(\alpha)p + 1}, \quad (1)$$

(где p – оператор дифференцирования), постоянная времени $T(\alpha)$ может быть представлена в виде гиперболической функции:

$$T(\alpha) = \frac{1}{\Psi\alpha} + T_{\infty}, \quad (2)$$

где Ψ – некоторый постоянный коэффициент для конкретного ДТГ, находящегося в стадии регулярного режима, при $\alpha = \text{const}$ и постоянной температуре измеряемой среды; T_{∞} – постоянная времени при $\alpha \rightarrow \infty$.

Тогда переходная функция, соответствующая передаточной функции (1), приобретает вид:

$$h(\tau, \alpha) = 1 - \exp\left(-\frac{\tau}{\frac{1}{\Psi\alpha} + T_{\infty}}\right). \quad (3)$$

Переходная функция (3) в трехмерных координатах τ - α - $h(\tau, \alpha)$ может быть представлена в виде поверхности, где независимыми аргументами являются время переходного процесса τ и коэффициент теплообмена α , а постоянные параметры Ψ и T_{∞} отвечают за кривизну поверхности $h(\tau, \alpha)$.

При этом экспериментальные переходные характеристики в трехмерных координатах представляются как кривые или точечные значения, находящиеся в параллельных плоскости «время τ – значения переходной характеристики $h(\tau, \alpha)$ » плоскостях, пересекающих ось α в точках $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \dots, \alpha_N$. Таким образом, если поставить задачу установления значений параметров Ψ и T_{∞} в (3), которые дадут наилучшее приближение экспериментальных переходных характеристик к поверхности (3), то характеристическая кривая вида (2) может быть найдена без определения значений постоянных времени $T(\alpha_1), T(\alpha_2), T(\alpha_3), \dots, T(\alpha_N)$, соответствующих каждому испытанию.

Подобная задача относится к классу двумерного регрессионного анализа и может решаться в различных математических пакетах и системах. Нами разработана программа нахождения параметров Ψ и T_{∞} в (3) по экспериментальным переходным характеристикам авиационных ДТГ, предназначенная для использования в системах *Mathcad 14* и *Mathcad 15*.

Программа реализуется в следующей последовательности.

1. Ввод исходных данных.

В векторах X и Z содержатся координаты точек экспериментальных переходных характе-

ристик, зарегистрированных при соответствующих значениях коэффициента теплообмена, а в векторе Y – сами значения коэффициентов теплообмена.

$$X := \begin{pmatrix} \tau_{11} \\ \tau_{21} \\ \dots \\ \dots \\ \tau_{k1} \\ \tau_{12} \\ \tau_{22} \\ \dots \\ \dots \\ \tau_{i2} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \\ \dots \\ \dots \\ \tau_{m3} \\ \dots \\ \dots \\ \tau_{1N} \\ \tau_{2N} \\ \dots \\ \dots \\ \tau_{nN} \end{pmatrix} \quad Y := \begin{pmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_1 \\ \dots \\ \dots \\ \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_2 \\ \dots \\ \dots \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \\ \alpha_3 \\ \dots \\ \dots \\ \alpha_3 \\ \dots \\ \dots \\ \alpha_N \\ \alpha_N \\ \dots \\ \dots \\ \alpha_N \end{pmatrix} \quad Z := \begin{pmatrix} h_1(\tau_{11}, \alpha_1) \\ h_1(\tau_{21}, \alpha_1) \\ \dots \\ \dots \\ h_1(\tau_{k1}, \alpha_1) \\ h_2(\tau_{12}, \alpha_2) \\ h_2(\tau_{22}, \alpha_2) \\ \dots \\ \dots \\ h_2(\tau_{i2}, \alpha_2) \\ h_3(\tau_{13}, \alpha_3) \\ h_3(\tau_{23}, \alpha_3) \\ \dots \\ \dots \\ h_3(\tau_{m3}, \alpha_3) \\ \dots \\ \dots \\ h_N(\tau_{1N}, \alpha_N) \\ h_N(\tau_{2N}, \alpha_N) \\ \dots \\ \dots \\ h_N(\tau_{nN}, \alpha_N) \end{pmatrix}$$

2. Ввод функции регрессии, например, вида:

$$z(A, B, x, y) := 1 - e^{-\frac{x}{\frac{1}{Ay} + B}},$$

где A соответствует параметру Ψ , а B – параметру T_{∞} в (3).

3. Ввод вектора, формирующего сумму квадратов разностей между поверхностью функции регрессии и значениями экспериментальных переходных характеристик:

$$S(A, B) := \sqrt{\sum [z(A, B, X, Y) - Z]^2}.$$

4. Ввод начальных условий для искомых параметров:

$$\begin{pmatrix} A \\ B \end{pmatrix} := \begin{pmatrix} \Psi \\ T_{\infty} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} A \\ B \end{pmatrix} := \begin{pmatrix} \Psi \\ T_{\infty} \end{pmatrix}.$$

5. Ввод ключевого слова, открывающего блок решения системы уравнений, содержащих

функцию $MinErr$:

Given

$$S(A, B) = 0.$$

6. Поиск минимума функций двух переменных с использованием функции $MinErr$:

$$\begin{pmatrix} A \\ B \end{pmatrix} := MinErr.$$

7. Результат вычисления искомых параметров:

$$\begin{pmatrix} A \\ B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} " \Psi " \\ " T_{\infty} " \end{pmatrix}.$$

Результаты двумерного регрессионного анализа можно также представить в виде графиков.

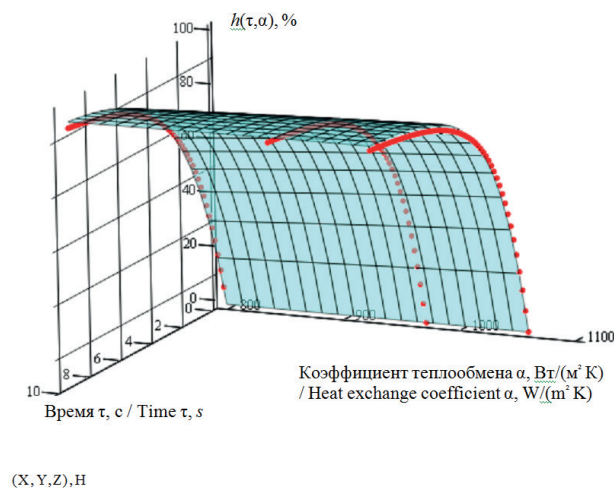


Рисунок 1 – Графики поверхности функции регрессии и трех экспериментальных переходных характеристик
Figure 1 – Surface graphs of regression function and experimental transient characteristics

На рисунке 1 для примера приведена диаграмма с графиком поверхности (3), а на рисунке 2 – характеристическая кривая вида (2), полученные по предлагаемому методу при обработке трех экспериментальных переходных характеристик некоторого опытного ДТГ, зарегистрированных при скорости воздушного потока 95, 130 и 150 м/с. Указанным скоростям воздушного потока соответствуют коэффициенты теплообмена α , равные 803,5; 975,8 и 1063,8 Вт/(м² К). Экспериментальные переходные характеристики некоторого опытного ДТГ получены на воздушной установке, отвечающей требованиям отраслевого стандарта ОСТ 1 00418-81. Для сравнения на рисунке 2 представлена характеристическая кривая,

полученная с помощью традиционной методики при обработке тех же трех экспериментальных переходных характеристик.

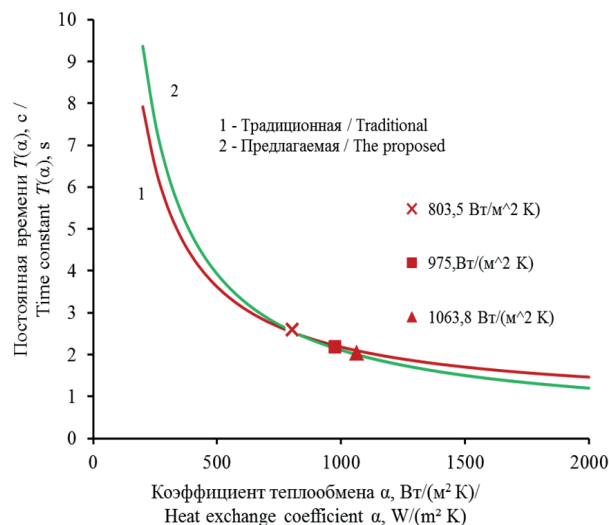


Рисунок 2 – Характеристическая кривая тепловой инерции опытного датчика температуры газов, описываемого передаточной функцией первого порядка: 1 – традиционная; 2 – предлагаемая
Figure 2 – The characteristic curve of the thermal inertia of an experimental gas temperature sensors in describing its dynamic properties by a first-order transfer function: 1 – traditional; 2 – proposed

Если результаты зарегистрированных экспериментальных переходных характеристик ДТГ представлены в формате таблиц *Excel*, то их можно использовать в разработанной программе при вводе исходных данных путем обращения к функции *READFILE*, например следующим образом:

Если результаты зарегистрированных экспериментальных переходных характеристик ДТГ представлены в формате таблиц *Excel*, то их можно использовать в разработанной программе при вводе исходных данных путем обращения к функции *READFILE*, например следующим образом:

$D := READFILE(\text{«Имя файла xls»}, \text{«Excel»}, 2)$

$$X := D^{(0)} \quad Y := D^{(1)} \quad Z := D^{(2)}$$

$$X = Y = Z =$$

Предлагаемый метод может быть применен и для нахождения характеристических кривых моделей ДТГ, имеющих порядок $n \geq 2$.

Для моделей ДТГ с $n = 2$, передаточная функция которых может быть представлена в виде:

$$W(p) = \frac{Ep + 1}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)},$$

функция регрессии в программе может выглядеть как:

$$z(A, B, C, D, K, L, x, y) := \left[1 - \frac{\frac{1}{Ay} + B - \left(\frac{1}{Ky} + L \right)}{\frac{1}{Ay} + B - \left(\frac{1}{Cy} + D \right)} \cdot e^{-\frac{x}{\left(\frac{1}{Ay} + B \right)}} + \frac{\frac{1}{Cy} + D - \left(\frac{1}{Ky} + L \right)}{\frac{1}{Ay} + B - \left(\frac{1}{Cy} + D \right)} \cdot e^{-\frac{x}{\left(\frac{1}{Cy} + D \right)}} \right]$$

$$S(A, B, C, D, K, L) := \sqrt{\sum [z(A, B, C, D, K, L, X, Y) - Z]^2}.$$

Здесь A, B, C, D, K и L соответствуют параметрам, входящим в постоянные времени $T_1(\alpha)$, $T_2(\alpha)$ и $E(\alpha)$ вида:

$$T_1(\alpha) = \frac{1}{A\alpha} + B; \quad T_2(\alpha) = \frac{1}{C\alpha} + D; \quad E(\alpha) = \frac{1}{K\alpha} + L.$$

По аналогии с выражением (3) в данной функции регрессии параметр x отвечает за время переходного процесса τ , а параметр y – за коэффициент теплообмена α .

Использование данного уравнения регрессии для тех же опытных ДТГ позволило получить характеристические кривые трех постоянных времени, изображенных на рисунке 3.

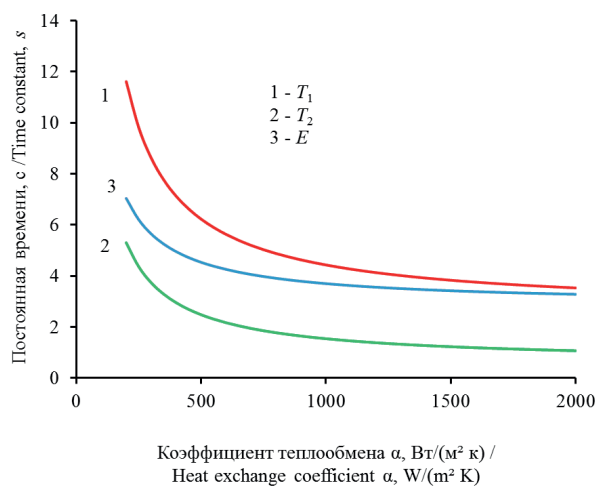


Рисунок 3 – Характеристические кривые тепловой инерции опытного датчика температуры газов, описываемого передаточной функцией второго порядка: 1 – T_1 ; 2 – T_2 ; 3 – E

Figure 3 – The characteristic curve of the thermal inertia of an experimental gas temperature sensors in describing its second-order transfer function: 1 – T_1 ; 2 – T_2 ; 3 – E

$$\alpha = \lambda \frac{C Re^n Pr^m}{d} = \lambda \frac{C \left(\frac{Vd}{\nu} \right)^n \left(\frac{\nu}{a} \right)^m}{d} = \lambda \frac{C \left(\frac{Vd\rho}{\eta} \right)^n \left(\frac{\eta c_p}{\lambda} \right)^m}{d}, \quad (4)$$

где C, n и m – эмпирические коэффициенты уравнения подобия, зависящие от значения числа Re ; V – скорость газового потока в камере торможе-

Анализ характеристических зависимостей, полученных с помощью традиционных методик и по предлагаемому методу на примере постоянной времени T , позволяет утверждать, что предлагаемый метод более точно устанавливает зависимость динамических характеристик авиационных ДТГ от условий теплообмена. Повышение точности обусловлено тем, что алгоритм двумерного регрессионного анализа реализует нахождение таких значений искомых параметров, которые наилучшим образом приближают поверхность выбранной функции регрессии одновременно ко всем используемым для анализа экспериментальным переходным характеристикам. При этом не требуется нахождение постоянных времени из экспериментальных переходных характеристик, что присутствует в традиционных методиках определения характеристических кривых и может внести дополнительные погрешности в их определение.

Характеристические кривые тепловой инерции авиационных датчиков температуры газов являются наиболее достоверными с точки зрения зависимости их динамических свойств от условий теплообмена с газовым потоком. Следует отметить, что в качестве коэффициента теплообмена α в характеристической кривой выступает средний по поверхности чувствительного элемента датчика температуры газов коэффициент теплообмена, который вычисляется, как правило, по уравнениям подобия. Для термоэлектрических датчиков температуры газов с проволоочными чувствительными элементами, помещенными в камеру торможения, для расчета α используется одно из следующих соотношений в случае их поперечного обтекания газовым потоком:

ния ДТГ; d – диаметр чувствительного элемента ДТГ; $\lambda, \nu, \eta, a, \rho$ и c_p – теплофизические характеристики газового потока.

Скорость газового потока в камере торможения ДТГ связана со скоростью газового потока в зоне размещения ДТГ известным соотношением:

$$V = V_0 \sqrt{\frac{1-\xi}{1-\zeta}}, \quad (5)$$

где ξ – коэффициент восстановления термоприемника; ζ – коэффициент восстановления чувствительного элемента термоприемника.

Поскольку измерять значение α при эксплуатации ДТГ не представляется возможным, то на практике измеряют доступный для этого параметр ГТД, который наиболее близко связан с условиями теплообмена ДТГ с газовым потоком. Так, в работе [1] постоянная времени корректирующего устройства подстраиваются под изменение постоянной времени ДТГ по измеряемому значению давления в компрессоре ГТД. В другой работе [5] об изменении постоянной времени ДТГ при эксплуатации судят по изменению расхода обтекающего его газа.

Таким образом, в зависимости от выбранного параметра ГТД, подлежащего измерению для целей обеспечения оптимальной коррекции динамических характеристик ДТГ, необходимо в дальнейшем перестроить установленную зависимость (2) под выбранный параметр ГТД с учетом выражений (4) и (5).

Предлагаемая методика может быть использована и для других контактных датчиков температур, если они могут быть отнесены к линейным аналоговым средствам измерения с сосредоточенными параметрами в рабочих условиях и их динамические характеристики зависят от условий теплообмена с измеряемой средой.

Заключение

Предложена методика для определения характеристических кривых тепловой инерции датчиков температуры газовых потоков, не требующая нахождения постоянных времени выбранной математической модели датчиков по экспериментальным переходным характеристикам. Для реализации данной методики разработаны вычислительные программы в системах *Mathcad 14* и *Mathcad 15*, позволяющие также импортировать исходные данные из таблиц в формате *Excel*.

Предложенная методика разработана на основании предположения, что все постоянные времени имеют гиперболическую зависимость от коэф-

фициента теплообмена с измеряемой средой, что следует из теории регулярного теплового режима.

В отличие от известных методик предлагаемая позволяет непосредственно устанавливать параметры гиперболических зависимостей по экспериментальным переходным характеристикам, зарегистрированным при различных коэффициентах теплообмена, без нахождения по ним постоянных времени.

Повышение точности определения характеристических кривых тепловой инерции датчиков температуры предлагаемой методикой зависит в общем случае от числа экспериментальных переходных характеристик, зарегистрированных при различных коэффициентах теплообмена, диапазона коэффициента теплообмена и выбранной математической модели датчика. Для рассмотренного опытного датчика температуры газов повышение точности определения постоянных времени моделей первого и второго порядков составляет не менее 20 %.

Дальнейшее развитие исследований предполагает разработку теоретически обоснованных рекомендаций по выбору начальных значений параметров функций регрессии, которые обеспечат наилучшее решение поставленной задачи.

Список использованных источников

1. Гольберг, Ф.Д. Методы управления газотурбинными двигателями по неизмеряемым параметрам с использованием бортовой математической модели двигателя / Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, А.А. Петухов // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. Труды ЦИАМ № 1346 / под ред. О.С. Гуревича. – М.: ТООУС ПРЕСС, 2010. – 264 с.
2. Frid, A.I. Adaptive control of high turbine inlet temperature of aircraft gas turbine engine / A.I. Frid // Симпозиум по актуальным проблемам конструирования воздушных судов Уфа, 12–13 апреля 1999 г. – Уфа: Уфимский госуд. авиац. техн. университет. – 1999. – С. 101–106.
3. Jamroz, P. Relationship between dynamic coefficients of two temperature sensors under nonstationary flow conditions / P. Jamroz // IEEE Sens. J. – 2011. – Vol. 11, no. 1–2. – P. 335–340.
4. Zimmerschied, R. Nonlinear time constant estimation and dynamic compensation of temperature sensors / R. Zimmerschied, R. Isermann // Contr. Eng. Pract. – 2010. – Vol. 18, no. 3. – P. 300–310.
5. Петунин, В.И. Помехоустойчивый самонастраивающийся измеритель температуры газа ГТД / В.И. Петунин, Р.Р. Сибгатуллин, А.И. Фрид // Вестник УГАТУ. – 2015. – Т. 19. – № 1 (76). – С. 147–155.

6. Вавиловская, С.Л. Автоматизация определения динамических и скоростных характеристик датчиков температуры на установке воздушной УВ-010 ЦИАМ / С.Л. Вавиловская, Д.Л. Захаров, М.В. Корнеев // Автоматизация в промышленности. – 2016. – Т. 4. – С. 28–29.

7. Иосифов, В.П. Определение полных динамических характеристик средств измерений с применением рекуррентных процедур / В.П. Иосифов // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. – 2011. – № 1 (17). – С. 126–131.

8. Froehlich, T. Temperature-Dependent Dynamic Behavior of Process Temperature Sensors / T. Froehlich, S. Augustin, C. Ament // International Journal of Thermophysics. – 2015. – Vol. 36, no. 8. – P. 2115–2123.

9. Сабитов, А.Ф. Идентификация динамических характеристик авиационных датчиков температуры газов / А.Ф. Сабитов, И.А. Сафина // Приборы и методы измерений. – 2016. – Т. 7, № 2. – С. 211–218.

doi: 10.21122/2220-9506-2016-7-2-211-218

10. Сабитов, А.Ф. Идентификация номинальных динамических характеристик авиационных датчиков температуры газов / А.Ф. Сабитов, И.А. Сафина // Приборы и методы измерений. – 2017. – Т. 8, № 1. – С. 7–14.

doi: 10.21122/2220-9506-2017-8-1-7-14

References

1. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petuhov A.A. *Metody upravleniya gazoturbinnymi dvigatelyami po neizmeryaemym parametram s ispol'zovaniem bortovoi matematicheskoi modeli dvigatelya* [Methods for controlling gas turbine engines using non-measurable parameters using the onboard mathematical model of the engine]. Moscow, TORUS PRESS Pubb., 2010, Works CIAM no. 1346, 264 p.

2. Frid A.I. [Adaptive control of high turbine inlet temperature of aircraft gas turbine engine]. *Simposium po aktual'nykh problemam konstruirovaniya vozdukhnykh sudov* [Symposium on Actual Problems of Aircraft Engines Construction]. Ufa, Apr. 12–13, 1999. Ufa, Ufa

State Aviation Technical University, 1999, pp. 101–106 (in Russian).

3. Jamroz P. Relationship between dynamic coefficients of two temperature sensors under nonstationary flow conditions. *IEEE Sens. J.*, 2011, vol. 11, no. 1–2, pp. 335–340.

4. Zimmerschied R., Isermann R. Nonlinear time constant estimation and dynamic compensation of temperature sensors. *Contr. Eng. Pract.*, 2010, vol. 18, no. 3, pp. 300–310.

5. Petunin V.I., Sibagatullin R.R., Frid A.I. [Robust self-adjusting temperature of the gas meter GTD]. *Vestnik UGATU* [Vestnik Ufa State Aviation Technical University], 2015, vol. 19, no. 1 (67), pp. 147–155 (in Russian).

6. Vavirovskaja S.L., Zaharov D.L., Korneev M.V. [Automation determination of dynamic and high-speed characteristics of temperature sensors in the installation of air УВ-010 CIAM]. *Avtomatizatsiya v promyshlennosti* [Automation industry], 2016, vol. 4, pp. 28–29 (in Russian).

7. Iosifov V.P. [Determination of the full dynamic characteristics of measuring instruments with the use of recurrent procedures]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Povolzhskii region. Tekhnicheskie nauki*. [Proceedings of the higher educational institutions. Volga region. Technical science], 2011, no. 1 (17), pp. 126–131 (in Russian).

8. Froehlich T., Augustin S., Ament C. Temperature-Dependent Dynamic Behavior of Process Temperature Sensors. *International Journal of Thermophysics*, 2015, vol. 36, no. 8, pp. 2115–2123.

9. Sabitov A.F., Safina I.A. [Identification of dynamic characteristics of aircraft gas temperature sensors]. *Devices and Methods of Measurements*, 2016, vol. 7, no. 2, pp. 211–218 (in Russian).

doi: 10.21122/2220-9506-2016-7-2-211-218

10. Sabitov A.F., Safina I.A. [Identification of nominal dynamic characteristics of aircraft gas temperature sensors]. *Devices and Methods of Measurements*, 2017, vol. 8, no. 1, pp. 7–14 (in Russian).

doi: 10.21122/2220-9506-2017-8-1-7-14