

УДК 681.51

## ИЗМЕРИТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГТД С КОМПЕНСАЦИЕЙ ПОГРЕШНОСТИ МОДЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА

В. И. ПЕТУНИН<sup>1</sup>, Р. Р. СИБАГАТУЛЛИН<sup>2</sup>, А. И. ФРИД<sup>3</sup>

<sup>1</sup>petunin\_vi@mail.ru, <sup>2</sup>radk2@mail.ru, <sup>3</sup>frid46@mail.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 09.06.2017

**Аннотация.** Проведен анализ влияния погрешности модели температуры газа в самонастраиваемом измерителе с моделью температуры газа ГТД. Показано, что погрешность модели негативно сказывается на качестве переходных процессов в измерителе температуры газа. Предложена структурная схема самонастраиваемого измерителя температуры газа с коррекцией погрешности модели температуры газа. Разработан алгоритм коррекции влияния погрешности эталонной модели на качество работы измерителя температуры газа. Приведены результаты моделирования, отражающие качество вычисления температуры газа на переходных режимах. Исследование проведено путем математического моделирования.

**Ключевые слова:** измеритель температуры газа; газотурбинный двигатель; термопара; качество переходных процессов; аддитивная погрешность; модель температуры газа; перерегулирование.

### ВВЕДЕНИЕ

Проблема обеспечения высокой точности компенсации инерционности термопары, измеряющей температуру газа за турбиной газотурбинного двигателя, является давней. Сложность проблемы в том, что математические модели термодинамики известны достаточно приблизительно [1, 2]. Известно много методов и схем компенсации инерционности термопары [2–6], в том числе с алгоритмами самонастройки [6–8], однако их реализация на момент разработки была затруднительна. Сегодня развитие вычислительной техники позволяет вернуться к проблеме повышения качества информации о температуре газа, используя алгоритмы, основанные на моделях двигателя, принципах самоорганизации и искусственного интеллекта.

Как правило, регулятор температуры газа в САУ ГТД выполняет роль ограничителя, обеспечивая защиту двигателя от перегрева, и включается в работу через селектор, изменяя расход топлива в основную камеру сгорания [6]. В качестве математической модели термопары в статье принято инерционное звено с изменяющимся в широком диапазоне значением постоянной времени. Звено, компенсирующее инерционность термопары, имеет форсирующие свойства на режиме «в большом»; влияние форсирования уменьшается на режиме «в малом» с целью обеспечения устойчивой работы канала регулирования температуры газа [3, 9].

Рассмотрим помехоустойчивый самонастраиваемый измеритель температуры газа газотурбинного двигателя [10, 11], который построен на базе ранее полученных требований к компенсатору инерционности термопары [12].

Алгоритм работы цепи самонастройки (рис. 1) [10]:

$$T_k = \int_0^t \varepsilon k_1 k_2 T_{4T}^* dt + \varepsilon k_1 k_3 T_{4T}^* + T_{к1}, \quad (1)$$

где  $\varepsilon$  – рассогласование ( $\varepsilon = T_{4M}^* - T_{4K}^*$ );  $k_1$  – коэффициент усиления первого пропорционального звена;  $k_2$  – коэффициент усиления интегратора;  $k_3$  – коэффициент усиления второго пропорционального звена;  $T_{4T}^*$  – значение температуры газа на выходе термопары;  $T_{к1}$  – значение постоянной времени корректирующего звена, полученное схемой разомкнутой коррекции;  $T_{4M}^*$  – значение сиг-

нала, вырабатываемого блоком косвенного определения температуры (модельное значение);  $T_{4K}^*$  – выходное значение температуры газа на выходе измерителя температуры газа.

Модель температуры газа представляется в виде функции:

$$T_{4M}^* = f(n_1, n_2, P'_{вх}, T'_{вх}), \quad (2)$$

где  $n_1$  – частота вращения ротора низкого давления;  $n_2$  – частота вращения ротора высокого давления;  $P'_{вх}$  – давление на выходе датчика давления окружающей среды;  $T'_{вх}$  – температура на выходе датчика температуры окружающей среды;  $f(n_1, n_2, P'_{вх}, T'_{вх})$  –

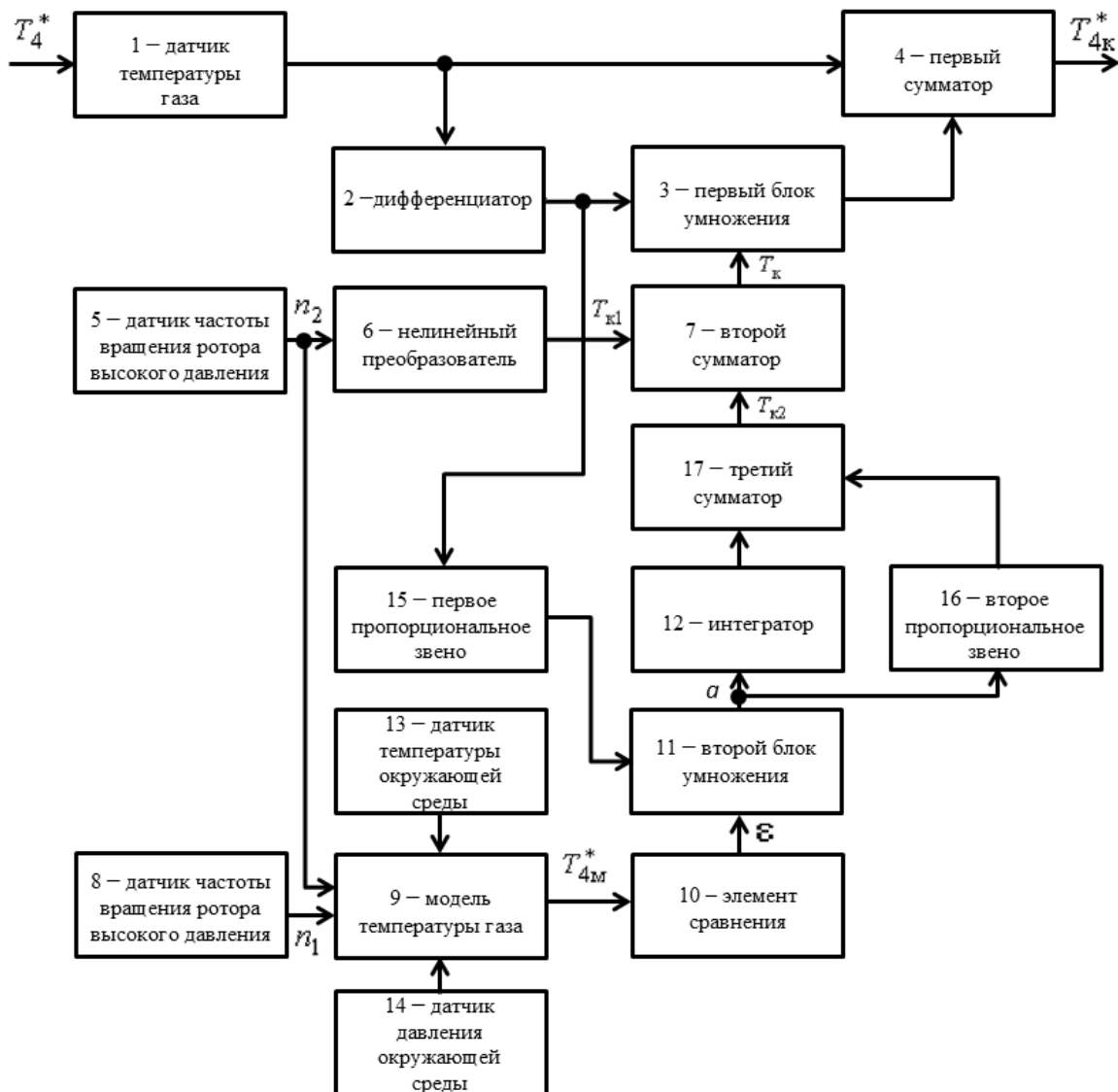


Рис. 1. Помехоустойчивый самонастраивающийся измеритель температуры газа газотурбинного двигателя

функция от четырех параметров;  $T_{4M}^*$  – модельное значение температуры газа.

Недостатком этого устройства является влияние статической погрешности вычисления температуры газа в модели температуры газа на точность подстройки постоянной времени корректирующего звена. Эта погрешность негативно сказывается на качестве переходных процессов в измерителе температуры газа.

Целью работы является повышение точности измерения температуры газа в газотурбинном двигателе путем компенсации статической погрешности модели температуры газа, которая вычисляется в БММД (бортовая математическая модель двигателя).

### ИЗМЕРИТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГТД С КОРРЕКЦИЕЙ ПОГРЕШНОСТИ МОДЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА

Эту задачу, в частности, можно решить следующим образом: на установившемся режиме работы ГТД производится вычисление ошибки модели температуры газа с использованием разности сигнала с термопары и сигнала с выхода модели. В этом случае сигнал с термопары является эталоном. Когда возникает новый динамический режим, полученная разность суммируется с выходом модели, а признаком установившегося режима работы можно считать значение  $\left| \frac{dT_T}{dt} \right| \leq \varepsilon_0$ , где  $\varepsilon_0$  – устанавливаемый порог.

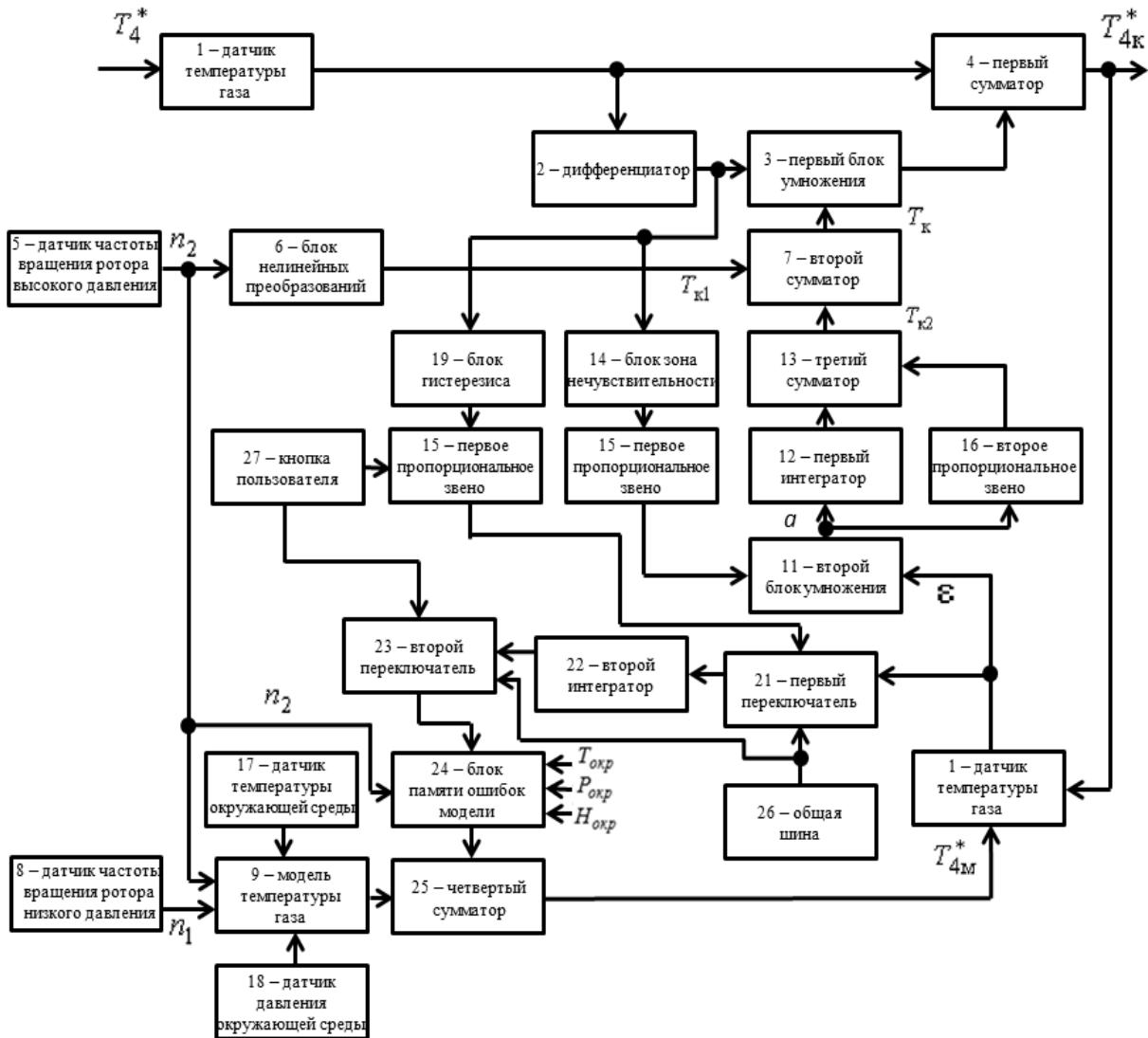


Рис. 2. Схема измерителя температуры газа газотурбинного двигателя с коррекцией погрешности модели температуры газа

На рис. 2 представлена блок-схема измерителя температуры газа газотурбинного двигателя.

Схема на рис. 2 работает в два этапа:

- обучение, осуществляемое в процессе испытаний и доводки двигателя;

- функционирование на режимах эксплуатации, основанное на результатах этапа обучения.

С помощью термопары измеряется температура газа; постоянная времени термопары компенсируется в соответствии с алгоритмом цепи самонастройки (2).

Для того чтобы погрешность модели температуры газа не влияла на процесс настройки постоянной времени корректирующего звена, производится компенсация погрешности модели температуры газа. Вычисление ошибки модели осуществляется лишь на установившихся режимах работы измерителя, т.к. в качестве эталона для подстройки используется сигнал с термопары. Ошибка модели вычисляется в блоке сравнения 10 ( $\varepsilon = T_{4м}^* - T_{4к}^*$ ). Так как вычисление ошибки модели осуществляется только на установившихся режимах работы, используется переключатель (20), управление которым происходит через блок «зона нечувствительности» (14) по сигналу с выхода дифференциатора (2). Для исключения «дребезга» переключателя включен блок гистерезиса (19).

Дополнительно используется блок памяти ошибок модели (БПОМ – 23 блок), в который записываются значения ошибок модели температуры газа на различных режимах работы, полученные во время испытаний двигателя, начиная от минимального и заканчивая максимальным.

Схема работает следующим образом.

В исходном состоянии на выходе интегратора (21) нулевое значение. Во время первого переходного процесса сигнал на выходе дифференциатора (2) достаточно велик, поэтому вход интегратора соединен через переключатель с общей шиной и интегратор не изменяет своего состояния. Когда сигнал с дифференциатора становится меньше величины  $\varepsilon_0$ , вход интегратора подключается к выходу органа сравнения 10.

Если сигнал с модели на установившемся режиме отличается от сигнала с выхода термопары, то это говорит о наличии ошибки модели.

Интегратор обрабатывает эту ошибку до ее полной компенсации. На выходе интегратора запоминается значение аддитивной ошибки модели. При наступлении следующего переходного процесса сигнал с выхода интегратора суммируется с сигналом модели, компенсируя ее ошибку.

С помощью блока памяти ошибок модели (БПОМ – 23 блок) осуществляется компенсация ошибок модели температуры газа. На этапе обучения схема работает следующим образом. Выбирается режим «испытание двигателя» с помощью кнопки пользователя (27). На данном режиме происходит запись ошибок модели температуры газа в БПОМ (23). Данные поступают в блок памяти ошибок модели через второй переключатель (22) с выхода второго интегратора (21), где находится накопленная ошибка модели температуры газа. Момент записи данных регулируется с помощью сигнала с выхода блока гистерезиса (19) через инвертор (28). Инвертор предназначен для одновременного срабатывания двух переключателей (включения второго переключателя (22) в тот момент, когда отключается первый переключатель (20)). После того, как испытания двигателя завершились, кнопка пользователя отжимается, и данные в БПОМ больше не записываются, а лишь используются в дальнейшем на режиме эксплуатации.

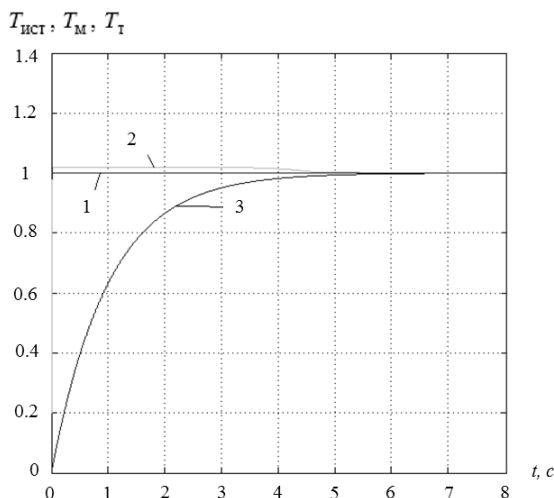
На рис. 3 показаны переходные процессы самонастраивающегося измерителя температуры газа при погрешности модели температуры газа  $\pm 2\%$  (рис. 3 а, б) и при коррекции погрешности модели температуры газа  $\pm 2\%$  (рис. 3 в, г), из которых видно, что погрешность модели температуры газа негативно сказывается на качестве переходных процессов (кривые 1 и 2 отличаются на рис. 3, а, б). Это отличие обусловлено тем, что для коррекции постоянной времени термопары используется модель температуры газа ( $\varepsilon = T_{4м}^* - T_{4к}^*$ ), которая может иметь погрешность. Как только тем-

пература газа принимает свое постоянное значение на установившемся режиме работы (на рис. 3, а – время выхода составляет приблизительно 4,5 с), подстройка постоянной времени термопары отключается до следующего переходного процесса. Погрешность модели перестает влиять на установившемся режиме работы, так как используются показания термопары без коррекции (на рис. 3 видно, что кривая 1 постепенно переходит в кривую 2 за время 1–2 с).

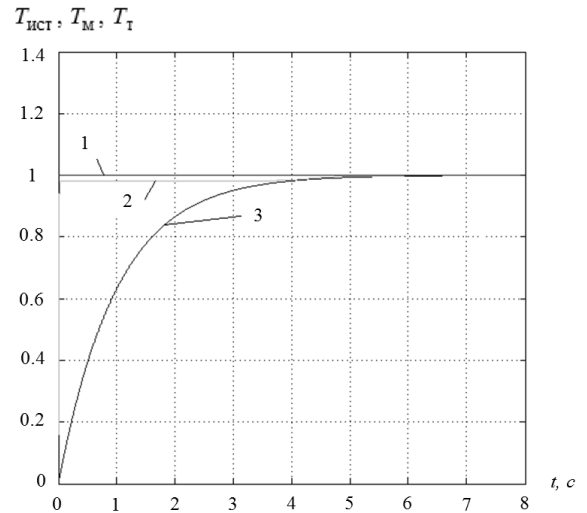
Кривая 1 – переходный процесс на выходе измерителя, соответствующий схеме [12]. Кривая 2 – переходный процесс на выходе измерителя, соответствующий предложенной схеме (рис. 2). Кривая 3 – сигнал с выхода термопары.

Таким образом, можно сделать вывод, что аддитивная погрешность влияет лишь на динамическом режиме работы измерителя. Один из способов устранения этого является коррекция погрешности модели температуры газа.

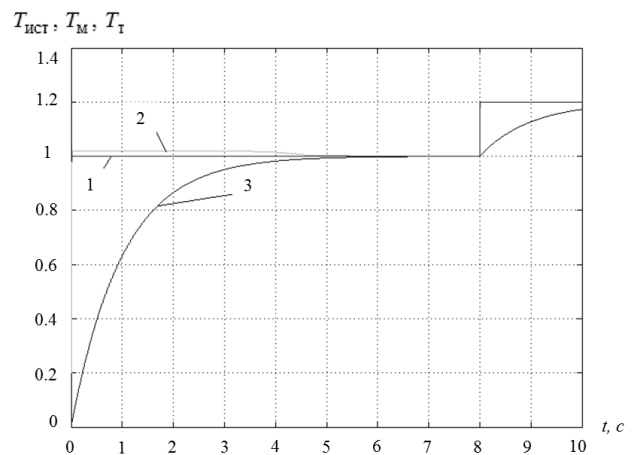
Из рис. 3, в, г видно, что ошибка модели температуры газа корректируется, и при подаче возмущения (следующий переходный процесс на 8-й секунде) используется уже скорректированное значение модели температуры газа. Видно, что качество переходных процессов не зависит от погрешности модели температуры газа.



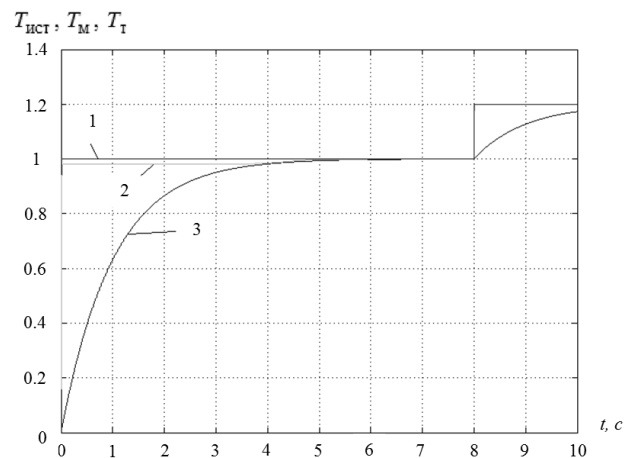
**Рис. 3, а.** Результаты моделирования модели температуры газа при погрешности +2% (без коррекции модели температуры газа)



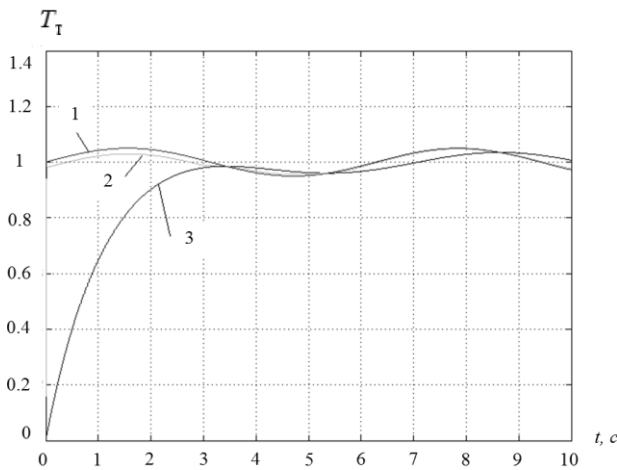
**Рис. 3, б.** Результаты моделирования модели температуры газа при погрешности – 2%



**Рис. 3, в.** Скорректированная модель при погрешности модели +2% (с коррекцией модели температуры газа)



**Рис. 3, г.** Скорректированная модель при погрешности модели – 2%



**Рис. 4.** Переходные процессы самонастраивающегося измерителя с погрешностью модели температуры газа +2% при изменении температуры газа по синусоидальному закону

На рис. 4 представлены переходные процессы самонастраивающегося измерителя с погрешностью модели температуры газа +2%, при изменении температуры газа по синусоидальному закону. Из рис. 4 видно, что вначале погрешность модели температуры газа 2% отразилась на качестве переходных процессов (кривые 1 и 2 имеют расслоение). Затем погрешность модели температуры газа скорректирована на 3,5 секунды, и впоследствии используется уже значение сигнала с модели температуры газа без ошибки (кривые 1 и 2 наложены друг на друга).

#### НАСТРОЙКА И ПРОГРАММА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ГТД С КОРРЕКЦИЕЙ ПОГРЕШНОСТИ МОДЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА

На качество коррекции погрешности модели влияют следующие настройки:

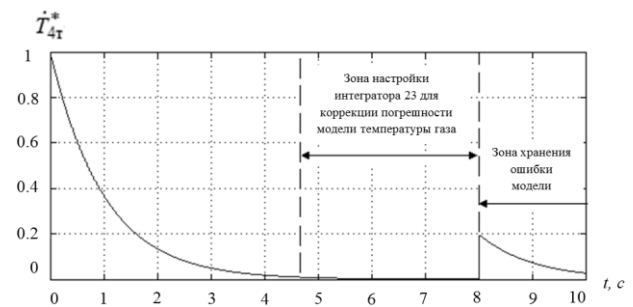
- 1) настройка ширины петли гистерезиса (блок 19) для исключения «дребезга» переключателя (блок 20);
- 2) настройка коэффициента усиления интегратора (блок 21).

Экспериментальным способом были установлены следующие параметры настройки:

1. Значение ширины петли гистерезиса составляет 1% (0,01) от максимального значения сигнала с выхода блока дифференциатора (рис. 5).

2. Коэффициент интегратора принят равным 10, так как при его увеличении картина в целом не меняется.

На рис. 5 показан сигнал на выходе дифференциатора при единичных скачках температуры газа и выделение зоны режима стабилизации применительно к процессу, показанному на рис. 3, в.



**Рис. 5.** Сигнал на выходе дифференциатора при единичных скачках температуры газа и выделение зоны режима стабилизации

Во время летных испытаний двигателей получаем зависимость  $\varepsilon_m = f(T', H', M', n')$ , где  $\varepsilon_m$  — ошибка модели температуры газа;  $T'$  — температура окружающего воздуха в текущий момент времени;  $H'$  — высота полета ЛА в текущий момент времени;  $M'$  — мах ЛА в текущий момент времени;  $n'$  — частота вращения ротора двигателя в текущий момент времени.

В БПОМ закладывается эта функция.

Для получения этой функции предлагается методика (программа) испытаний на ЛА:

1. Выйти на заданные значения  $H'$ ,  $M'$  и зафиксировать  $T'$ .
2. С помощью кнопки пользователя вычислить разницу  $\varepsilon_m$  на установившемся режиме  $n'$ .

3. Построить таблицы зависимости  $\varepsilon_m$  от  $n'$  для конкретных значений  $H'$ ,  $M'$ ,  $T'$ .

4. После заполнения базы данных схема вычисления ошибок модели отключается и на режиме эксплуатации используется значение из блока БПОМ.

Рассмотрим, как выбирается ошибка модели в зависимости в режиме работы двигателя и тот момент, когда двигатель работает на произвольном режиме, например между номинальным и максимальным. Использу-

ются сигналы с датчиком для получения значений  $H'$ ,  $M'$ ,  $T'$ . Имея эти значения в базе данных, ищется таблица, соответствующая этим параметрам из БД (базы данных). Найденная таблица содержит зависимость ошибки модели температуры газа ГТД от частоты вращения двигателя.

Выбор значения ошибки модели ( $\lambda$ ) определяется с помощью датчика частоты вращения ротора высокого давления 5. В зависимости от частоты вращения ( $n_2$ ) по графику зависимости ошибки модели от частоты вычисляется ошибка модели температуры газа на текущем режиме работы (рис. 6). Ломаная на рис. 6 является аппроксимацией реальных значений ошибок модели.

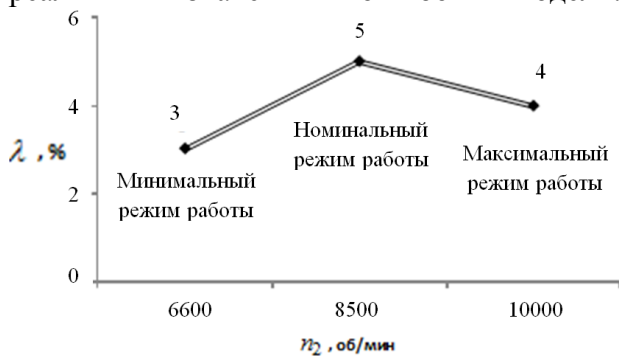


Рис. 6. График зависимости ошибки модели от частоты вычисляется

Пример определения погрешности модели температуры газа ГТД, при определенном значении частоты вращения ротора высокого давления представлен ниже:

6600 об/мин – минимальный режим (значение ошибки модели +3%);

8500 об/мин – номинальный режим (значение ошибки модели +5%).

Чтобы вычислить значение ошибки между номинальным и максимальным режимом работы, например при частоте вращения ротора высокого давления 7700 об/мин, используется формула (3):

$$\text{Погрешность (7700 об/мин)} = \left( \frac{5\% - 3\%}{8500 - 6600} \right) \cdot (7700 - 6600) + 3 = 4,1\%. \quad (3)$$

На промежуточных режимах значение ошибки модели может быть вычислено с помощью экстраполяции.

Применение предложенного самонастраивающегося измерителя с коррекцией

ошибки модели температуры газа позволяет повысить показатели качества работы канала ограничения температуры газа.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложена схема самонастраивающегося измерителя температуры газа ГТД с коррекцией модели температуры газа, суть которого заключается в том, что вычисление ошибки модели температуры газа осуществляется при установившихся значениях температуры газа, при переходных процессах вычисление ошибки модели интегратором коррекции не осуществляется. Вычисленная ошибка суммируется с выходом модели и компенсируется во время переходных процессов. Режимы работы схемы коррекции ошибки определяются сигналом с выхода дифференциатора сигнала с термомпары.

Для записи ошибок модели, вычисляемых в процессе обучения, используется блок памяти ошибок модели. Этот блок собирает данные во время испытаний по ошибкам модели температуры газа на различных режимах работы. Затем полученные данные используются при коррекции модели температуры газа на режимах эксплуатации.

*Работа создана при поддержке гранта РФФИ № 14-08-00227 на тему: «Принципы построения логико-динамических систем управления силовыми установками летательных аппаратов на основе самоорганизации и искусственного интеллекта».*

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Августинович В. Г., Дедеш В. Т.** Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1984. 200 с. [ V. G. Avgustinovich, V. T. Dedesh, Identification of control systems for aircraft gas turbine engines, (in Russian). М.: Mashinostroenie, 1984. ]

2. **Домрачева Л. С.** Синтез систем измерения нестационарных температур газовых потоков. М.: Машиностроение, 1987. 224 с. [ L. S. Domracheva, Synthesis of systems for measuring unsteady temperature of gas flows, (in Russian). М.: Mashinostroenie, 1987. ]

3. **Синяков А. Н., Шаймарданов Ф. А.** Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками.- М.: Машиностроение, 1991. 320 с. [ A. N. Sinakov, F. A. Shaumardanov, Systems of automatic control of aircraft and their power plants, (in Russian). М.: Mashinostroenie, 1991.]

**4. Петунин В. И.** Определение температуры газа ГТД с помощью косвенных измерений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. № 1. С. 51–55. [ V. I. Petunin, "Determination of the temperature of gas turbine engine using indirect measurements," (in Russian), in *Izvestiya Vuzov. Aviacionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 51-55, 2008. ]

**5. Черкасов Б. А.** Автоматика и регулирование воздушных реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1988. 360 с. [ B. A. Cherkasov, *Automation and control of air-breathing jet engines*, (in Russian). М.: Mashinostroenie, 1988. ]

**6. Гуревич О. С.** Системы автоматического управления авиационными ГТД. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. 208 с. [ O. S. Gurevich, *Automatic control system of aviation gas turbine engines*, (in Russian). М.: TORUS PRESS, 2011. ]

**7. Агалакова Л. М., Домрачева Л. С., Фрид А. И.** Об одном методе идентификации динамических характеристик термодатчиков при испытаниях авиационных двигателей // Авиационная промышленность. 1981. № 10. С. 21–23. [ L. M. Agalakova, L. S. Domracheva, F. A. Frid, "About one method for identification of dynamic characteristics of thermocouples in the tests of aircraft engines," (in Russian), in *Aviacionnaya promyshlennost'*, no. 10, pp. 21-23, 1981. ]

**8. Агалакова Л. М., Фрид А. И., Шаймарданов Ф. А.** Самонастраивающееся корректирующее устройство постоянной времени термопреобразователя // Контрольно-измерительная техника. 1983. № 33. С. 93–98. [ L. M. Agalakova, F. A. Frid, F. A. Shaumardanov, "Device self-tuning correcting the time constant of thermocouple," (in Russian), in *kontrol'no izmeritelnaya tekhnika*, no. 33, pp. 93-98, 1983. ]

**9. Петунин В.И., Фрид А.И.** Анализ и синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 6. – С. 80–94. [ V. I. Petunin, A. I. Frid, "Analysis and synthesis of logic-dynamic systems for automatic control of gas turbine engines", *Teoriya i sistemy upravleniya*, pp. 80-94, 2012. ]

**10. Кудрявцев А. В., Петунин В. И., Шаймарданов Ф.А.** О повышении динамической точности определения температуры газов за турбиной газотурбинного двигателя. Тезисы докл. Всесоюзной научн. конференции "Методы и средства машинной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов". Т. 2. Харьков, 1980. С. 50. [ V. I. Petunin, A. V. Kudravcev, F. A. Shaumardanov, "Increasing the dynamic accuracy of determining the temperature of gas behind the turbine of gas turbine engine", in *metody i sredstva mashinnoi diagnostiki gasoturbinnih dvigatelei i ih elementov*. Т. 2, Har'kov, p. 50, 1980. ]

**11. Петунин В. И., Сибатуллин Р. Р., Фрид А. И.** Помехоустойчивый самонастраивающийся измеритель температуры газа газотурбинного двигателя, Вестник УГАТУ, 2014, Т. 61. С. 147–152 [ V. I. Petunin, R. R. Sibagatullin, A. I. Frid, "Anti-noise self-tuning gas temperature meter for gas turbine engine", in *Vestnik UGATU*, Vol. 61. pp. 147-152, 2014. ]

**12. Петунин В. И., Сибатуллин Р. Р., Фрид А. И.** Разработка требований к точности компенсации инерционности термодатчиков в контуре регулирования температуры газа САУ ГТД с селектором // Известия вузов. Авиационная техника. Казань, 2015. №1, 57-62 с. [ V. I. Petunin, R. R. Sibagatullin, A. I. Frid "Development of requirements for the accuracy of compensation of the inertia of the thermocouple in the gas temperature control loop", in *Izvestiya Vuzov. Aviacionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 57-62, 2015. ]

## ОБ АВТОРАХ

**ПЕТУНИН Валерий Иванович**, проф. каф. информационно-измерительной техники. Дипл. инж.-э/мех. (УАИ, 1970). Д-р техн. наук (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. синтеза логико-динамических систем автоматического управления двигателем.

**СИБАГАТУЛЛИН Радмир Раилевич**, асп. каф. вычислительной техники и защиты информации. Дипл. инж. (УГАТУ, 2012). Готовит дис. об интеллектуальных системах автоматического управления газотурбинным двигателем.

**ФРИД Аркадий Исаакович**, проф. каф. вычислительной техники и защиты информации. Дипл. инж.-э/мех. (УАИ, 1970). Д-р техн. наук (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. разработки интеллектуальных систем управления сложными техническими объектами.

## METADATA

**Title:** Adaptive gas turbine engine temperature measuring instrument with model error correction.

**Authors:** V. I. Petunin<sup>1</sup>, R. R. Sibagatullin<sup>2</sup>, A. I. Frid<sup>3</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup> petunin\_vi@mail.ru, <sup>2</sup> radk2@mail.ru, <sup>3</sup> frid46@mail.ru

**Language:** Russian.

**Source:** *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 21, no. 4 (78), pp. 78-85, 2017. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The influence of the error of the gas temperature model in a self-tuning gas turbine gas temperature gauge with the model is analyzed. It is shown that the error of the model negatively affects the quality of the transient processes in the gas temperature gauge. A block diagram of a self-tuning gas temperature meter with a correction of the error in the gas temperature model is proposed. An algorithm for correcting the influence of the error of the reference model on the quality of the gas temperature meter is developed. Results of modeling reflecting the quality of calculating the gas temperature in transient regimes are presented. The study was carried out by mathematical modeling.

**Key words:** gas temperature; gas turbine engine; thermocouple; quality of transients; additive error; model of gas temperature; overshoot measurer; noise immunity; SAU; GTE; STM; CIT.

**About authors:**

**PETUNIN, Valeriy Ivanovich**, Prof., Dept. of Information measurement technology.

**SIBAGATULLIN, Radmir Railevich**, Graduate student., Dept. of Computing equipment and information protection.

**FRID, Arkadii Isaakovich**, Prof., Dept. of computing equipment and information protection.