

DOI: 10.15593/2224-9982/2019.57.13

УДК 681.5.015.44

**А.А. Иноземцев^{1,2}, Н.Г. Ламанова¹, А.Н. Саженов²,
И.Г. Лисовин², И.Н. Грибков², А.С. Плешивых¹**

¹ Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

² АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия

СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОГО НАБЛЮДАТЕЛЯ ПРИ ОТКАЗАХ В КАНАЛЕ ИЗМЕРЕНИЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При создании современных авиационных газотурбинных двигателей отмечается значительное усложнение систем автоматического управления и контроля, что способствует увеличению вероятности различных нарушений в канале измерения и усложняет задачи управления.

Для обеспечения отказоустойчивости системы автоматического управления авиационного турбореактивного двухконтурного двигателя предлагается алгоритмический метод резервирования, который заключается в использовании оптимального наблюдателя – фильтра Калмана.

Наличие оптимального наблюдателя создает предпосылки для решения различных задач управления, а также обеспечивает информационную избыточность, которая позволяет повысить отказоустойчивость системы автоматического управления, т.е. ее способность выполнять свои функции после появления неисправностей.

Представлены результаты моделирования оптимального фильтра, согласованного с математической моделью САУ ТРДД, по данным летных испытаний современного двигателя типа ПС-90А в составе самолета Ту-214 в декабре 2018 г., как на стационарных, так и на переходных режимах работы двигателя, при нормальном функционировании САУ и отказах датчиков.

Проведен анализ качества полученных оценок вектора выхода САУ ТРДД. Результаты моделирования оптимального наблюдателя и анализа качества оценок как на стационарных, так и на переходных режимах работы двигателя при нормальном функционировании САУ и отказах датчиков представлены в виде таблиц и графиков. Параметры ТРДД указаны в процентах от максимальных значений.

Показано, что предложенный алгоритм обеспечивает выполнение требований по точности определения оценок вектора выхода системы автоматического управления газотурбинного двигателя и может быть рекомендован для использования в САУ ТРДД.

Ключевые слова: математическая модель, отказоустойчивость, оптимальные оценки, фильтр Калмана, оптимальный наблюдатель.

**A.A. Inozemtsev^{1,2}, N.G. Lamanova¹, A.N. Sazhenkov², I.G. Lisovin²,
I.N. Gribkov², A.S. Pleshivikh¹**

¹ Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

² JCS "UEC-Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

OPTIMAL OBSERVER SYNTHESIS FOR FAILURES IN MEASUREMENT CHANNEL OF BYPASS TURBOFAN ENGINES ACS

In the process of the modern aviation gas turbine engines development, a significant complication of the automatic control systems (ACS) is observed, which increases the risks of various disturbances in the measurement channel and makes the control tasks more complicated.

To ensure the failure tolerance of the automatic control system of an aircraft bypass turbofan engine, an algorithmic method of redundancy is proposed which involves using an optimal observer - the Kalman filter.

The optimal observer lays the groundwork for solving various control tasks, as well as provides for the information redundancy, which allows to increase the failure tolerance of the automatic control system, that is - its ability to perform its functions after the occurrence of a failure.

The article presents the results of the simulation of the optimal filter, consistent with the mathematical model of the ACS TRDD, according to flight tests of a modern PS-90A type engine as part of a Tu-214 aircraft in December 2018, both on stationary and on transient modes of engine operation, during normal operation of ACS and sensor failures.

The analysis of the quality of the obtained estimates of the output vector of the ACS turbofan engines has been carried out. The results of the simulation of the optimal observer and the analysis of the quality of assessments, both on stationary and transient modes of engine operation, with normal operation of ACS and sensor failures are presented in the form of tables and graphs. The parameters of the turbofan engines are given as a percentage of the maximum values.

It is demonstrated that the proposed algorithm meets the requirements for the accuracy of the estimates of the output vector of the automatic control system of a gas turbine engine and can be recommended for use in the ACS of bypass turbofan engines.

Keywords: mathematical model, failure tolerance, optimal estimates, Kalman filter, optimal observer.

Введение

При создании современных авиационных газотурбинных двигателей отмечается значительное усложнение систем автоматического управления и контроля (САУ). Это способствует увеличению вероятности различных отклонений в работе и усложняет задачи управления [1]. Одной из задач проектирования современных САУ является обеспечение устойчивости САУ к различного рода неисправностям и отказам. Под устойчивостью к отказам динамических систем (ДС) понимают их способность выполнять свои функции и после выявления неисправностей. При этом допускается некоторое снижение качества управления.

Чтобы обеспечить отказоустойчивость любой динамической системы необходима информационная избыточность. В современных САУ авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) она создается за счет аппаратного резервирования.

Постановка задачи

Альтернативой или дополнением к аппаратному резервированию является аналитическое резервирование, при котором используются алгоритмические методы. Эти методы заключаются в использовании оптимальных наблюдателей, которые формируют оптимальные оценки вектора состояния и вектора выхода САУ ТРДД. Таким наблюдателем является оптимальный фильтр Калмана (ОФК), в основе которого лежит хорошо разработанная теория линейной фильтрации в пространстве состояний [2–7].

Задача фильтрации заключается в том, чтобы по измерениям вектора выхода ДС найти оптимальную оценку вектора состояний $x(k)$, которая удовлетворяет критерию минимума дисперсии вектора ошибок

$$\tilde{x}(k/k) = x(k) - \hat{x}(k/k).$$

Таким образом, оптимальная оценка минимизирует функционал

$$j(k) = M \{ \tilde{x}^T(k/k) \tilde{x}(k/k) \}. \quad (1)$$

ОФК должен быть согласован с математической моделью САУ ТРДД и удовлетворять ряду ограничительных условий.

Описание объекта

В качестве объекта исследования рассматривался авиационный двигатель типа ПС-90А, используемый в качестве унифицированной силовой установки для самолетов Ту-204/Ту-214 и Ил-96-300.

Авиационный маршевый турбореактивный двигатель типа ПС-90А представляет собой двухконтурный, двухроторный двигатель со смешением потоков воздуха и газа наружного и внутреннего контуров в общем реактивном сопле. Реверсирование тяги осуществляется в наружном контуре. Тяга в зависимости от модификации двигателя 14 500–17 500 кгс [8].

Система автоматического управления и топливopитания двигателя ПС-90А дублированная и состоит из электронно-гидромеханической системы, являющейся основной автоматикой двигателя, и гидромеханической системы, являющейся резервной автоматикой.

Электронная часть системы представляет собой цифровой вычислительный комплекс, задачами которого являются сбор и обработка информации, выдача управляющих и информационных сигналов на исполнительные механизмы, электроагрегаты и в самолетные системы [9].

Общий вид двигателя типа ПС-90А приведен на рис. 1.

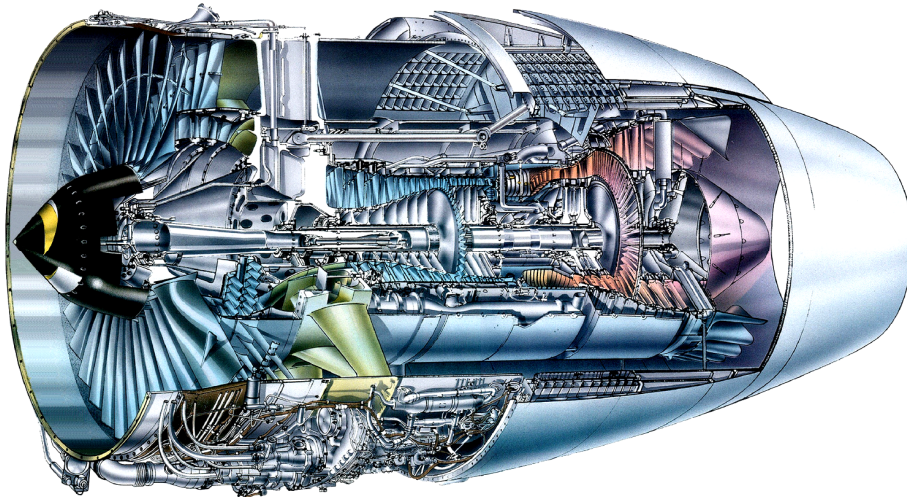


Рис. 1. Общий вид двигателя типа ПС-90А

Самолет Ту-214 с двигателями типа ПС-90А во время испытательного полета приведен на рис. 2.



Рис. 2. Ту-214 с двигателями типа ПС-90А во время испытательного полета (декабрь 2018 г.)

Поведение ТРДД в режиме нормального функционирования описывается линейной, дискретной, стохастической моделью [10, 11]:

$$\begin{cases} x(k+1) = \Phi x(k) + \Psi u(k) + \Gamma w(k) + \Phi_0 + w(k); \\ z(k+1) = Hx(k+1) + Du(k+1) + H_0 + v(k+1), \end{cases} \quad (2)$$

где $x(k)$ – вектор состояния, $x(k) = [n_b(k) \quad n_k(k)]^T$; $u(k)$ – вектор управляющего воздействия, $u(k) = [G_t(k) \quad \varphi_{\text{вна}}(k)]^T$; $z(k)$ – вектор выхода, $z(k) = [z_1(k) : z_2(k)]^T$; $z_1(k)$ – вектор прямых

измерений, $z_1(k) = [n_b^u(k) \ n_k^u(k)]$; $z_2(k)$ – вектор косвенных измерений, $z_2(k) = [P_k(k) \ T_t(k)]$; $w(k)$ – вектор шума возмущения, $w(k) = [w_1(k) \ w_2(k)]^T$; $v(k)$ – вектор шума измерения, $v(k) = [v_1(k) \ v_2(k)]^T$; $n_b(k)$, $n_k(k)$ – частота вращения вала ротора низкого и высокого давления; $G_t(k)$ – расход топлива; $\varphi_{\text{вна}}(k)$ – угол входных направляющих аппаратов; $P_k(k)$ – давление газа за компрессором; $T_t(k)$ – температура газа за турбинами; Φ , Ψ , Φ_0 – переходные матрицы коэффициентов динамической модели, $\Phi = \{\varphi_{ij} \ i, j = 1, 2\}$, $\Psi = \{\Psi_{ij} \ i, j = 1, 2\}$, $\Phi_0 = \{\varphi_{0i} \ i = 1, 2\}$; H^T , D^T , H_0^T , H_1 , D_2 , H_0 , H_{01} , H_{02} – матрицы коэффициентов модели измерений, $H^T = [H_1 : H_2]$, $D^T = [D_1 : D_2]$, $H_0^T = [H_{01} : H_{02}]$, $H_1 = D_1 = 0$, $D_2 = \{d_{ij} \ i, j = 1, 2\}$, $H_0 = [H_{01} : H_{02}]$; $H_{01} = 0$; $H_{02} = \{h_{0i} \ i = 1, 2\}$.

Измерительные и системные шумы представляют собой центрированные гауссовские последовательности с нулевым математическим ожиданием и ковариационными матрицам:

$$\begin{aligned} \text{cov}\{w(k), \tau = j - i\} &= M\{v(i)v^T(j)\} = R \delta_{ij}, \\ \text{cov}\{w(k), \tau = j - i\} &= M\{w(i)w^T(j)\} = Q \delta_{ij}, \end{aligned} \quad (3)$$

где R и Q – неотрицательно определенные дисперсионные матрицы шума измерения и возмущения соответственно; δ_{ij} – функция Кронекера, $\delta_{ij} = \begin{cases} 1, & i = j, \\ 0, & i \neq j. \end{cases}$

Вектор начального состояния $x(0)$ – нормальный случайный процесс с $M\{x(0)\} = \bar{x}(0)$ и ковариационной матрицей $M\{\chi(0) \chi^o(0)\}$.

Векторы $v(k)$ и $w(k)$, $v(k)$ и $x(0)$, $w(k)$ и $x(0)$ независимы, т.е. $M\{v(i) w^T(j)\} = 0$; $M\{v(i) x^T(j)\} = 0$; $M\{w(i) x^T(j)\} = 0$.

Точность калмановских оценок вектора состояния зависит от точности математической модели ТРДД. Оценки также чувствительны к вероятностным характеристикам измерительных и системных шумов [12].

Алгоритм фильтрации

Проводилось моделирование ОФК, согласованного с математической моделью современного САУ ТРДД (2), в режиме нормального функционирования и при отказах датчиков как на стационарных, так и на переходных режимах работы двигателя по результатам летных испытаний.

Адекватная математическая модель, описывающая поведение двигателя данного типа на указанных выше режимах, получена ранее в работе [13].

Для определения ковариационных матриц (3) проводился корреляционный анализ.

ОФК формирует взвешенное среднее с минимальной дисперсией двух статистически независимых векторных оценок, одной из которых является прогнозная оценка вектора состояния $\hat{x}(k+1k)$, а второй – новое измерение $y(k+1)$ [4].

Оптимальная оценка вектора состояния $\hat{x}(k+1k+1)$ складывается из прогнозная оценка вектора состояния и корректирующей поправки $K(k+1)\tilde{y}(k+1/k)$, зависящей от ошибки прогноза измерения $\tilde{y}(k+1/k)$ и матричного коэффициента усиления $K(k+1)$, который минимизирует функционал (1).

Алгоритм ОФК представляет собой последовательность вычислений в соответствии с уравнениями [14]:

$$\begin{aligned}
 \hat{x}(k+1/k+1) &= \hat{x}(k+1/k) + K(k+1)\tilde{y}(k+1/k), \\
 \hat{x}(k+1/k) &= \Phi\hat{x}(k/k) + \Psi u(k) + \Phi_0, \\
 \tilde{y}(k+1/k) &= y(k+1) - H\hat{x}(k+1/k), \\
 K(k+1) &= P(k+1/k)H^T [HP(k+1/k)H^T + R]^{-1}, \\
 P(k+1/k) &= \Phi P(k/k)\Phi^T + \Gamma Q \Gamma^T, \\
 P(k+1/k+1) &= [E - K(k+1)H]P(k+1/k),
 \end{aligned} \tag{4}$$

где $\hat{x}(k+1/k)$ – прогнозная оценка вектора состояния; $\tilde{y}(k+1/k)$ – ошибка прогноза измерения или обновляющий процесс, который дает информацию не только о текущих, но и обо всех предшествующих измерениях $y(k)$; $P(k+1/k)$ – ковариационная матрица ошибок прогноза; $P(k+1/k+1)$ – ковариационная матрица ошибок фильтрации.

Вычисление матриц $P(k+1/k+1)$ имеет самостоятельное значение, так как диагональные элементы представляют собой дисперсии ошибок фильтрации.

Для определения оптимальной оценки вектора выхода $\hat{z}(k+1/k+1)$, кроме оптимальной оценки вектора состояния, необходимо знать матрицы коэффициентов H, D, H_0 математической модели (2):

$$\hat{z}(k+1/k+1) = H\hat{x}(k+1/k+1) + Du(k+1) + H_0. \tag{5}$$

Моделирование ОФК проводилось по данным летных испытаний ТРДД типа ПС-90А в составе самолета Ту-214 в декабре 2018 г. Частота опроса сигналов датчиков – 50 Гц, число опросов – 3000 на стационарном, 2000 на переходном режиме работы двигателя.

Оптимальные оценки вектора выхода САУ ТРДД определялись в соответствии с уравнениями (4), (5) для различных модификаций измерителей. Рассматривалась работа фильтра на полном векторе измерений, на прямых измерениях вектора состояния и при одиночных отказах датчиков n_b и n_k .

Следует отметить, что алгоритм (4) работает только на прямых измерениях вектора состояния. Исходя из этого при реализации ОФК на полном векторе измерений необходимо вектор косвенных измерений $z_2(k)$ преобразовать следующим образом [15]:

$$y(k) = [z_1(k) : y_2(k)],$$

где $y_2(k) = z_2(k) - z_2'(k)$; $z_2'(k) = D_2u(k) + H_{02}$.

В этом случае уравнение для определения оптимальной оценки вектора состояния примет вид

$$\hat{x}(k+1/k+1) = \hat{x}(k+1/k) + K(k+1)\tilde{y}(k+1/k) + z_2'(k),$$

а оптимальная оценка вектора выхода

$$\hat{z}(k+1/k+1) = [\hat{x}(k+1/k+1) : \hat{z}_2(k+1/k+1)],$$

где $\hat{z}_2(k+1/k+1) = H_2\hat{x}(k+1/k+1) + D_2u(k+1) + H_{02}$.

Реализация и результаты моделирования

Реализация предложенного алгоритма проводилась в среде Matlab R2018a с использованием аппаратной платформы со следующими параметрами: процессор Intel Core i7 2,67 ГГц, ОЗУ 12 Гб. Для расчета фильтра на полном векторе измерений потребовалось $557 \cdot 10^{-3}$ с, на прямых измерениях вектора состояния и при одиночных отказах датчиков n_b и n_k $345 \cdot 10^{-3}$ с, объем рабочего кода составил 4 и 3 МБ соответственно.

Результаты моделирования представлены в виде таблиц и графиков. Параметры ТРДД указаны в процентах от максимальных значений.

В табл. 1 приведены результаты анализа фактических ошибок оценивания на установившемся режиме.

Таблица 1

Результаты анализа фактических ошибок оценивания на установившемся режиме

Оценка вектора выхода САУ ТРДД	Модификация измерителей							
	n_b	n_k	$n_b n_k$	$n_b n_k P_k T_T$	n_b	n_k	$n_b n_k$	$n_b n_k P_k T_T$
	Смещение оценок фильтрации, %				Среднеквадратическое отклонение, %			
\hat{n}_b	0,396	-0,335	0,032	0,023	0,005	0,007	0,005	0,005
\hat{n}_k	0,137	-0,137	0,097	-0,097	0,003	0,003	0,002	0,002
\hat{P}_k	0,099	-0,152	0,157	0,331	0,011	0,012	0,01	0,013
\hat{T}_T	0,289	0,342	0,223	0,089	0,008	0,008	0,007	0,006

На рис. 3 показаны процессы измерения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе фильтра на измерениях вектора состояния на установившемся режиме.

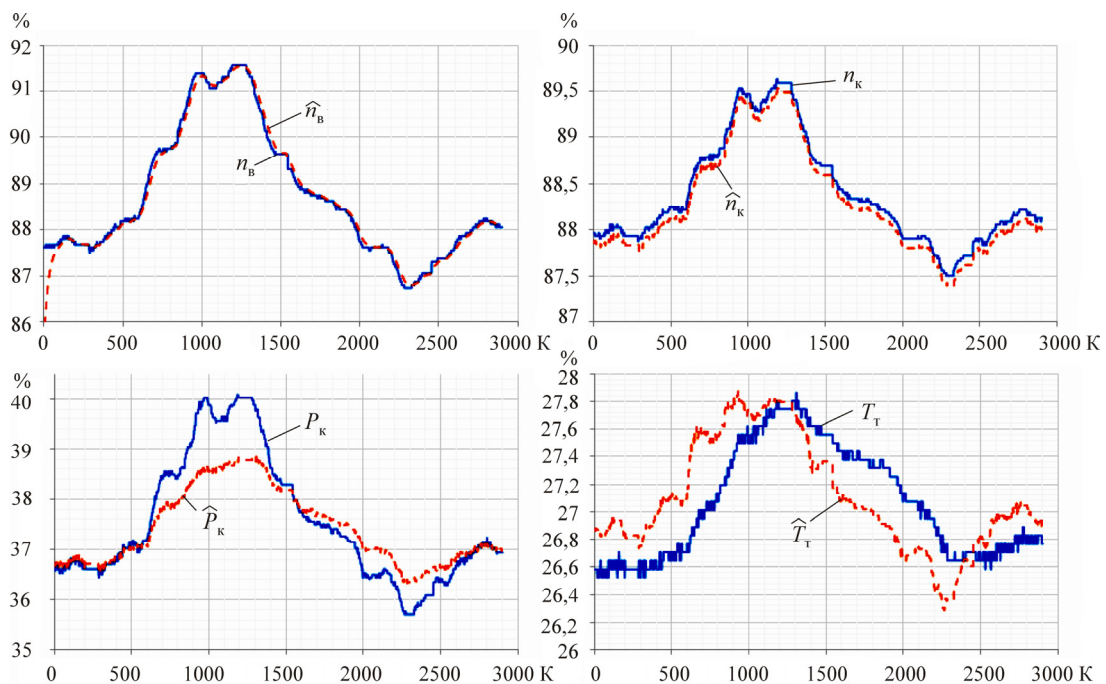


Рис. 3. Графики процессов измерения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе фильтра на измерениях вектора состояния на установившемся режиме

В табл. 2 представлены результаты анализа фактических ошибок оценивания на переходном режиме.

Таблица 2

Результаты анализа фактических ошибок оценивания на переходном режиме

Оценка вектора выхода САУ ТРДД	Модификация измерителей							
	n_b	n_k	$n_b n_k$	$n_b n_k P_k T_T$	n_b	n_k	$n_b n_k$	$n_b n_k P_k T_T$
	Смещение оценок фильтрации, %				Среднеквадратическое отклонение, %			
\hat{n}_b	0,426	-0,415	0,097	0,033	0,004	0,005	0,002	0,007
\hat{n}_k	0,127	-0,131	0,042	-0,11	0,006	0,006	0,009	0,002
\hat{P}_k	0,122	-0,136	0,105	0,131	0,013	0,014	0,149	0,163
\hat{T}_T	0,29	0,321	0,171	0,263	0,012	0,012	0,014	0,012

На рис. 4 показаны процессы измерения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе фильтра на измерениях вектора состояния на переходном режиме.

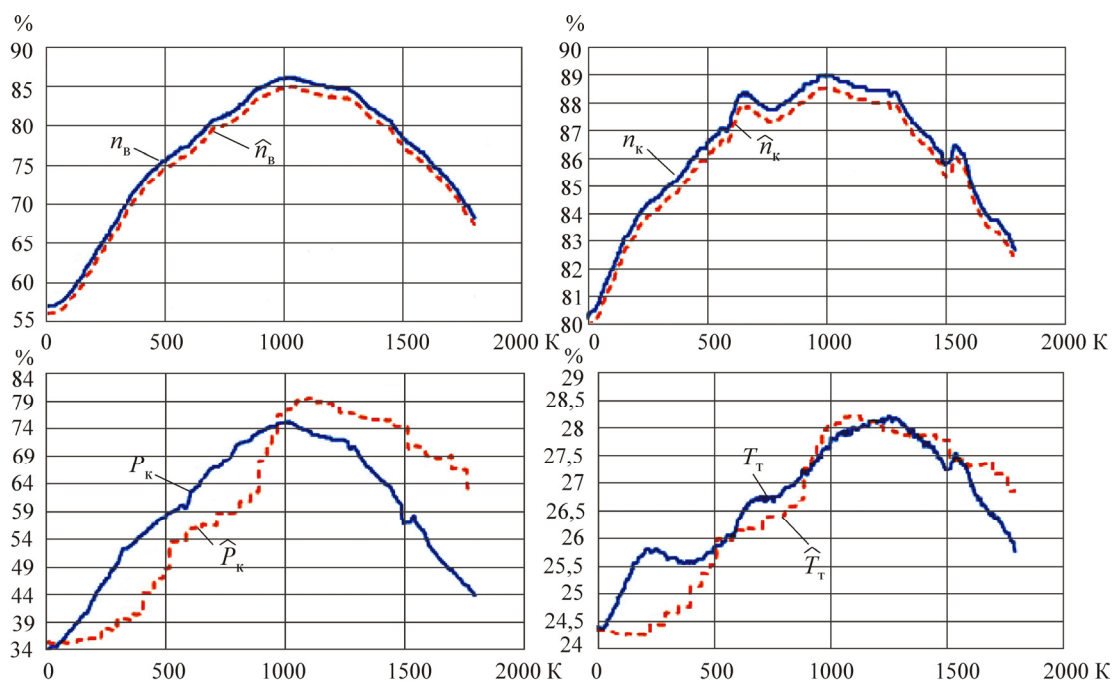


Рис. 4. Графики процессов измерения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе фильтра на измерениях вектора состояния на переходном режиме

Очевидно, что более точные оценки получаются при работе фильтра на прямых измерениях вектора состояния, одиночные отказы датчиков n_b и n_k мало влияют на качество оценивания вектора выхода САУ ТРДД.

Использовать косвенные измерения P_k и T_T нежелательно из-за необходимости их преобразования. Эти преобразования не только увеличивают вычислительные затраты на реализацию алгоритма ОФК, но и снижают точность оптимальных оценок, так как делают их более чувствительными к параметрам математической модели САУ ТРДД, согласованной с фильтром.

К тому же известно, что менее надежным является датчик P_k , а датчик T_t более инерционный. В случае отказов всех датчиков, кроме P_k и T_t , что маловероятно, оценку вектора выхода можно определить и по измерениям этих датчиков или даже по измерениям одного из них. Очевидно, что точность таких оценок будет меньше.

Заключение

Проведено моделирование оптимального фильтра Калмана, согласованного с математической моделью САУ ТРДД, на основе измерительной информации датчиков САУ, полученной в результате летных испытаний двигателя типа ПС-90А в составе самолета Ту-214 в декабре 2018 г., как на стационарных, так и на переходных режимах.

Моделирование проводилось при работе фильтра на измерениях полного вектора выхода, на прямых измерениях вектора состояния, а также при одиночных отказах датчиков n_v и n_k .

Для оценивания качества калмановских оценок вектора выхода САУ ТРДД определены их фактическое смещение и стандартные ошибки оценивания: абсолютное фактическое смещение оценок фильтрации на стационарных режимах составляет $(-0,335-0,396) \%$, на переходных – $(-0,415-0,426) \%$, среднеквадратическое отклонение вектора выхода САУ ТРДД на стационарных режимах составляет $(0,002-0,011) \%$, на переходных – $(0,002-0,163) \%$.

Таким образом, результаты анализа качества полученных оценок вектора выхода САУ ТРДД в режиме нормального функционирования двигателя и при отказах датчиков подтверждают работоспособность предложенного оптимального наблюдателя, согласованного с математической моделью САУ ТРДД. Предложенный метод может быть рекомендован для использования при создании систем автоматического управления современных ТРДД.

Библиографический список

1. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями: энциклопед. справ. / под ред. О.С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. – 208 с.
2. Сейдж Э., Мелса Дж. Теория оценивания и ее применение в теории связи и управлении. – М.: Связь, 1976. – 496 с.
3. Медич Д. Статистические оптимальные линейные оценки и управление / под ред. А.С. Шаталова. – М.: Энергия, 1973. – 440 с.
4. Изерман Р. Цифровые системы управления. – М.: Мир, 1984. – 541 с.
5. Казаков И.Е. Статистическая теория систем управления в пространстве состояний. – М.: Наука, 1975. – 432 с.
6. Браммер К., Зиффлинг Г. Фильтр Калмана – Бьюси. Детерминированное наблюдение и стохастическая фильтрация. – М.: Наука, 1982. – 199 с.
7. Дедеш В.Т. Методы оптимизации испытаний и моделирования систем управления газотурбинными двигателями. – М.: Машиностроение, 1990. – 160 с.
8. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. Т. 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные и силовые схемы. – М.: Машиностроение, 2008. – 208 с.
9. Авиационный двигатель ПС-90А / А.А. Иноземцев, Е.А. Коняев, В.В. Медведев, А.В. Нерадько, А.Е. Рясков; под ред. А.А. Иноземцева. – М.: Либра-К, 2007. – 320 с.
10. Августиневич В.Г., Акиндинов В.А. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 196 с.
11. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1965. – 552 с.
12. Химмельблау Д. Анализ процессов статистическими методами. – М.: Мир, 1973. – 958 с.
13. Идентификация математической модели системы автоматического управления газотурбинного двигателя / Н.Г. Ламанова, А.С. Плешивых, И.Н. Грибков, А.И. Фатыков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2019. – № 2.

14. Сизиков В.С. Устойчивые методы обработки результатов измерений: учеб. пособие. – СПб.: СпецЛит, 1999. – 240 с.

15. Ламанова Н.Г. Адаптивное оценивание вектора выхода САУ ГТД // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2000. – № 4. – С. 37–42.

References

1. O.S. Gurevich. Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi gazoturbinnymi dvigatelyami: Entsiklopedicheskiy spravochnik [Automatic control systems for aviation gas turbine engines: Encyclopedic Reference]. Moscow: TORUS PRESS, 2011, 208 p.

2. Seydzh E., Melsa Dzh. Teoriya otsenivaniya i eyë primeneniye v teorii svyazi i upravlenii [Estimation theory and its application in communication theory and control]. Moscow: Svyaz, 1976, 496 p.

3. Medich D. Statisticheskiye optimalnyye lineynyye otsenki i upravleniye [Statistical optimal linear estimates and control]. Moscow: Energiya, 1973, 440 p.

4. Izerman R. Tsifrovyye sistemy upravleniya [Digital control systems]. Moscow: Mir, 1984, 541 p.

5. Kazakov I.E. Statisticheskaya teoriya sistem upravleniya v prostranstve sostoyaniy [Statistical theory of control systems in the state space]. Moscow: Nauka, 1975, 432 p.

6. Brammer K., Ziffing G. Filtr Kalmana-Byusi. Determi-nirovannoye nablyudeniye i stokhas-ticheskaya filtratsiya [Kalman-Bucy Filter. Deterministic observation and stochastic filtering]. Moscow: Nauka, 1982, 199 p.

7. Dedesh V.T. Metody optimizatsii ispytaniy i modelirova-niya sistem upravleniya gazoturbinnymi dvi-gatelyami [Methods for optimization of testing and simulation of gas turbine engine control systems]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1990, 160 p.

8. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dviga-teley i energeticheskikh ustanovok. T. 1: Obshchiye svedeniya. Osnovnyye parametry i trebovaniya. Konstruk-tivnyye i silovyye skhemy: uchebnyy [Basics of designing aircraft engines and power plants. Vol. 1: General information. Basic parameters and requirements. Constructive and power schemes: a textbook]. Moscow: Mashinostroenie, 2008, vol.1, 208 p.

9. A.A. Inozemtsev, E.A. Konyayev, V.V. Medvedev, A.V. Neradko, A.E. Ryasov. Aviatsionnyy dvigatel PS-90A [Aviation engine PS-90A]. Moscow: Libra-K, 2007, 320 s.

10. Avgustinovich V.G., Akindinov V.A. Identifikatsiya sistem upravleniya aviatsionnykh gazoturbinn-nykh dvigateley [Identification of control systems for aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1984, 196 p.

11. Shevyakov A.A. Avtomatika aviatsionnykh i raketnykh silovyykh ustanovok [Automation of aviation and rocket power plants]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1965, 552 p.

12. Khimmelblau D. Analiz protsessov statisticheskimi metodami [Analysis of processes by statistical methods]. Moscow: Mir, 1973, 958 p.

13. Lamanova N.G. Pleshivykh A.S. Gribkov I.N. Fatykov A.I. Identifikatsiya matematicheskoy modeli sistemy avtomaticheskogo upravleniya gazoturbinnogo dvigatelya [Identification of the mathematical model of a gas turbine engine automatic control system]. PNRPU Bulletin. Electrotechnics, Informational Technologies, Control Systems, 2019, no. 2.

14. Gurevich O.S. Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi gazoturbinnymi dvigatelyami [Systems for automatic control of aviation gas turbine engines]. Moscow: TORUS PRESS, 2010, 264 p.

15. Lamanova N.G. Adaptivnoye otsenivaniye vektora vykhoda SAU GTD [Adaptive estimation of the output vector of self-propelled guns GTD]. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2000, no. 4, pp. 37-42.

Об авторах

Иноземцев Александр Александрович (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент Российской академии наук, заведующий кафедрой «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, ул. Профессора Поздеева, д. 13, корпус Г, к. 220); управляющий директор – генеральный конструктор АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: office@avid.ru).

Ламанова Надежда Геннадьевна (Пермь, Россия) – доцент кафедры «Прикладная математика» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: nglaman@mail.ru).

Саженков Алексей Николаевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, помощник генерального конструктора, начальник административного отдела АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: sazhenkov@avid.ru).

Лисовин Игорь Георгиевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, начальник отделения систем автоматического управления АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: lisovin@avid.ru).

Грибков Игорь Николаевич (Пермь, Россия) – заместитель начальника отдела расчетно-экспериментальных работ и проектирования систем автоматического управления АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: gribkov@avid.ru).

Плешивых Артур Сергеевич (Пермь, Россия) – студент ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: arthur.p.s.1995@mail.ru).

About the authors

Aleksandr A. Inozemtsev (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences; Head of Aviation Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation), Managing Director – General Designer, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: office@avid.ru).

Nadezhda G. Lamanova (Perm, Russian Federation) – Associate Professor of Applied Mathematics Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: nglaman@mail.ru).

Alexey N. Sazhenkov (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, General Designer Assistant, Head of Administrative Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: sazhenkov@avid.ru).

Igor G. Lisovin (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Head of Automated Control Systems Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: lisovin@avid.ru).

Igor N. Gribkov (Perm, Russian Federation) – Deputy Head of Engineering and Experimental Works and Design of Automated Control Systems Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: gribkov@avid.ru).

Artur S. Pleshivykh (Perm, Russian Federation) – Student, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: arthur.p.s.1995@mail.ru).

Получено 03.06.19