

УДК 681.5.09

**Т.А. Кузнецова, В.Г. Августинович, Е.А. Губарев**Пермский национальный исследовательский политехнический университет,  
Пермь, Россия**АЛГОРИТМЫ ДИАГНОСТИКИ И ПАРИРОВАНИЯ ОТКАЗОВ  
КАНАЛОВ ИЗМЕРЕНИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО  
УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ**

Предлагается решение задачи повышения надежности системы автоматического управления авиационным двигателем (САУ ГТД) на основе введения алгоритмической избыточности. Целью исследования является разработка алгоритмов диагностики и парирования отказов измерительных каналов для входных параметров встроенной в САУ линейной адаптивной бортовой математической модели ГТД (LABEM). Приведены основные соотношения LABEM. В качестве основы статической модели двигателя используется дроссельная характеристика индивидуального двигателя, полученная на сдаточных испытаниях или на «гонке» в эксплуатации после проведения обслуживания. Динамическая линейная модель ГТД нижнего уровня строится по методу пространства состояний. Технические и теоретические трудности практической реализации резервирования с помощью модели связаны с высокой размерностью пространства состояний двигателя, существенно превышающей размерность вектора измеряемых на борту параметров. Возникает проблема идентификации отказа датчика с последующим замещением информации модельным значением. Обоснована необходимость построения алгоритмов обнаружения и локализации отказов измерительных каналов двухканальных датчиков, действующих в условиях помех. Для повышения надежности входной информации по контуру расхода топлива применяются алгоритмы Калман-фильтрации со встроенной логикой обнаружения и локализации отказа измерительного канала. Описаны алгоритмы обнаружения и локализации отказов датчиков в контуре дозирующей иглы на основе фильтров Калмана. Алгоритмы строятся на вычислении сигнатуры отказа как взвешенной суммы квадратов отклонений (WSSR), которую сравнивают с выбранным пороговым значением. Результаты полунатурных испытаний на моторном стенде и моделирования в среде MatLab показали, что применение предложенных алгоритмов в составе LABEM позволяет достичь высоких показателей надежности и качества автоматического управления.

**Ключевые слова:** надежность, система автоматического управления авиационным двигателем, помехи, идентификация, встроенная линейная адаптивная бортовая математическая модель двигателя, измерительный канал, алгоритмы диагностики и парирования отказов, обнаружение и локализация отказа, фильтр Калмана, сигнатура отказа.

**T.A. Kuznetsova, V.G. Avgustinovich, E.A. Gubarev**

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

## **THE ALGORITHMS OF MEASURING CHANNELS' FAULT DIAGNOSTICS AND COUNTERACTION FOR AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF AERO-ENGINES**

The solution of the reliability increasing problem of the aircraft engine's automatic control system (ACS GTE) through the use of the algorithmic redundancy is offered. The purpose of research is development of algorithms of measuring channels' fault diagnostics and counteraction for input parameters of linear adaptive on-board engine model (LABEM) built into the ACS. The LABEM basic mathematics is shown. The static model is based on the throttle characteristics of the individual engine. The throttle characteristics was obtained in the acceptance tests or "race" in the operation after the service. The lower level dynamic linear mathematical model of a gas-turbine engine is obtained by state space method. The technical and theoretical difficulties of practical implementation of algorithmic reservation by the model are associated with the high dimensionality of the engine state space, that are significantly higher than the dimension of the vector of parameters measured on board. There is a problem of identification of sensor fault with subsequent replacement of the value by modeling information. The necessity of fault detection and isolation algorithms in is justified. To improve the reliability of the fuel circuit input information the Kalman-filtering algorithms with integrated fault detection and isolation logic for the measuring channels are used. The fault detection and isolation algorithms for sensors' channels measurement in dosing needle loop based on Kalman filters were described. The algorithms are based on the calculation of the fault signature as weighted sum of the squares of residuals (WSSR), which is compared with the selected threshold value. The practice results of engines' stand tests and MatLab simulation showed the high reliability and quality of ACS GTE based on proposed algorithms.

**Keywords:** automatic control systems of gas-turbine engine, noisy environments, identification, built-in linear adaptive on-board engine mathematical model, measurement channel, algorithms of fault diagnostics and counteraction, fault detection and isolation, Kalman filter, fault signature.

**Введение.** В современных цифровых системах автоматического управления авиационных двигателей (САУ ГТД) повышение надежности в летных условиях достигается через создание алгоритмической информационной избыточности с применением встроенной в САУ бортовой математической модели ГТД.

Технические и теоретические трудности практической реализации резервирования с помощью модели связаны с высокой размерностью пространства состояний двигателя, существенно превышающей размерность вектора измеряемых на борту параметров. Возникает проблема идентификации отказа датчика с последующим замещением информации модельным значением и распознавания «отказа» (изменения конфигурации) двигателя, являющаяся общетеоретической, независимо от уровня используемой модели двигателя. Поэтому повышение уровня модели не приводит автоматически к повышению надежности

САУ, и при выполнении функций идентификации неисправного информационного канала и отказа узла двигателя с его замещением в САУ с помощью бортовой математической модели важным свойством является адаптивность к упомянутым изменениям состояния объекта. Таким образом, актуальной задачей современных цифровых систем автоматического управления авиационных двигателей (САУ ГТД) является обеспечение отказоустойчивости алгоритмов [1]. В частности, возникает проблема идентификации отказа измерительных датчиков с последующим замещением некорректной информации.

Для решения этой задачи предлагается использование бортовой математической модели, которая должна быть адаптивной к упомянутым изменениям состояния объекта [2, 3].

**Линейная адаптивная бортовая модель двигателя.** LABEM (Linear Adaptive on-Board Engine Model) удовлетворяет предъявляемым требованиям к компактности, быстродействию и точности отображения параметров двигателя в статике и динамике в большом диапазоне режимов работы, полетных условий и состояний двигателя. LABEM является встроенной и предназначена для работы совместно с САУ ГТД в реальной среде в условиях эксплуатации двигателя. В частности, при отказе датчика должно происходить замещение информации с неисправного датчика модельным значением.

В качестве основы статической модели двигателя используется дроссельная характеристика индивидуального двигателя, полученная на сдаточных испытаниях или на «гонке» в эксплуатации после проведения обслуживания [4]:

$$\mathbf{X}, \mathbf{Y} = f(\mathbf{U}, \mathbf{W}), \quad (1)$$

где  $\mathbf{X}$  – вектор состояния двигателя,  $\mathbf{Y}$  – вектор выхода,  $\mathbf{W}$  – вектор входа,  $\mathbf{U}$  – вектор управления,  $\mathbf{Y}$  – вектор выхода.

Динамическая линейная модель ГТД нижнего уровня строится по методу пространства состояний:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}(\mathbf{x})\delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x})\delta \mathbf{u}, \\ \delta \mathbf{y} &= \mathbf{C}(\mathbf{x})\delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x})\delta \mathbf{u}, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $\mathbf{u}$  – управляющее воздействие (расход топлива),  $\mathbf{u} = G_T$ ; координаты вектора состояния:  $x_1 = n_1$  – частота вращения ротора турбины низкого давления;  $x_2 = n_3$  – частота вращения ротора турбины высокого

давления, координаты вектора выхода:  $y_1 = P_k$  – давление за компрессором;  $y_2 = T_T$  – температура газа за турбиной;  $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta u$  – векторы относительных отклонений соответственно состояния, выхода и управления от базовых (статической характеристики двигателя);  $\mathbf{A}(x)$ ,  $\mathbf{B}(x)$ ,  $\mathbf{C}(x)$ ,  $\mathbf{D}(x)$  – матрицы связи, имеющие соответствующую размерность и зависящие от уровней  $x_2$ ,  $\delta x_1$ ,  $\delta u$ .

Линейная структура данной модели дает высокое быстродействие и надежность счета, а введение нелинейных коэффициентов матриц связи способствует достижению необходимой точности идентификации в широком диапазоне режимов работы двигателя и управляющих воздействий.

Особо важное значение для надежной работы САУ ГТД имеет валидность (кондиционность) входной информации LABEM. Реализуемое на практике аппаратное резервирование предусматривает дублирование измерений всех входных параметров с помощью двухканальной системы.

Для обеспечения отказоустойчивости алгоритмов LABEM предлагается реализация дополнительных логических блоков, предназначенных для определения возможного неконтролируемого отказа одного из каналов измерения.

**Диагностика и парирование отказов датчиков расхода топлива.** Диагностика и парирование отказов датчиков расхода топлива ( $G_T$ ) ведутся на основе применения алгоритмов Калман-фильтрации со встроенной логикой обнаружения и локализации отказа (ОЛО) измерительного канала. Возможность применения фильтров Калмана в LABEM рассматриваемого класса доказана на основе статистической обработки данных натурных испытаний двигателя [5].

На входе математической модели двигателя подключается отказоустойчивый блок Калман-фильтрации, включающий математическую модель канала дозирующей иглы (ДИ), позволяющий получить расчетное значение расхода топлива по полученному из САУ управляющему сигналу положения поршня ДИ ( $x^{\text{зад}}$ ). Выходным сигналом модели ДИ является прогнозируемое (модельное) значение положения поршня  $x$ , которое подается на вход модели дифференциального клапана (регулятора перепада давления), где и преобразуется в сигнал  $G_T$ .

Рекурсивный фильтр Калмана подключен на выходе модели ДИ. Его необходимость обусловлена наличием внешних и внутренних помех в канале ДИ. Фильтр Калмана является пропорциональным звеном с переменным коэффициентом усиления, который определяется в реальном времени в результате решения задачи минимизации математического ожидания квадрата ошибки идентифицируемого параметра  $x$  с учетом полученной его оптимальной оценки  $\hat{x}^{\text{opt}}$  в предыдущий момент. Коэффициент Калмана задает вероятностное соотношение модельной (расчетной прогнозируемой) и измеренной датчиком составляющих в оптимальной оценке перемещения поршня [6].

Поскольку измеренное значение используется при получении оптимальной оценки, актуальной задачей является обеспечение надежного обнаружения и локализации неисправных измерительных каналов (ОЛО), для чего предлагается в алгоритмы Калман-фильтрации включать дополнительную логику.

Предлагается также для оценки точности измерения группы датчиков использовать банки фильтров Калмана [7], позволяющие генерировать вектор (матрицу-столбец) отклонений:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^i = \hat{\mathbf{x}}^{\text{opt}i} - \mathbf{z}_{\text{ди}}^i, \quad (3)$$

где для  $i$ -датчика:  $\boldsymbol{\varepsilon}^i$  – ошибка оценки,  $\hat{\mathbf{x}}^{\text{opt}i}$  – оптимальная оценка (на выходе соответствующего фильтра Калмана),  $\mathbf{z}_{\text{ди}}^i$  – измеренное значение перемещения поршня.

Для идентификации отказа датчиков вычисляется матрица взвешенных сумм квадратов отклонений **WSSR** (Weighted Sum of the Squares of Residuals), которую называют также признаком или сигнатурой отказа [8, 9], с помощью матричного уравнения:

$$\mathbf{WSSR}^i = \mathbf{W}_r^i (\boldsymbol{\varepsilon}^i)^T (\boldsymbol{\Sigma}^i)^{-1} \boldsymbol{\varepsilon}^i, \quad (4)$$

где матрица  $\boldsymbol{\Sigma}^i = \text{diag}[\boldsymbol{\sigma}^i]^2$ .

Вектор  $\boldsymbol{\sigma}^i$  представляет стандартные (паспортные) отклонения  $i$ -датчика и нормирует вектор отклонений. Матрица скалярных весовых коэффициентов  $\mathbf{W}_r$  включает параметры инженерной настройки, которые выбираются таким образом, чтобы уровень элементов матрицы

**WSSR** не превышал заданного порогового значения в состоянии, когда все датчики исправны.

Если  $\mathbf{W}_r$  – единичная матрица и соблюдается равенство  $\varepsilon^i = \sigma^i$ , соответствующий элемент матрицы **WSSR** равен числу измерительных каналов в рассматриваемой группе. Для случая  $\varepsilon^i \neq \sigma^i$  применима упрощенная формула

$$\text{WSSR} = \sum \frac{\varepsilon^2}{\sigma^2}. \quad (5)$$

Для одного канала двухканального датчика справедливо выражение

$$\text{WSSR} = \frac{\varepsilon^2}{\sigma^2}. \quad (6)$$

Для обнаружения отказа канала одного датчика соответствующий ему **WSSR** сравнивается с пороговым значением, величина которого выбирается путем экспертной оценки на основе статистической обработки экспериментальных данных для индивидуального двигателя. Следует учитывать, что малая величина порогового значения может привести к ложным срабатываниям, большая – к уменьшению чувствительности системы к отказам. В работах [9, 10] рекомендуется выбирать сигнатуру отказа в диапазоне [1,5; 2]. В представляемой работе был выбран порог, равный 2. Алгоритм обнаружения и локализации отказа (ОЛЮ) канала датчика хода поршня проиллюстрирован в таблице.

Алгоритм обнаружения и локализации отказа канала  
двухканального датчика

WSSR1	WSSR2	Ситуация	На выход поступает
$\leq 2$	$\leq 2$	Оба канала исправны	Отфильтрованное (по Калману) измерение канала с наименьшим <b>WSSR</b>
$\leq 2$	$\geq 2$	Отказ второго канала	Отфильтрованное (по Калману) измерение первого канала
$\geq 2$	$\leq 2$	Отказ первого канала	Отфильтрованное (по Калману) измерение второго канала
$\geq 2$	$\geq 2$	Оба канала отказали	Модельное значение перемещения поршня $x$

**Результаты моделирования в пакете MatLab.** Результаты моделирования случаев в пакете MatLab, когда оба измерительных канала двухканального датчика перемещения поршня исправны (в качестве выходного сигнала ОЛО берется сигнал с датчика с меньшим WSSR) и при отказе второго канала, наступившем в момент времени  $t = 3,2$  с (в качестве выходного сигнала берется сигнал с исправного канала), приведены на рисунке.

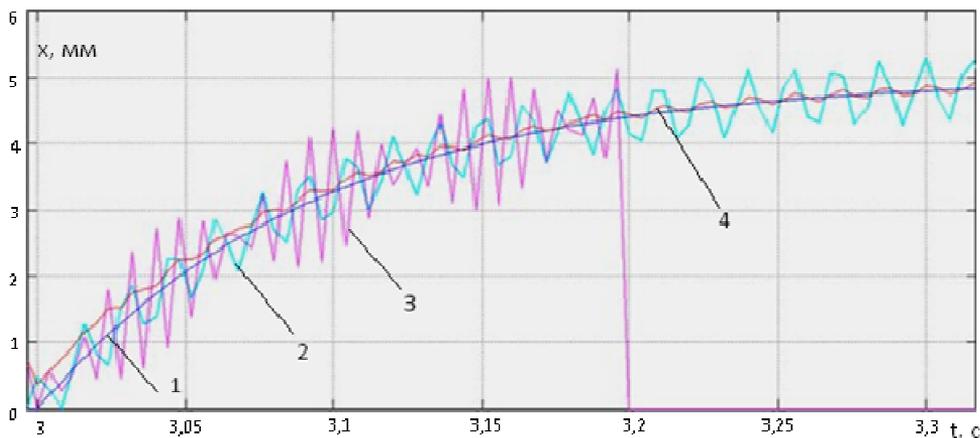


Рис. Результаты моделирования в среде MatLab ситуаций, когда оба измерительных канала двухканального датчика исправны и при неисправности второго канала (1 – модельное значение, 2, 3 – измерение первого и второго канала, 4 – выходной сигнал)

**Заключение.** Апробация разработанных отказоустойчивых алгоритмов в составе LABEM показала, что средняя относительная ошибка динамики составляет 0,168 %. В статике при максимальном расходе  $G_T = 3800$  кг/ч ошибка снижается до 0,01 %, что соответствует современным требованиям точности, предъявляемым к САУ ГТД. Все это подтверждает работоспособность и практическую ценность разработанных алгоритмов.

### Библиографический список

1. Panov V. Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models // Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, June 16–20, 2014, Düsseldorf, Germany. – GT2014-25606. – 2014. – 10 p.

2. A study on practical condition monitoring system for 2-spool Turbofan Engine using artificial intelligent algorithms / Ch. Kong, M. Kang, S. Koh, G. Park / American Institute of Aeronautics and Astronautics. – ISABE-2013-1328. – 2013. – 9 p.

3. Malloy D.J., Webb A.T., Kidman D. F-22/F119 Propulsion System Ground and Flight Test Analysis Using Modeling and Simulation // Proceedings of ASME Turbo-Expo 2002, June 3–6, 2002, Amsterdam, Netherlands. – GT2002-30001. – 2002. – 8 p.

4. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей / В.Г. Августинович [и др.]; под общ. ред. В.Т. Дедеша. – М.: Машиностроение, 1984. – 196 с.

5. Кузнецова Т.А., Августинович В.Г., Якушев А.П. Статистический анализ процессов в системах управления авиационных двигателей с бортовыми математическими моделями // Научно-технический вестник Поволжья. – 2014. – № 35. – С. 236–238.

6. Кузнецова Т.А., Губарев Е.А., Лихачева Ю.В. Алгоритмы оптимальной фильтрации в задачах идентификации параметров систем автоматического управления авиационных двигателей // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2014. – Т. 12, № 9. – С. 12–20.

7. Kobayashi T., Simon D.L. Application of a bank of Kalman filters for aircraft engine fault diagnostics // Proceedings of ASME Turbo Expo 2003. – Paper GT2003-38550. – 10 p.

8. Kobayashi T., Simon D.L. Aircraft Engine On-Line Diagnostics Through Dual-Channel Sensor Measurements: Development of Baseline System // Proceedings of ASME Turbo-Expo 2008; June 9–13, 2008, Berlin, Germany. – GT2008-50345, 2008. – 13 p.

9. Borguet S., Léonard O. A sensor-fault-tolerant diagnosis tool based on a quadratic programming approach // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. – Paper GT2007-27324. – 10 p.

10. Kobayashi T., Simon D.L. Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. – Paper GT2007-27518. – 11 p.

## References

1. Panov V. Auto-tuning of real-time dynamic gas turbine models. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, June 16–20, 2014*. Düsseldorf, Germany, GT2014-25606, 2014. 10 p.

2. Kong Ch., Kang M., Koh S., Park G. A study on practical condition monitoring system for 2-spool Turbofan Engine using artificial intelligent algorithms. American Institute of Aeronautics and Astronautics, ISABE-2013-1328, 2013. 9 p.

3. Malloy D.J., Webb A.T., Kidman D. F-22/F119 Propulsion System Ground and Flight Test Analysis Using Modeling and Simulation. *Proceedings of ASME Turbo-Expo 2002, June 3-6, 2002*. Amsterdam, Netherlands, GT2002-30001, 2002. 8 p.

4. Avgustinovich V.G. [et al.] Identifikatsiia sistem upravleniia aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei [The Identification of aircraft GTE Control Systems]. Moscow: Mashinostroenie, 1984. 196 p.

5. Kuznetsova T.A., Avgustinovich V.G., Iakushev A.P. Statisticheskii analiz protsessov v sistemakh upravleniia aviatsionnykh dvigatelei s bortovymi matematicheskimi modeliami [The statistical analysis of processes in aircraft engine control systems with on-board mathematical models]. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik Povolzh'ia*, 2014, no. 35, pp. 236-238.

6. Kuznetsova T.A., Gubarev E.A., Likhacheva Iu.V. Algoritmy optimal'noi fil'tratsii v zadachakh identifikatsii parametrov sistem avtomaticheskogo upravleniia aviatsionnykh dvigatelei [The optimal filtering algorithms in tasks of automatic control aircraft engine parameters' identification]. *Informatsionno-izmeritel'nye i upravliaiushchie sistemy*, 2014, vol. 12, no. 9, pp. 12-20.

7. Kobayashi T., Simon D.L. Application of a bank of Kalman filters for aircraft engine fault diagnostics. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*. Paper GT2003-38550. 10 p.

8. Kobayashi T., Simon D.L. Aircraft Engine On-Line Diagnostics Through Dual-Channel Sensor Measurements: Development of Baseline System. *Proceedings of ASME Turbo-Expo 2008 (June 9-13, 2008, Berlin, Germany)*. GT2008-50345, 2008. 13 p.

9. Borguet S., L'eonard O. A sensor-fault-tolerant diagnosis tool based on a quadratic programming approach. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*. Paper GT2007-27324. 10 p.

10. Kobayashi T., Simon D.L. Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*. Paper GT2007-27518. 11 p.

### **Сведения об авторах**

**Кузнецова Татьяна Александровна** (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры конструирования и технологии в электротехнике, директор Центра дистанционных образовательных технологий Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: tatianaakuznetsova@gmail.com).

**Августинович Валерий Георгиевич** (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры авиационных двигателей Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: august@avid.ru).

**Губарев Евгений Андреевич** (Пермь, Россия) – студент Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: eugenegubarev@gmail.com).

### **About the authors**

**Kuznetsova Tatiana Aleksandrovna** (Perm, Russian Federation) is a Ph.D. in Technical Sciences, Associate Professor at the Department of Design and Technology in Electrical Engineering, the Head of Distance Education Technologies Centre Perm National Research Polytechnic University (614990, 29, Komsomolsky pr., Perm, e-mail: tatianaakuznetsova@gmail.com).

**Avgustinovich Valery Georgievich** (Perm, Russian Federation) is a Doctor of Technical Sciences, Professor at the Department of Aircraft engines Perm National Research Polytechnic University (614990, 29, Komsomolsky pr., Perm, e-mail: august@avid.ru).

**Gubarev Evgeniy Andreevich** (Perm, Russian Federation) is a student Perm National Research Polytechnic University (614990, 29, Komsomolsky pr., Perm, e-mail: eugenegubarev@gmail.com).

Получено 05.10.2015