

Боженюк Александр Витальевич – Южный федеральный университет; e-mail: avb002@yandex.ru; г. Таганрог, Россия; тел.: 88634371743; д.т.н.; профессор.

Косенко Олеся Валентиновна – e-mail: ovkosenko@sfedu.ru; тел.: 88634371689; к.т.н.; доцент.

Князева Маргарита Владимировна – e-mail: mknyazeva@sfedu.ru; тел.: 88634371743; к.т.н.; доцент.

Bozhenyuk Aleksander Vitalievich – Southern Federal University; e-mail: avb002@yandex.ru; Taganrog, Russia; phone: +78634371743; dr. of eng. sc.; professor.

Kosenko Olesya Valentinovna – e-mail: ovkosenko@sfedu.ru; phone: +78634371689; cand. of eng. sc.; associate professor.

Knyazeva Margarita Vladimirovna – e-mail: mknyazeva@sfedu.ru; phone: +78634371743; cand. of eng. sc.; associate professor.

УДК 681.5.015.44

DOI 10.18522/2311-3103-2022-2-65-78

**А.А. Иноземцев, Н.Г. Ламанова, А.С. Плешивых, И.Н. Грибков,
А.Н. Саженков**

**АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕЗЕРВИРОВАНИЕ В СИСТЕМЕ
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННОГО
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ
ОПТИМАЛЬНЫХ НАБЛЮДАТЕЛЕЙ**

Предлагается аналитическое резервирование в системе автоматического управления турбореактивного двухконтурного двигателя (САУ ТРДД) на основе оптимальных наблюдателей. Настоящая статья основана на ранее полученных результатах в предшествующих авторских работах и является обобщением, и анализом этих результатов с целью разработки методики повышения отказоустойчивости САУ ТРДД. Этот метод основан на использовании оптимальных наблюдателей: фильтра Калмана и фильтра Язвинского, согласованных с математической моделью САУ ТРДД. Анализ математической модели САУ проводился по методу наименьших квадратов в движущемся окне. Точность идентификации математической модели и требуемое время запаздывания обеспечиваются оптимизацией ширины движущегося окна. Оцениваемые при помощи оптимальных наблюдателей вектор выхода САУ ТРДД включает следующие параметры: частота вращения ротора компрессора низкого давления n_n , частота вращения ротора компрессора высокого давления n_h , давление воздуха за компрессором высокого давления P_k , температура газа за турбиной низкого давления T_T . При моделировании фильтра Калмана предварительно проводился корреляционный анализ входных сигналов. Приводится обоснование преимущества адаптивного фильтра Язвинского по сравнению с фильтром Калмана. Представлены результаты математического моделирования алгоритмического метода резервирования канала измерения САУ ТРДД по данным летных испытаний двухконтурного двигателя типа ПС-90А в составе магистрального узкофюзеляжного самолета ТУ-214 как на стационарном, так и переходном режимах. Проведен статистический анализ ошибок оценивания вектора выхода САУ ТРДД на основе фильтра Калмана и Язвинского. Показано, что предлагаемый алгоритм аналитического резервирования обеспечивает выполнение требований по точности и устойчивости оценок вектора выхода САУ ТРДД при использовании фильтра Язвинского и может быть рекомендован для использования в перспективных САУ ТРДД. По результатам анализа предлагаемого метода резервирования сформировано направление дальнейших исследований.

Авиационный двигатель; резервирование; математическая модель; отказоустойчивость; оптимальный наблюдатель; фильтр Калмана; фильтр Язвинского; переходный режим; метод наименьших квадратов.

A.A. Inozemtsev, N.G. Lamanova, A.S. Pleshivykh, I.N. Gribkov, A.N. Sazhenkov

ANALYTICAL REDUNDANCY IN THE AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF AN AIRCRAFT TURBOJET BYPASS ENGINE BASED ON OPTIMAL OBSERVERS

An analytical redundancy in the automatic control system of a bypass turbojet engine (ACS turbofan engine) based on optimal observers is proposed. This article is based on previously obtained results in previous author's works and is a generalization and analysis of these results in order to develop a methodology for improving the fault tolerance of ACS turbofan engines. This method is based on the use of optimal observers: the Kalman filter and the Yazvinsky filter, consistent with the mathematical model of the ACS turbofan engine. The analysis of the mathematical model of the ACS was carried out using the least squares method in a moving window. The accuracy of identification of the mathematical model and the required delay time are ensured by optimizing the width of the moving window. Estimated with the help of optimal observers, the output vector of the ACS turbofan engine includes the following parameters: the rotor speed of the low-pressure compressor rotor n_6 , the rotor speed of the high-pressure compressor n_8 , the air pressure behind the high-pressure compressor P_8 , the gas temperature behind the low-pressure turbine T_7 . When modeling the Kalman filter, a correlation analysis of the input signals was preliminarily carried out. The rationale for the advantage of the adaptive Yazvinsky filter compared to the Kalman filter is given. The results of mathematical modeling of the algorithmic method of reserving the measurement channel of the ACS turbofan engine based on the data of flight tests of a bypass engine of the PS-90A type as part of the main narrow-body aircraft TU-214 both in stationary and transient modes are presented. Statistical analysis of errors in estimation of the output vector of ACS turbofan engines based on the Kalman and Yazvinsky filter has been carried out. It is shown that the proposed analytical redundancy algorithm ensures the fulfillment of the requirements for the accuracy and stability of estimates of the output vector of ACS turbofan engines when using the Yazvinsky filter and can be recommended for use in advanced ACS turbofan engines. Based on the results proposed redundancy method, a direction for further research has been formed.

Aircraft engine; backing-up; mathematical model; fault tolerance; optimal observer; Kalman filter; Jazvinsky filter; transient mode; least squares method.

Введение. При создании сложных высокотехнологичных динамических систем, таких как САУ ТРДД, возникает необходимость в обеспечении их устойчивости к различного рода нарушениям и отказам. Под устойчивостью к отказам понимается способность динамических систем выполнять свои функции и после выявления отказа при допущении приемлемого снижения качества управления.

Усложнение современных САУ способствует увеличению вероятности отказов в канале измерения параметров ТРДД, что приводит к проблемам при решении задач управления. Поэтому задача обеспечения отказоустойчивости САУ на различных режимах функционирования становится приоритетной.

Для парирования отказов в САУ ТРДД необходима информационная избыточность, которая создается при помощи аппаратного или аналитического резервирования. При аппаратном резервировании неисправные датчики канала измерения заменяют дублирующим каналом. При аналитическом резервировании информационная избыточность создается на основе алгоритмических методов. В этом случае показания отказавших датчиков заменяют расчетными оценками, вычисленными по показаниям исправных датчиков и математической модели объекта управления (ОУ).

Отказоустойчивость САУ авиационных двигателей традиционно обеспечивается при помощи аппаратного резервирования. Так, например, электронная САУ двигателя ПС-90А – двухканальная. В системе встроенного контроля электронной части САУ предусмотрен допусковый контроль, перекрестный контроль и темповый контроль каналов измерений параметров САУ ТРДД. В случае возникновения двойного отказа каналов измерений или отказа по перекрестному контролю кана-

лов измерений основных параметров ТРДД в разных каналах САУ происходит отключение обоих управляющих каналов электронной части и переход на резервное гидромеханическое управление [1, с. 209]. Увеличение мощности современных вычислительных устройств способствовало развитию алгоритмических методов резервирования, требующих значительных вычислительных затрат. Аналитическое резервирование в САУ ТРДД может служить дополнительным источником информации о состоянии ОУ, повысить надежность процесса идентификации неисправности одного из двух каналов измерения и, следовательно, предотвратить отключение электронной системы управления.

При аналитическом резервировании в качестве дублирующих измерителей используют оптимальные наблюдатели. Таким наблюдателем является оптимальный фильтр Калмана (ОФК) [2, 3], который позволяет вычислять оптимальные оценки вектора состояния и вектора выхода САУ ТРДД в реальном времени на основе математической модели САУ, согласованной с ОФК, измерений параметров состояния, а также вероятностных характеристик сигналов датчиков и возмущающих воздействий [4].

САУ ТРДД функционирует в условиях воздействия внешних помех (системных шумов), которые изменяются во времени сложным образом и не контролируются, что не позволяет статистически достоверно оценить их вероятностные характеристики в реальном времени. Неточность определения этих характеристик может вызвать расхожимость фильтра, которая приводит к увеличению ошибок оценивания вектора состояния ОУ [5].

В отличие от системных шумов результаты анализа измерительных шумов более достоверны, так как ошибки измерителей, как правило, известны и более стабильны.

Использование ОФК для повышения отказоустойчивости САУ ТРДД предполагает решение ряда задач, которые рассматривались как самостоятельные в работах [4, 6, 7]. К ним относятся:

- ◆ идентификация коэффициентов математической модели САУ ТРДД в реальном времени;
- ◆ согласование оптимального наблюдателя с математической моделью САУ ТРДД и его моделирование на различных режимах работы двигателя в условиях полета при нормальном функционировании САУ ТРДД и при отказах датчиков канала измерения;
- ◆ определение ковариационной матрицы шума возмущения (системы) в реальном времени.

Полученные результаты позволили разработать общую методику повышения отказоустойчивости САУ ТРДД.

Идентификация математической модели САУ ТРДД. Функционирование САУ ТРДД в малой окрестности установившегося движения описывается линейной, дискретной, стохастической моделью [8]

$$\begin{cases} x(k+1)=\Phi(k)x(k)+\Psi(k)u(k)+\Phi_0(k)+w(k) \\ z(k+1)=H(k+1)x(k+1)+D(k+1)u(k+1)+H_0(k+1)+v(k+1) \end{cases}, \quad (1)$$

где $x(k)$ – вектор состояния, $x(k)=[n_\theta(k) \ n_k(k)]^T$; $u(k)$ – вектор управляющего воздействия, $u(k)=[G_T(k) \ \varphi_{\text{вн}}(k)]^T$; $z(k)$ – вектор измерений (выхода), $z(k)=[z_1(k) \ ; \ z_2(k)]^T$; $z_1(k)$ – вектор прямых измерений вектора состояния, $z_1(k)=[n_\theta^u(k) \ n_k^u(k)]^T$; $z_2(k)$ – вектор косвенных измерений, $z_2(k)=[P_K(k) \ T_T(k)]^T$; $w(k)$ – вектор шума возмущения $w(k)=[w_1(k) \ w_2(k)]^T$; $v(k)$ – вектор шума измерения $v(k)=[v_1(k) \ v_2(k) \ v_3(k) \ v_4(k)]^T$; $n_\theta(k)$, $n_k(k)$ – частота вращения ротора низкого и высокого давления; $G_T(k)$ – расход топлива в камере сгорания; $\varphi_{\text{вн}}(k)$ – угол поворота входных направляющих аппаратов;

$P_K(k)$ – давление газа за компрессором; $T_T(k)$ – температура газа за турбиной низкого давления; 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, D, H_0 – матрицы коэффициентов модели измерений, $H = [H_1 \ H_2]^T$, $D = [D_1 \ D_2]^T$, $H_1 = D_1 = 0$, $H_2 = \{h_{ij} \ i, j = 1, 2\}$; $D_2 = \{d_{ij} \ i, j = 1, 2\}$; $H_0 = [H_{01} \ H_{02}]^T$; $H_{01} = 0$, $H_{02} = \{h_{0i} \ i = 1, 2\}$.

Полагается, что $x(k), z(k), u(k)$ – гауссовские процессы; начальное состояние $x(0)$; $M\{x(0)\} = \bar{x}$; $M\{x(0)x^T(0)\} = P(0/0)$; $w(k), v(k)$ – центрированные гауссовские процессы; $M\{w(k)\} = M\{v(k)\} = 0$; ковариационные матрицы системных и измерительных шумов $\text{cov}\{w(k)\} = M\{w(k)w^T(k)\} = Q(k)$, $\text{cov}\{v(k)\} = M\{v(k)v^T(k)\} = R(k)$ – дисперсионные матрицы; $\text{diag}R = [\sigma_{v_1}^2 \ \dots \ \sigma_{v_m}^2]$; $\text{diag}Q = [\sigma_{w_1}^2 \ \dots \ \sigma_{w_p}^2]$.

Каждое из уравнений модели (1) можно записать в матричном виде:

$$y(k) = X(k)\varepsilon(k) + e(k), \quad k = 1, 2, \dots, \quad (2)$$

где $y(k)$ – n -вектор отклика, состоящий из измеренных значений сигнала выхода; $X(k)$ – матрица регрессоров размера (n, m) , состоящая из измеренных значений сигналов входа; $\varepsilon(k)$ – вектор коэффициентов размера $(m+1)$; $e(k)$ – n -вектор ошибок (помехи); n – число измеренных значений сигналов; m – количество сигналов входа;

Для определения оптимальных оценок коэффициентов модели (2) в реальном времени используется матричный алгоритм метода наименьших квадратов (МНК) в движущемся окне [6].

$$\hat{\theta}(k) = [X^T(k)X(k)]^{-1} X^T(k)y(k), \quad k = 1, s,$$

где $\hat{\theta}(k) = [\hat{\theta}_0(k) \ \hat{\theta}_1(k) \ \dots \ \hat{\theta}_m(k)]$; s – ширина движущегося окна.

Оценки коэффициентов в МНК определяются из условия минимума суммы квадратов ошибки оценки отклика [9, 10].

$$\tilde{y}^T(k)\tilde{y}(k) \rightarrow \min,$$

где $\tilde{y}(k) = y(k) - \hat{y}(k)$ – вектор ошибок оценки отклика; $\hat{y}(k)$ – МНК-оценка сигнала выхода.

Следует отметить, что МНК исходит из ряда ограничительных условий [10], при которых МНК-оценки – это линейные несмещенные оценки с минимальной дисперсией.

С целью повышения точности идентификации модель (2) центрируется:

$$\overset{\circ}{y}(k) = \overset{\circ}{X}(k)\overset{\circ}{\varepsilon}(k) + e(k), \quad k = 1, s,$$

где $\overset{\circ}{y}(k)$, $\overset{\circ}{X}(k)$ – центрированные вектор отклика и матрица регрессоров.

В этом случае алгоритм МНК принимает вид:

$$\hat{\theta}(k) = [\overset{\circ}{X}^T(k)\overset{\circ}{X}(k)]^{-1} \overset{\circ}{X}^T(k)\overset{\circ}{y}(k), \quad k = 1, s, \quad (3)$$

где $\overset{\circ}{\theta}^T(k) = [\hat{\theta}_0(k) \ \dots \ \hat{\theta}_m(k)]$.

Оценка коэффициента постоянного смещения определяется из уравнения средних:

$$\hat{\theta}_0(k) = \bar{y}(k) - \sum_{j=1}^m \hat{\theta}_j(k)\bar{x}_j(k), \quad k = 1, s, \quad (4)$$

где $\bar{y}(k)$, $\bar{x}_j(k)$ – средние значения сигналов выхода и входа в движущемся окне;

$$\bar{y}(k) = \sum_{k=1}^s y(k)/s; \quad \bar{x}_j(k) = \sum_{k=1}^s x_j(k)/s; \quad j = 1, m. \quad (5)$$

После определения оценок всех коэффициентов можно записать уравнение МНК-оценки сигнала выхода или его математическую модель

$$\hat{y}(k) = X(k)\hat{\epsilon}(k). \quad (6)$$

Качество идентификации определяется по коэффициенту множественной детерминации [9], который сравнивает дисперсии сигнала выхода с дисперсией его МНК-оценки:

$$B_{y.1,\dots,m} = S_{\hat{y}}^2(k) / S_y^2(k), \quad k = 1, s.$$

Идентификация считается удовлетворительной, если $B_{y.1,\dots,m} \geq 0,7$. Требования по точности идентификации и времени запаздывания обеспечиваются оптимизацией ширины движущегося окна [6].

Полученные в результате идентификации матрицы коэффициентов $\Phi(k)$, $\Psi(k)$, $\Phi_0(k)$, $H(k)$, $D(k)$, $H_0(k)$ модели (1) являются исходными для моделирования ОФК.

Определение оптимальных оценок вектора выхода САУ ТРДД на основе калмановской фильтрации. Алгоритм ОФК, согласованный с моделью (1), формирует оптимальную, в смысле минимума дисперсии, оценку вектора состояния САУ ТРДД и имеет вид [4]:

$$\begin{cases} P(k+1/k) = \Phi P(k/k)\Phi^T + \Gamma Q \Gamma^T, \\ K(k+1) = P(k+1/k)H^T [HP(k+1/k)H^T + R]^{-1}, \\ P(k+1/k+1) = [E - K(k+1)H]P(k+1/k), \\ \hat{x}(k+1/k) = \Phi \hat{x}(k/k) + \Psi u(k) + \Phi_0, \\ \tilde{z}(k+1/k) = z(k+1) - H\hat{x}(k+1/k), \\ \hat{x}(k+1/k+1) = \hat{x}(k+1/k) + K(k+1)\tilde{z}(k+1/k), \end{cases} \quad (7)$$

где $P(k+1/k)$ – ковариационная матрица ошибок прогноза; $P(k+1/k+1)$ – ковариационная матрица ошибок фильтрации; $K(k+1)$ – матричный коэффициент усиления; $\hat{x}(k+1/k)$ – прогнозная оценка вектора состояния; $\tilde{z}(k+1/k)$ – обновляемый процесс; $\hat{x}(k+1/k+1)$ – оптимальная оценка вектора состояния.

Из оптимальности оценки вектора состояния вытекают свойства

$$M\{\tilde{x}(k/k) \quad z^T(l)\} = 0 \quad \text{для } l \leq k, \quad (8)$$

$$M\{\hat{x}(k/k)\} = M\{\hat{x}(k+1/k)\} = M\{x(k)\},$$

где $\tilde{x}(k/k)$ – вектор ошибок фильтрации.

Оптимальная оценка вектора выхода САУ ТРДД

$$\hat{z}^T(k+1/k+1) = [\hat{x}(k+1/k+1) \quad \hat{z}_2(k+1/k+1)], \quad (9)$$

где $\hat{z}_2(k+1/k+1) = H_2\hat{x}(k+1/k+1) + D_2u(k+1) + H_0(k+1)$,

$$\hat{x}^T(k+1/k+1) = [\hat{n}_g(k+1) \quad \hat{n}_k(k+1)], \quad \hat{z}_2^T(k+1/k+1) = [\hat{P}_k(k+1) \quad \hat{T}_r(k+1)].$$

Уравнения фильтра (7) записаны в порядке вычисления оценок фильтрации.

ОФК обладает свойством, которое заключается в том, что размерность вектора измерений, поступающих в фильтр, может быть меньше размерности оцениваемого вектора состояния [3]. Это означает, что фильтр способен выполнять свои функции и после отказов датчиков канала измерения САУ ТРДД. Для парирования

отказов необходимо предусмотреть отключение неисправного датчика и привести в соответствие с изменившимся вектором измерения матрицы измерения и ковариационную матрицу шума измерения. Таким образом ОФК может работать при различных модификациях измерителей, как минимум на одном измерении.

Следует отметить, что метод ОФК чувствителен к точности математической модели и априорной информации о характеристиках входных сигналов. Так, в работах [11, 12] авторы метода Р. Калман и Р. Бьюси утверждают, что даже ограниченные ошибки в априорных данных о характере входного сигнала могут вызывать неограниченный рост ошибок фильтрации.

Поэтому при реализации алгоритма ОФК предварительно проводился корреляционный анализ входных сигналов.

Оценивание ковариационной матрицы шума возмущения в реальном времени. Корреляционный анализ позволяет оценить вероятностные характеристики системного шума только приблизительно. Фактически его характеристики изменяются случайным образом в процессе функционирования двигателя и неточность их определения может привести к расходимости фильтра [5].

К тому же, проведение такого анализа практически невозможно при функционировании алгоритма повышения отказоустойчивости в реальном времени.

Решение проблемы потери устойчивости фильтра Калмана из-за ошибок исходных данных о шуме возмущения предложил А.Г. Язвинский (*Jazwinski A.H.*), который разработал адаптивный фильтр Язвинского (ФЯ). Этот фильтр позволяет оценить ковариационную матрицу шума возмущения $Q(k)$ в реальном времени после определения значений обновляемого процесса или ошибки прогноза измерений, на которых работает ОФК [13].

Привлекательность алгоритма ФЯ заключается в том, что процедура вычисления матрицы $Q(k)$ встраивается в алгоритм ОФК, который уже согласован с математической моделью САУ ТРДД.

Введем обозначение $\tilde{z}(k+1/k) = v(k+1)$. Из предположений, которые относятся к модели (1) следует, что процессы $x(k)$, $z(k)$, $v(k)$, $w(k)$ независимы, а из условий (8) следует, что обновляемый процесс $v(k+1)$ обладает рядом свойств [14]:

$$v(k+1) = H\tilde{x}(k+1/k) + v(k+1),$$

$$M\{v(k)\} = 0,$$

$$M\{\tilde{x}(k/k) \ v^T(l)\} = 0 \text{ при } e < k,$$

$$M\{v(k) \ v^T(l)\} = 0 \text{ при } k \neq l,$$

тогда теоретическая ковариационная матрица обновляемого процесса принимает вид:

$$\text{cov}\{v(k+1)\} = M\{v(k+1)v^T(k+1)\} = HP(k+1/k)H^T + R(k+1). \quad (10)$$

В ФЯ матрица (10) приравнивается к выборочной ковариационной матрице $\text{cov}\{v^*(k+1)\}$, вычисленной по реализации обновляемого процесса $v^*(k+1)$ [7]:

$$M\{v(k+1)v^T(k+1)\} = v^*(k+1)v^{*T}(k+1). \quad (11)$$

После подстановки (10) в (11) получим матричную систему уравнений

$$HF(k/k)F^T H^T + H\hat{G}^T H^T + R(k+1) = v^*(k+1)v^{*T}(k+1). \quad (12)$$

Решением системы (12) является выражение для определения ковариационной матрицы шума возмущения в реальном времени [15]:

$$\hat{Q}(k+1) = \frac{(HG)^T [v^*(k+1)v^{*T}(k+1) - H\Phi P(k/k)\Phi^T H^T - R(k+1)]HG}{[(HG)^T HG]^2}. \quad (13)$$

Алгоритм ОФК (7) с процедурой вычисления матрицы (13) называют адаптивным фильтром Язвинского:

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{x}(k+1/k) = \Phi\hat{x}(k/k) + \Psi u(k) + \Phi_0, \\ v(k+1) = z(k+1) - H\hat{x}(k+1/k), \\ Q = \begin{cases} \hat{Q}(k+1), & \text{если } \hat{Q}(k+1) > 0 \\ 0, & \text{если } \hat{Q}(k+1) \leq 0 \end{cases}, \\ P(k+1/k) = \Phi P(k/k)\Phi^T + \Gamma Q \Gamma^T \\ K(k+1) = P(k+1/k)H^T [HP(k+1/k)H^T + R(k+1)]^{-1} \\ P(k+1/k+1) = [E - K(k+1)H]P(k+1/k) \\ \hat{x}(k+1/k+1) = \hat{x}(k+1/k) + K(k+1)v(k+1) \end{array} \right. \quad (14)$$

Последовательность обработки измерений, поступающих в ФЯ, отличается от алгоритма ОФК. Это вызвано зависимостью матрицы $Q(k)$ от обновляемого процесса.

Вычисление матрицы (13) не требует значительных дополнительных затрат, так как коэффициенты модели (1) и обновляемый процесс также используются для определения оптимальной оценки вектора состояния ОФК.

Чтобы запустить процесс фильтрации необходимо задать ковариационную матрицу шума измерения $R(k)$, начальные значения ковариационной матрицы ошибок фильтрации $P(0/0)$ и оценки фильтрации $\hat{x}(0/0)$.

Возможность определения матрицы $Q(k)$ в реальном времени защищает фильтр от потери устойчивости и, следовательно, обеспечивает стабильность оценок вектора выхода САУ ТРДД.

Алгоритм повышения отказоустойчивости САУ ТРДД. Выражения и уравнения (3), (4), (13), (14), (9) составляют алгоритм обеспечения отказоустойчивости канала измерения САУ ТРДД.

Этот алгоритм формирует информационную избыточность в САУ ТРДД на основе оптимального наблюдателя, адаптивного фильтра Язвинского, позволяющего определять оптимальные оценки вектора выхода САУ ТРДД в реальном времени.

Предлагаемый алгоритм может выполнять свои функции как при нормальном функционировании САУ, так и при отказах датчиков измерения параметров двигателя.

Моделирование алгоритма обеспечения отказоустойчивости САУ ТРДД проводилось на основе измерений датчиков канала измерения САУ, полученных в результате летных испытаний двигателя ПС-90А в составе магистрального узкофюзеляжного самолета Ту-214 на стационарном (0,7 Ном) и переходном (Малый газ – 0,3 Ном – 0,7 Ном – 0,3 Ном – 0,7 Ном) режиме работы двигателя. Конструкция ТРДД ПС-90А и основные технические данные подробно изложены в [1, с. 18–23], [16, 17].

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

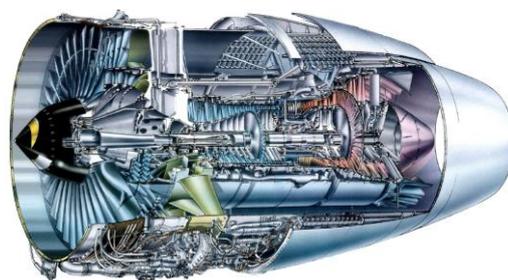


Рис. 1. Общий вид двигателя ПС-90А

В двигателе ПС-90А в составе САУ-90 главное вычислительное устройство – электронный регулятор двигателя РЭД-90. Сам РЭД-90 представляет собой специализированную электронную цифровую вычислительную машину, работающую в реальном масштабе времени, оснащенную устройствами сопряжения с датчиками, сигнализаторами, исполнительными элементами двигателя и системами самолета. Вычислитель – сам блок РЭД-90, выполнен на базе микропроцессорного комплекта 588 серии. Вычислитель содержит системное ОЗУ и три микро-ЭВМ (МЭВМ), каждая из которых имеет в своем составе процессор, запоминающие устройства ПЗУ объемом 6Кх16 и ОЗУ объемом 1Кх16. Все три МЭВМ работают независимо друг от друга [1, с. 198].

Число опросов параметров на стационарном составило 15000 и на переходном режиме работы двигателя 5000. Частота опроса параметров 50 Гц.

Реализация алгоритма обеспечения отказоустойчивости САУ ТРДД проводилась в среде Matlab, так как она имеет удобный интерфейс для матричных операций и используется на специализированных стендах для полунатурных испытаний САУ ТРДД [18, 19].

Применялась аппаратная платформа со следующими параметрами: процессор Intel Core i7 2,67 ГГц, ОЗУ 12 ГБ. Вычислительные затраты при реализации алгоритма обеспечения отказоустойчивости САУ ТРДД составляют при использовании ОФК 1,83 с, и при использовании ФЯ – 2,03 с, объем рабочего кода составил 3,48 и 3,75 КБ соответственно.

Результаты моделирования представлены в виде таблиц и графиков. Фильтры Калмана и Язвинского работают на прямых измерениях вектора состояния САУ ТРДД. Параметры указаны в процентах от максимальных значений.

В табл. 1 приведены результаты анализа качества идентификации математических моделей сигналов датчиков САУ ТРДД при оптимальной ширине движущегося окна на установившемся и переходном режимах. Оптимизация окна проводилась при максимально возможном времени запаздывания.

Таблица 1

Оценивание (анализ) качества идентификации	Режим	Оценки			
		\hat{n}_e	\hat{n}_k	\hat{P}_k	\hat{T}_T
Смещение МНК-оценки, %	Стационарный	0,1380	0,0628	0,1516	0,0213
	Переходный	1,1077	0,4308	1,1044	0,1298
Коэффициент детерминации	Стационарный	0,9133	0,9518	0,9234	0,8960
	Переходный	0,9571	0,9014	0,9374	0,8932
Стандартная ошибка, %	Стационарный	1,6793	0,6435	1,7180	0,3763
	Переходный	2,5336	1,0217	3,4998	0,3962
Запаздывание, с	Стационарный	2	2	2	2
	Переходный	2	2	2	2

Смещение МНК-оценок на установившемся режиме составляет (0,02–0,15) %, на переходном (0,13–1,11) %. Стандартные ошибки МНК-оценок на установившемся режиме составляет (0,38–1,00) %, на переходном (0,89–0,96) %. Коэффициент детерминации на установившемся режиме (0,9–0,95), на переходном (0,89–0,96).

Результаты анализа качества идентификации математической модели САУ ТРДД показывают адекватность полученных математических моделей измерениям соответствующих датчиков.

В табл. 2 приведены результаты анализа фактических ошибок оценивания вектора выхода САУ ТРДД на основе ФК и ФЯ на установившемся режиме [20].

Таблица 2

Оценки вектора выхода САУ ТРДД	Фильтр Язвинского		Фильтр Калмана	
	Смещение оценок фильтрации, %	Среднеквадратическое отклонение, %	Смещение оценок фильтрации, %	Среднеквадратическое отклонение, %
\hat{n}_e	0,1396	0,1380	-0,2700	0,2725
\hat{n}_k	-0,0140	0,0192	0,0643	0,0656
\hat{p}_k	0,0391	0,2523	0,0891	0,2647
\hat{T}_T	0,0602	0,1572	0,1425	0,2057

В табл. 3 приведены результаты анализа фактических ошибок оценивания вектора выхода САУ ТРДД на основе ФК и ФЯ на переходном режиме.

Таблица 3

Оценки вектора выхода САУ ТРДД	Фильтр Язвинского		Фильтр Калмана	
	Смещение оценок фильтрации, %	Среднеквадратическое отклонение, %	Смещение оценок фильтрации, %	Среднеквадратическое отклонение, %
\hat{n}_e	2,0987	3,1158	3,1121	4,0853
\hat{n}_k	1,4925	1,7072	0,4062	0,6514
\hat{p}_k	-0,9920	3,9123	-1,3972	4,1841
\hat{T}_T	0,5760	0,9021	0,0184	0,6802

На рис. 2 показаны процессы изменения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе ФК и ФЯ на установившемся режиме.

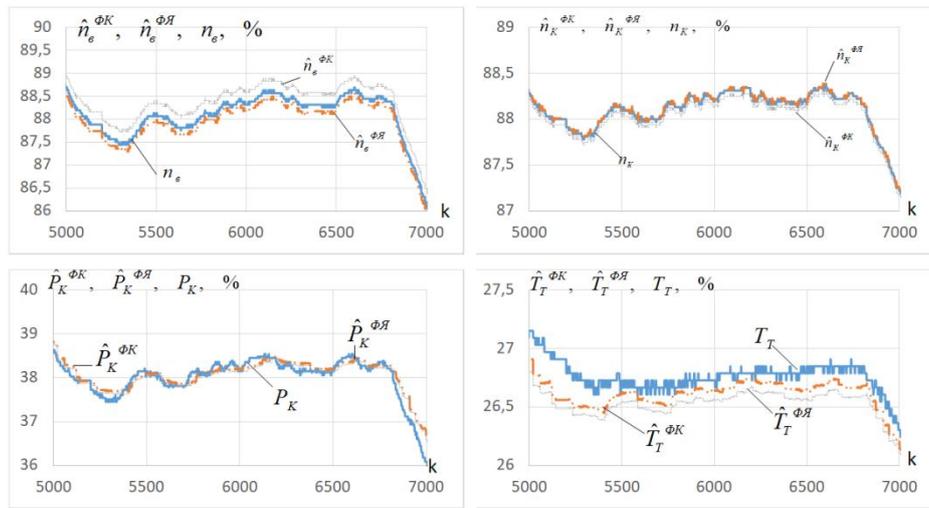


Рис. 2. Процессы изменения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе ФК и ФЯ на установившемся режиме

На рис. 3 показаны процессы изменения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе ФК и ФЯ на переходном режиме.

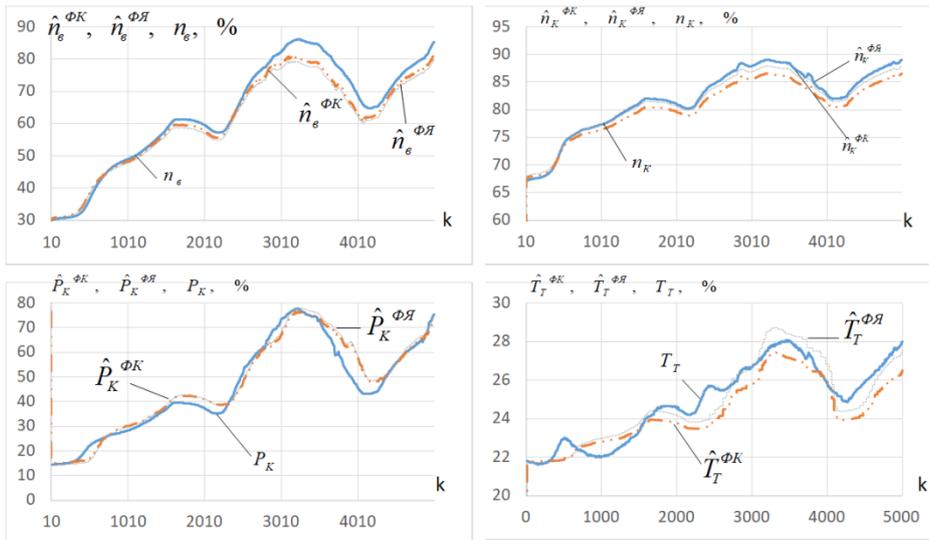


Рис. 3. Процессы изменения сигналов выхода САУ ТРДД и соответствующие оптимальные оценки при работе ФК и ФЯ на переходном режиме

При анализе качества оценок вектора выхода САУ ТРДД определены их смещение и стандартные ошибки на установившемся и переходном режимах.

На установившемся режиме максимальное смещение оценок ФЯ составляет 0,1%, ФК – 0,27%, максимальная стандартная ошибка оценок ФЯ составляет 0,25%, ФК – 0,26%.

На переходном режиме максимальное смещение оценок ФЯ составляет 2,1%, ФК – 3,11%, максимальная стандартная ошибка оценок ФЯ составляет 3,12%, ФК – 4,19%.

Результаты анализа качества оценивания вектора выхода САУ ТРДД на основе фильтров Язвинского и Калмана показывают, что ошибки оценивания вектора выхода фильтром Язвинского меньше ошибок оценивания фильтром Калмана.

Однако следует отметить, что точность оценивания вектора выхода САУ ТРДД обеспечивают как ФЯ, так и ФК. Преимущество ФЯ в том, что в отличие от ФК он защищен от потери устойчивости. Поэтому в предлагаемом методе резервирования датчиков канала измерения САУ ТРДД предпочтительней использовать фильтр Язвинского.

Направление дальнейших исследований предусматривает испытания предлагаемого алгоритма обеспечения отказоустойчивости САУ при имитации различных типов отказов датчиков n_g , n_k , P_K , T_T на стенде полунатурного моделирования с использованием технологий модельно-ориентированного проектирования в условиях АО «ОДК-Авиадвигатель» [19]. В качестве объекта исследования планируется использовать САУ авиационного двигателя пятого поколения ПД-14, применяемого для семейства российских самолетов типа МС-21.

Заключение. Разработан алгоритмический метод повышения отказоустойчивости САУ ТРДД на основе оптимальных наблюдателей, который позволяет получать дополнительную информацию о состоянии САУ ТРДД в процессе работы двигателя.

Метод обеспечения отказоустойчивости САУ ТРДД включает алгоритм рекуррентной идентификации математической модели и согласованный с моделью адаптивный фильтр Язвинского. Этот метод позволяет формировать оптимальные оценки вектора выхода САУ ТРДД в реальном времени, а также снижает риски, связанные с возможной расходимостью фильтра.

Результаты анализа качества оценок вектора выхода САУ ТРДД на стационарных и переходных режимах работы подтверждают работоспособность предлагаемого метода повышения отказоустойчивости по параметрам: частота вращения ротора компрессора низкого давления n_g , частота вращения ротора компрессора высокого давления n_k , давление воздуха за компрессором высокого давления P_K , температура газа за турбиной низкого давления T_T .

Полученные результаты позволяют рекомендовать алгоритмический метод повышения отказоустойчивости САУ ТРДД на основе оптимального наблюдателя фильтра Язвинского для использования в перспективных САУ ТРДД.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Иноземцев А.А., Коняев Е.А., Медведев В.В., Нерадько А.В., Рясов А.Е.* Авиационный двигатель ПС-90А / под ред. А.А. Иноземцева. – М.: Либра-К, 2007. – 320 с.
2. *Браммер К., Зиффлинг Г.* Фильтр Калмана-Бьюси. Детерминированное наблюдение и стохастическая фильтрация. – М.: Наука, 1982. – 199 с.
3. *Изерман Р.* Цифровые системы управления. – М.: Мир, 1984. – 541 с.
4. *Иноземцев А.А., Ламанова Н.Г., Саженов А.Н., Лисовин И.Г., Грибков И.Н., Плешивых А.С.* Синтез оптимального наблюдателя, согласованного с математической моделью САУ ТРДД // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2019. – № 57. – С. 162-171.
5. *Ривкин С.С.* Метод оптимальной фильтрации Калмана и его применение в инерциальных навигационных системах. Ч. 2. Использование фильтров Калмана в инерциальных навигационных системах. – Судостроение, 1974. – 156 с.
6. *Ламанова Н.Г., Плешивых А.С., Грибков И.Н., Фатыков А.И.* Идентификация математической модели системы автоматического управления газотурбинного двигателя // Вестник ПНИПУ. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2019. – № 31. – С. 121-135.
7. *Иноземцев А.А., Ламанова Н.Г., Саженов А.Н., Грибков И.Н., Плешивых А.С.* Синтез оптимального наблюдателя при отсутствии априорной информации о характеристиках шума возмущения системы автоматического управления и контроля турбореактивного двухконтурного двигателя // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2020. – № 63. – С. 70-79.

8. *Августинович В.Г., Акиндинов В.А.* Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 196 с.
9. *Фёрстер Э., Рёнц Б.* Методы корреляционного и регрессионного анализа Руководство для экономистов: пер. с нем. и предисловие В.М. Ивановой. – М.: Финансы и статистика, 1983. – 304 с.
10. *Линник Ю.В.* Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. – М.: Физматгиз, 1958. – 334 с.
11. *Kalman R.* A new approach to linear filtering and prediction problems, Transactions of American society of mechanical engineers // Journal of basic engineering. – 1960. – Vol. 82. – P. 35-46.
12. *Kalman R., Bucy R.* New Results in Linear Filtering and Prediction Theory, Transactions of the American society of mechanical engineers // Journal of basic engineering. – 1961. – Vol. 83. – P. 95-108.
13. *Jazwinski A.H.* Stochastic Processes and Filtering Theory. – New York: academic press, 1970. – 376 p.
14. *Медич Д.* Статистические оптимальные линейные оценки и управление / под ред. А.С. Шаталова. – М.: Энергия, 1973. – 440 с.
15. *Ламанова Н.Г.* Адаптивное оценивание вектора выхода САУ ГТД // Вестник ПГТУ. Аэрокосмическая техника. – 2000. – № 4. – С. 37-42.
16. *Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л.* Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные и силовые схемы: учебник. – М.: Машиностроение, 2008. – 208 с.
17. *Коцеев А.Б., Платонов А.А., Хабров А.В.* Аэродинамика самолетов семейства Ту-204/214: учеб. пособие. – М.: ОАО «Туполев», Изд-во «Полигон-Пресс», 2009. – 304 с.
18. *Татарников Олег.* Обзор программ для символьной математики → Альтернативные пакеты // КомпьютерПресс. – 2006. – № 7.
19. *Плешивых А.С. Заборских А.А. Фатыков А.И.* Стенд для испытаний электронной части систем автоматического управления газотурбинного двигателя // Вестник ПНИПУ. Электротехника, информационные технологии, системы управления. – 2017. – № 22. – С. 90-102.
20. *Сизиков В.С.* Устойчивые методы обработки результатов измерений: учеб. пособие. – СПб.: СпецЛит, 1999. – 240 с.

REFERENCES

1. *Inozemtsev A.A., Konyaev E.A., Medvedev V.V., Nerad'ko A.V., Ryasov A.E.* Aviatsonnyy dvigatel' PS-90A [Aviation engine PS-90A], ed. by A.A. Inozemtseva. Moscow: Libra-K, 2007, 320 p.
2. *Brammer K., Ziffling G.* Fil'tr Kalmana-B'yusi. Determinirovannoe nablyudenie i stokhasticheskaya fil'tratsiya [Kalman-Bucy filter. Deterministic observation and stochastic filtering]. Moscow: Nauka, 1982, 199 p.
3. *Izerman R.* Tsifrovye sistemy upravleniya [Digital control systems]. Moscow: Mir, 1984, 541 p.
4. *Inozemtsev A.A., Lamanova N.G., Sazhenkov A.N., Lisovin I.G., Gribkov I.N., Pleshivykh A.S.* Sintez optimal'nogo nablyudatelya, soglasovannogo s matematicheskoy model'yu SAU TRDD [Synthesis of an optimal observer consistent with the mathematical model of the ACS turbojet engine], *Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2019, No. 57, pp. 162-171.
5. *Rivkin S.S.* Metod optimal'noy fil'tratsii Kalmana i ego primeneniye v inertsial'nykh navigatsionnykh sistemakh. Ch. 2. Ispol'zovanie fil'trov kalmana v inertsial'nykh navigatsionnykh sistemakh [The method of optimal Kalman filtering and its application in inertial navigation systems. Part 2. The use of Kalman filters in inertial navigation systems]. Sudostroeniye, 1974, 156 p.
6. *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 the automatic control system of a gas turbine engine], *Vestnik PNIPIU. Elektrotekhnika, informatsionnye tekhnologii, sistemy upravleniya* [PNRPU Bulletin. Electrotechnics, Informational Technologies, Control Systems], 2019, No. 31, pp. 121-135.

7. *Inozemtsev A.A., Lamanova N.G., Sazhenkov A.N., Gribkov I.N., Pleshivykh A.S.* Sintez optimal'nogo nablyudatelya pri otsutstvii apriornoy informatsii o kharakteristikakh shuma vozmushcheniya sistemy avtomaticheskogo upravleniya i kontrolya turboreaktivnogo dvukhkонтурного dvigatelya [Synthesis of an optimal observer in the absence of a priori information about the noise characteristics of the disturbance of the automatic control and control system of a turbojet two-circuit engine], *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2020, No. 63, pp. 70-79.
8. *Avgustinovich V.G., Akindinov V.A.* Identifikatsiya sistem upravleniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Identification of control systems of aviation gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1984, 196 p.
9. *Ferster E., Rents B.* Metody korrelyatsionnogo i regressionnogo analiza Rukovodstvo dlya ekonomistov [Methods of correlation and regression analysis A guide for economists]: transl. from germ. and preface V.M. Ivanovoy. Moscow: Finansy i statistika, 1983, 304 p.
10. *Linnik Yu.V.* Metod naimen'shikh kvadratov i osnovy matematiko-statisticheskoy teorii obrabotki nablyudeniya [The method of least squares and the foundations of the mathematical and statistical theory of observation processing]. Moscow: Fizmatgiz, 1958, 334 p.
11. *Kalman R.* A new approach to linear filtering and prediction problems, Transactions of American society of mechanical engineers, *Journal of basic engineering*, 1960, Vol. 82, pp. 35-46.
12. *Kalman R., Bucy R.* New Results in Linear Filtering and Prediction Theory, Transactions of the American society of mechanical engineers, *Journal of basic engineering*, 1961, Vol. 83, pp. 95-108.
13. *Jazwinski A.H.* Stochastic Processes and Filtering Theory. New York: academic press, 1970, 376 p.
14. *Medich D.* Statisticheskie optimal'nye lineynye otsenki i upravlenie [Statistical optimal linear estimates and control], ed. by A.S. Shatalova. Moscow: Energiya, 1973, 440 p.
15. *Lamanova N.G.* Adaptivnoe otsenivanie vektora vykhoda SAU GTD [Adaptive estimation of the ACS GTD output vector], *Vestnik PGTU. Ae-rokosmicheskaya tekhnika* [Bulletin of PSTU. Aerospace engineering], 2000, No. 4, pp. 37-42.
16. *Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L.* Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 1. Obshchie svedeniya. Osnovnye parametry i trebovaniya. Konstruktivnye i silovye skhemy: uchebnik [Fundamentals of the design of aircraft engines and power plants. Vol. 1. General information. Basic parameters and requirements. Constructive and power circuits: textbook]. Moscow: Mashinostroenie, 2008, 208 p.
17. *Koshcheev A.B., Platonov A.A., Khabrov A.V.* Aerodinamika samoletov semeystva Tu-204/214: ucheb. posobie [Aerodynamics of Tu-204/214 family aircraft: textbook]. Moscow: OAO «Tupolev», Izd-vo «Poligon-Press», 2009, 304 p.
18. *Tatarnikov Oleg.* Obzor programm dlya simvol'noy matematiki → Alternativnye pakety [Overview of programs for symbolic mathematics → Alternative packages], *Komp'yuterPress* [ComputerPress], 2006, No. 7.
19. *Pleshivykh A.S., Zaborskikh A.A., Fatykov A.I.* Stend dlya ispytaniy elektronnoy chasti sistem avtomaticheskogo upravleniya gazoturbinnogo dvigatelya [Test bench for electronic part of automatic control systems of a gas turbine engine], *Vestnik PNIPU. Elektrotekhnika, informatsionnye tekhnologii, sistemy upravleniya* [PNRPU Bulletin. Electrotechnics, Informational Technologies, Control Systems], 2017, No. 22, pp. 90-102.
20. *Sizikov V.S.* Ustoychivye metody obrabotki rezul'tatov izmereniy: ucheb. posobie [Sustainable methods of processing measurement results: a textbook]. Saint Petersburg: SpetsLit, 1999, 240 p.

Статью рекомендовал к опубликованию к.т.н. И.Г. Лисовин.

Иноземцев Александр Александрович – АО «ОДК-Авиадвигатель»; e-mail: office@avid.ru; г. Пермь, Россия; тел.: + 73422813854; зам. генерального директора по управлению НПК «Пермские моторы»; управляющий директор – генеральный конструктор; д.т.н.; профессор; член-корр. РАН; зав. кафедрой «Авиационные двигатели» ПНИПУ.

Плешивых Артур Сергеевич – e-mail: arthur.p.s.1995@mail.ru; тел.: +73422813530; инженер отдела расчетно-экспериментальных работ и проектирования систем автоматического управления; аспирант кафедры «Прикладная математика» ПНИПУ.

Грибков Игорь Николаевич – e-mail: gribkov@avid.ru; тел.: +73422813530; зам. начальника отдела расчетно-экспериментальных работ и проектирования систем автоматического управления.

Саженов Алексей Николаевич – e-mail: sazhenkov@avid.ru; тел.: +73422409783; к.т.н.; помощник генерального конструктора.

Ламанова Надежда Геннадьевна – ПНИПУ; e-mail: nglaman@mail.ru; г. Пермь, Россия; тел.: +73422391303; доцент кафедры «Прикладная математика».

Inozemtsev Aleksandr Alexandrovich – UEC-Aviadvigatel JSC; e-mail: office@avid.ru; Perm, Russia; phone: + 73422813854; dr. of eng. sc.; Corresponding Member of the RAS; Managing Director-General Designer of UEC-Aviadvigatel JSC; head of the Aviation Engines Chair in the Perm National Research Polytechnic University.

Pleshivykh Artur Sergeevich – e-mail: arthur.p.s.1995@mail.ru; phone: +73422813530; engineer of Design of Design and Experimental Works and Control Systems Development Department; graduate student of the Applied Mathematics chair in the Perm National Research Polytechnic University;

Gribkov Igor Nikolaevich – e-mail: gribkov@avid.ru; phone: +73422813530; deputy head of Design and Experimental Works and Control Systems Development department.

Sazhenkov Alexey Nikolaevich – e-mail: sazhenkov@avid.ru; phone: +73422409783; cand. of eng. sc.; assistant General Designer.

Lamanova Nadezhda Gennad'evna – Perm National Research Polytechnic University; e-mail: nglaman@mail.ru; Perm, Russia; phone: +73422391303; assistant professor of the Applied Mathematics chair.

УДК 007.52:621.865.8:004.896

DOI 10.18522/2311-3103-2022-2-78-88

В.В. Свиридов**ФОРМАЛИЗОВАННЫЙ ПОДХОД К СИНТЕЗУ АРХИТЕКТУРЫ СИСТЕМЫ АДАПТИВНОГО ГРУППОВОГО УПРАВЛЕНИЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИМИ КОМПЛЕКСАМИ В УСЛОВИЯХ НЕДЕТЕРМИНИРОВАННОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ**

Бурное развитие «многоагентных систем», как самостоятельного и многопланового раздела искусственного интеллекта, привлекает к себе многих исследователей в различных сферах деятельности. Темпы прогресса в развитии информационных технологий, распределённых информационных систем, компьютерной техники определяют возможности применения технологий робототехники в Вооружённых силах Российской Федерации. Представленные в статье факторы санкционируют необходимость внедрения в войска новых интеллектуальных технологий – автономных робототехнических комплексов (систем). Развитие методов искусственного интеллекта позволяет сделать новый шаг к изменению стиля взаимодействия комплексов между собой в составе робототехнической системы. Возникла идея создания так называемых "автономных комплексов", которые породили уже новый стиль адаптивного группового управления. Вместо взаимодействия, иницируемого пользователем-оператором путём команд и прямых манипуляций, комплексы самостоятельно вовлекаются в совместный процесс решения общей задачи в условиях недетерминированной динамической среды. В статье предложен формализованный подход к конструированию вариантов архитектур группового взаимодействия автономных робототехнических комплексов в системе, основанного на законе открытого управления, т.е. индуцированных и достоверных предпочтений каждого комплекса к действию, удовлетворяющих условиям совершенного согласования их деятельности, путём идентификации параметров, при которых максимизируется целевая функция в различных режимах функцио-