DOI: 10.15593/2224-9982/2015.42.04

УДК 629.7.05

**В.Г. Августинovich^{1, 2}, Т.А. Кузнецова², А.Д. Куракин²,
А.И. Фатыков², А.П. Якушев^{1, 2}**

¹ ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

² Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Россия

ЛИНЕЙНАЯ АДАПТИВНАЯ БОРТОВАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМ ГТД

Проанализированы подходы к решению проблемы повышения надежности систем автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями (САУ ГТД) на основе алгоритмического резервирования. Рассмотрены особенности применения линейных и нелинейных математических моделей. Выявлены основные требования, которым должна соответствовать математическая модель для эффективного применения в системах управления ГТД. На основе проведенного исследования разработана и представлена линейная адаптивная бортовая модель, предназначенная для работы совместно с САУ авиационного двигателя. Описаны методы решения проблемы адаптации модели к возможному изменению состояния двигателя. Рассмотрена реализация детерминированных, стохастических и случайных поправок для коррекции модели во время эксплуатации двигателя. Рассмотрено применение одномерной и многомерной фильтрации Калмана входных и выходных параметров модели для повышения ее точности и надежности. Представлен пример успешной реализации Калман-фильтрации входного сигнала положения поршня дозирующей иглы при испытаниях на безмоторном стенде. Определена область применения математической модели и ситуации, в которых модель функционировать не может. Проведена оценка погрешности модели и сделаны выводы о возможности ее применения на практике.

Ключевые слова: система автоматического управления, авиационный двигатель, идентификация, бортовая модель двигателя, надежность, адаптивность, помехи, пространство состояний, изменение состояния двигателя, коэффициенты влияния, фильтр Калмана.

**V.G. Avgustinovich^{1, 2}, T.A. Kuznetsova², A.D. Kurakin²,
A.I. Fatykov², A.P. Yakushev^{1, 2}**

¹ OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

² Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

LINEAR ADAPTIVE ON-BOARD ENGINE MODEL AS WAY TO ENHANCE FULL AUTHORITY DIGITAL ENGINE CONTROL

The algorithmic redundancy approaches to the problem of reliability improvement of control automatic systems of aircraft engines (ACS GTE) were analyzed. The features of the use of the linear and nonlinear mathematical models were considered. The basic requirements to mathematical model for the effective use in control systems were revealed. Based on the studies the on-board linear adaptive model built in the ACS of aircraft engine was developed and presented. The methods of solving the problem of adapting the model for possible changes in the engine condition were described. The realization of deterministic, stochastic and random correction for aircraft model during engine operation period was considered. The use of the one-dimensional and multi-dimensional Kalman filtering of input and output parameters of the model for enhances its accuracy and reliability was examined. The example of the Kalman filtering successful implementation to the input signal of the piston position of metering pin at motorless stand tests was presented. The field of the mathematical model application and situations in which the model cannot function were determined. The model estimation error was analyzed and conclusions about the possibility of its used in practice were made.

Keywords: automatic control systems, aero-engine, identification, on-board engine model, reliability, adaptability, interference, space of states, engine conditions' changes, coefficients of influence, Kalman filter.

В настоящее время генеральным направлением повышения надежности цифровых систем автоматического управления авиационными ГТД является создание алгоритмической избыточности информации с помощью встроенной (бортовой) математической модели двигателя. Бортовые модели двигателя относятся к особому классу моделей, существенными свойствами которых являются компактность (объем порядка 100 кБ), быстродействие (процесс моделирования в реальном масштабе времени – частота выдачи решения 50 Гц), а также приемлемая для выполнения основной функции точность отображения параметров двигателя в статике и динамике в большом диапазоне режимов работы, полетных условий и состояний многомерного объекта (двигателя). Очевидно, что обеспечить выполнение всех этих требований в математической модели двигателя крайне сложно. Компромисс достигается в основном за счет точности модели, так как требования компактности и быстродействия являются безусловными [1].

В связи с этим возникает проблема выбора уровня математической модели для решения поставленной задачи. Необходимо отметить, что на сегодня имеется опыт применения как линейных, так и нелинейных поузловых моделей в системах моделирования, сопровождающих летные испытания [2, 3], и алгоритмического резервирования во встроенных (бортовых) моделях [4, 5]. Сама идея алгоритмического резервирования системы управления двигателем с помощью его математической модели очевидна и давно известна. Наличие третьего независимого источника информации (модель) позволяет построить мажоритарную систему в двухканальных САУ (рис. 1) [6] для выявления таких трудно идентифицируемых отказов отдельного канала, как «дрейф» параметра (неидентифицируемых в двухканальных схемах), и распознавания ситуации «отказ двигателя».

Например, в результате попадания влаги в пневматический приемник полного давления на входе в двигатель с последующим образованием льда датчик давления не реагирует на изменение высоты полета, в то же время оставаясь в пределах физически допустимых значений («замороженное» значение). Это препятствует выявлению отказа информационного канала в двухканальной схеме системой внутреннего контроля, построенной на основе принципа различения значения параметра в рабочем диапазоне или вне его.

Однако при реализации идеи резервирования с помощью модели возникают определенные технические и теоретические трудности. Дело в том, что размерность пространства состояний двигателя, как правило, существенно превосходит размерность вектора измеряемых параметров на борту, в силу чего установить детерминированное однозначное соответствие между ними затруднительно. В результате возникает проблема как идентификации отказа датчика с последующим замещением информации модельным значением, так и распознавания «отказа» (изменения конфигурации) двигателя.

Следует отметить, что эта проблема является общей (теоретической) независимо от уровня (линейная или нелинейная) используемой модели двигателя. Таким образом, в реальности повышение уровня модели автоматически не приводит к повышению надежности системы. Однако очевидно, что нелинейные поузловые модели обладают более высокой точностью отображения объекта, в том числе и при изменении его состояния в случае априорно известного воздействия.

Другой вопрос, что это достигается за счет большего объема исходной информации и большей сложности эксплуатации модели в процессе работы, требующей высокой квалификации для анализа, что, в свою очередь, снижает надежность системы «человек – двигатель – САУ».

Рис. 1. Структурная схема САУ со встроенной бортовой моделью ГТД

Таким образом, при выполнении функции идентификации неисправного информационного канала и его замещения в системе автоматического управления с помощью бортовой модели одним из ее важнейших свойств следует признать адаптивность к упомянутым выше изменениям состояния объекта. Более того, это свойство адаптивности модели во многом является критическим для успеха дела.

С учетом всего вышесказанного ниже представлена линейная адаптивная бортовая модель двигателя (LABEM), предназначенная для работы совместно с системой управления авиационным двухконтурным двигателем в реальной среде и удовлетворяющая предъявляемым требованиям. В качестве основы статической модели двигателя ис-

пользуется дроссельная характеристика *индивидуального* двигателя, полученная на сдаточных испытаниях или на «гонке» в эксплуатации после проведения обслуживания (например, замене электронно-цифрового регулятора САУ), т.е. $X, Y = f(U, W)$, где W – вектор входа; U – вектор управления; Y – вектор выхода; X – вектор состояния. Для элиминации множества значений векторов входа в модели используется понятие *обобщенного вектора входа* (параметры с индексом «0»), который формируется с помощью теории подобия газотурбинного двигателя процедурой, известной как «приведение к стандартным атмосферным условиям».

В общем виде динамическая линейная модель для обобщенного вектора входа имеет следующий канонический вид модели с переменными коэффициентами:

$$\begin{aligned}\dot{X}_0 &= A(x)X_0 + B(x)U_0, \\ Y_0 &= C(x)X_0 + D(x)U_0 + V,\end{aligned}$$

где V – вектор информационного шума сигнала от первичных преобразователей (датчиков).

Виртуальные изменения состояния объекта (двигателя) могут быть условно классифицированы следующим образом:

1. Детерминированные, априорно известные изменения под влиянием контролируемых факторов (условия полета, наработка по ресурсу, величины отборов воздуха на самолетные нужды и т.п.).
2. Стохастические изменения, обусловленные, например, различным начальным тепловым состоянием роторов и статоров (изменения радиальных зазоров и т.д.), неконтролируемыми отборами воздуха и мощности на самолетные нужды и т.д.
3. Случайные изменения, вызванные неконтролируемым изменением конфигурации двигателя (повреждения лопаток турбокомпрессора, загрязнение проточной части двигателя, изменение характеристик вентилятора при сильном боковом ветре и т.д.).

Соответственно, выделим три вида поправок для адаптации модели к возможному изменению состояния двигателя и условно обозначим их как детерминированные, стохастические и случайные.

Детерминированные поправки. В модели предусмотрена поправка статической характеристики на ухудшение КПД узлов двигателя с наработкой по ресурсу в полетных циклах. Соответствующее из-

менение параметров (в процентах) определяется с помощью коэффициентов влияния КПД на параметры двигателя в зависимости от режима работы с последующим линейным суммированием.

С изменением скорости полета (числа M) необходимо вводить поправку к статической характеристике. При $M > 0$ температура газа за турбиной становится ниже температуры газа при $M = 0$, а частота вращения ротора низкого давления выше частоты вращения при $M = 0$ за счет увеличения перепада давления на турбине с увеличением скорости полета. Увеличение перепада давления на турбине объясняется увеличением перепада давления в сопле (трансляцией скоростного напора от входа на выход). В результате из-за дозвуковой скорости в сопле при $M = 0$ с ростом перепада давления растет скорость газа на выходе из сопла и, соответственно, плотность тока (вплоть до звукового запираания сопла), что приводит к увеличению эффективной площади сопла (произведение плотности тока на геометрическую площадь), в свою очередь, приводящему к росту перепада давления на турбине и соответствующей «раскрутке» ротора НД и уменьшению температуры газа за турбиной (температура газа перед турбиной изменяется несущественно).

Отбор воздуха на самолетные нужды по любому сигналу учитывается в модели в виде зависимости процента отбора от давления воздуха за компрессором. Соответственно, коррекция параметров статической характеристики двигателя при нормальном отборе производится умножением величины отбора воздуха (%) на соответствующий коэффициент влияния.

В связи с тем, что при эксплуатации двигателя в системе самолета кроме нормального отбора в систему кондиционирования возможны различные сочетания отборов («Повышенный», «Пониженный»), полетных условий и режимов работы двигателя априорное задание коррекции модели затруднительно. Как следствие, учет в этих вариантах отбора производится в поправке на состояние двигателя с помощью диагностической матрицы.

Стохастические поправки. В связи с тем, что двигатель представляет собой стохастическую систему, описываемую пространством состояний большой размерности с предысторией, не представляется возможным априорно описать все его текущие состояния. Следовательно, для слежения за его состоянием в модели использована диаг-

ностическая матрица размерностью (ограниченной числом измерительных каналов) 4×4 . Предполагается, что большинство состояний, отличных от базовой характеристики двигателя с учетом поправок, отображается в отклонениях КПД турбины ВД, КПД турбины НД, утечек воздуха из-за КВД в наружный контур и величин отборов воздуха из-за КВД. Диагностическая матрица получается в результате решения системы четырех линейных уравнений. Вид системы уравнений представлен ниже.

Входными параметрами системы являются приведенный расход топлива и отклонения измеренных средних значений параметров в исправных управляющем и резервном каналах от эталонных (базовых) с учетом поправок. После интерполяции коэффициентов влияния в зависимости от режима данные используются в системе нормальных линейных уравнений, имеющей вид

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \right] \delta x_1 + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \right] \delta x_k = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \right] \delta P_{ij},$$

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_1} \right] \delta x_1 + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \right] \delta x_k = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k} \right] \delta P_{ij},$$

где $\frac{\delta f_{ij}}{\delta x_k}$ – коэффициенты влияния, определенные численным экспериментом на поузловой нелинейной модели двигателя; δx_k ($k = 4$) – искомые отклонения неизмеряемых параметров (КПД турбокомпрессора высокого давления, КПД турбокомпрессора низкого давления, утечки воздуха через уплотнения, отбор воздуха на самолетные нужды из компрессора высокого давления); δP_i ($i = 4$) – относительные отклонения измеряемых параметров (частота вращения роторов, давление за компрессором, температура газа за турбиной) от базовой характеристики двигателя с учетом поправок.

Поскольку измеряемые величины имеют статистический разброс, то при вычислении упомянутых отклонений необходимо использовать их осредненные значения, произведя несколько измерений (j) ($N = 5 \dots 10$) либо пропустив через оптимизированный фильтр скользящего среднего.

После определения отклонений неизмеряемых параметров необходимо провести сравнение с ограничителями (лимитерами) на отклонения. В случае, если расчетные отклонения превышают лимитеры, при вычислении поправок принимаются их лимитированные значения. Для КПД турбокомпрессоров ограничение составляет $+5 \dots -5 \%$, для отборов и утечек ограничение составляет $0 \dots +10 \%$.

Случайные поправки. Для коррекции случайных погрешностей модели в пределах определенного диапазона предусматривается работа интегратора на установившемся режиме, «подтягивающего» модельные значения параметров, определенных выше, к средним измеренным значениям исправных управляющего и резервного каналов. Это обеспечивает устойчивую идентификацию отказавшего канала с помощью модели и в случае отказа каналов плавный переход на управление по модельным значениям параметров. При интегрировании производится корректировка модельного физического значения в сторону уменьшения разности с измеренным значением:

$$Y' = Y + \int (Y' - Y_{\text{изм}}) dt.$$

При этом выполняются логические операции ограничения, вследствие которых величина абсолютной интегральной поправки не может превосходить заранее заданную величину. Далее интегральные поправки вычисляются в относительном виде для последующей коррекции модели. Вычисленные поправки суммируются линейно со своим знаком с базовой характеристикой.

Кроме того, для повышения надежности и точности модели применяется *фильтрация Калмана входных и выходных параметров модели*. Необходимость в использовании дополнительных устройств идентификации обусловлена действием внешних и внутренних помех (в том числе отказов) как в канале встроенной модели (обусловленных ошибкой моделирования), так и в канале измерения (обусловленных погрешностью датчиков и отказами узлов двигателя). Возможность применения фильтров Калмана обусловлена нормальностью распределения случайных величин и эргодичностью случайных процессов в каналах LABEM, доказанными на основе статистической обработки данных испытаний двигателя [7, 8].

Входная одномерная фильтрация ведется по ходу дозирующей иглы (ДИ). Для реализации алгоритма фильтрации Калмана в блок

фильтрации входных параметров встраивается математическая модель ДИ, вырабатывающая сигнал модельного (прогнозируемого) значения хода поршня ДИ. Алгоритмы фильтрации Калмана строятся на сравнении измеренных $z_{\text{ДИ}}$ и модельных $x_{\text{ДИ}}$ значений хода дозирующей иглы с целью определения в текущий момент оптимального коэффициента Калмана (K) на основе решения задачи минимизации математического ожидания квадрата ошибки $\min M(e^2)$ оптимальной оценки хода дозирующей иглы ($e = x_{\text{ДИ}} - \hat{x}_{\text{ДИ}}^{\text{opt}}$) [9]. При этом оптимальная оценка хода дозирующей иглы вычисляется с помощью рекуррентного соотношения

$$\hat{x}_{\text{ДИ}k+1}^{\text{opt}} = K_{k+1} \cdot z_{\text{ДИ}k+1} + (1 - K_{k+1})(\hat{x}_{\text{ДИ}k}^{\text{opt}} + \Delta x_{\text{ДИ}k}).$$

Результаты стендовых (безмоторных) испытаний входной фильтрации Калмана сигнала положения поршня ДИ [10], определяющего расход топлива на входе в LABEM, приведены на рис. 2.

Рис. 2. Результаты фильтрации сигналов в контуре дозирующей иглы: красная линия – сигнал датчика; желтая линия – модельное значение; синяя линия – выход фильтра Калмана

Полученная оптимальная оценка положения поршня ДИ поступает на вход модели регулятора перепада давления (дифференциального клапана), выходом которой является расход топлива, подаваемый на вход LABEM.

По аналогичному принципу строится *многомерная фильтрация Калмана выходных параметров* линейной адаптивной бортовой моде-

ли двигателя. На выходе LABEM подключается многомерный фильтр Калмана [11], определяющий оптимальные оценки выходных параметров: скоростей турбин низкого (n_1) и высокого (n_3) давления, температуры за турбиной (T_T), давления (P_K) с помощью матричного уравнения

$$\hat{X}_k^{opt} = (1 - K_k) X_k + K_k Z_k,$$

где на k -шаге $X_k = \{n_1, n_3, T_T, P_K\}$ – вектор-столбец прогнозируемых модельных значений координат выхода LABEM; $\hat{X}_k^{opt}$ – вектор-столбец оптимальных оценок этих координат; Z_k – вектор-столбец их измерений датчиков; K_k – матрица коэффициентов Калмана для выходных координат.

Точность алгоритмов одномерной и многомерной фильтрации Калмана зависит от корректности задания по всем идентифицируемым параметрам дисперсий моделей и датчиков. Выбор значений дисперсий ведется на основе статистической обработки больших массивов данных стендовых и летных испытаний двигателей.

Следует отметить, что решаемая задача фильтрации Калмана есть задача идентификации, а не сглаживания. Фильтр Калмана не рассчитан на сглаживание получаемых с датчиков данных, а нацелен на определение наиболее вероятного значения измеряемого с их помощью реального параметра – его оптимальной оценки, полученной с учетом «зашумленных» модельного (прогнозируемого) значения и измерения датчика.

Поскольку объект (газотурбинный двигатель) имеет существенно нелинейные свойства, то применение модели в качестве замещения объекта в информационном пространстве ограничено. В частности, модель двигателя не может быть использована по своему назначению на режимах авторотации, запуска, а также в таких ситуациях, как самопроизвольное погасание камеры сгорания, помпаж компрессора и некоторых других.

Оценка погрешности настоящей модели, полученная посредством сравнения результатов моделирования на поузловой нелинейной модели, дала следующие результаты для основных режимов эксплуатации двигателя (взлет, набор высоты, крейсерский полет, режим реверсирования тяги, в том числе с отборами мощности и воздуха на самолетные нужды): по частоте вращения ротора низкого давления 1,5 %, по часто-

те вращения ротора высокого давления 0,5 %, по давлению за компрессором 4 %, по температуре газа за турбиной 2,5 %. Как и следовало ожидать, погрешность модели увеличивается с уменьшением режима из-за нелинейности характеристик, достигая двукратной величины на минимальном режиме (земного малого газа). Учитывая, что основные режимы работы составляют 90 % времени эксплуатации, полученные величины погрешности модели являются приемлемыми.

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, 16–20 June. – Düsseldorf, 2014. – GT2014-25606. – 10 p.
2. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей / В.Г. Августинovich, В.А. Акиндинов, Б.В. Боев [и др.]; под общ. ред. В.Т. Дедеша. – М.: Машиностроение, 1984. – 200 с.
3. Steady state detection in industrial gas turbines for condition monitoring and diagnostics / C. Celis, E. Xavier, T. Teixeira, G. Pinto // Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, 16–20 June. – Dusseldorf, 2014. – GT2014-25007. – 10 p.
4. 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. – Berlin, 2008. – GT2008-50345.
5. Kobayashi T., Simon D.L. Aircraft engine on-line diagnostics through dual-channel sensor measurements: development of enhanced system // Proceedings of ASME Turbo-Expo 2008. – Berlin, 2008. – GT2008-50346.
6. 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. – Amsterdam, 2002. – GT2002-30001.
7. Кузнецова Т.А., Августинovich 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.
8. Лялькина Г.Б., Бердышев О.В. Математическая обработка результатов эксперимента // Современные проблемы науки и образования. – 2014. – № 3. – 180 с.

9. Borguet S., Dewallef P., L'eonard O. On-line transient engine diagnostics in a Kalman filtering framework // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air*, 6–9 June. – Reno-Tahoe, 2005. – GT2005-68013. – 9 p.

10. 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.

11. Welch G., Bishop G. An introduction to the Kalman Filter // Department of Computer Science University of North Carolina at Chapel Hill, TR 95-041, available at: http://www.cs.unc.edu/~welch/media/pdf/kalman_intro.pdf (дата обращения: 1.04.2015).

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, Düsseldorf, 2014, GT2014-25606. 10 p.

2. Avgustinovich V.G., Akindinov V.A., Boev B.V. [et al.]. Identifikatsiya sistem upravleniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Identification of control systems of gas-turbine aviation engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1984. 200 p.

3. Celis C., Xavier E., Teixeira T., Pinto G. Steady state detection in industrial gas turbines for condition monitoring and diagnostics. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014*, June 16-20, Dusseldorf, 2014, GT2014-25007. 10 p.

4. 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*, Berlin, 2008. GT2008-50345.

5. Kobayashi T., Simon D.L. Aircraft engine on-line diagnostics through dual-channel sensor measurements: development of enhanced system. *Proceedings of ASME Turbo-Expo 2008*, Berlin, 2008. GT2008-50346.

6. 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*, Amsterdam, 2002. GT2002-30001.

7. Kuznetsova T.A., Avgustinovich V.G., Yakushev A.P. Statisticheskiy analiz protsessov v sistemakh upravleniya aviatsionnykh dvigateley

s bortovymi matematicheskimi modelyami [Statistical analysis of processes for aviation engine control systems with on-board mathematical models]. *Nauchno-tekhnicheskiiy vestnik Povolzhya*, 2014, no. 35, pp. 236-238.

8. Lyalkina G.B., Berdyshev O.V. Matematicheskaya obrabotka rezultatov eksperimenta [Mathematical treatment of experiment results]. *Sovremennyye problemy nauki i obrazovaniya*, 2014, no. 3, 180 p.

9. Borguet S., Dewallef P., L'eonard O. On-line transient engine diagnostics in a Kalman filtering framework. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air*, June 6-9, Reno-Tahoe, 2005, GT2005-68013. 9 p.

10. Kuznetsova T.A., Gubarev E.A., Likhacheva Yu.V. Algoritmy optimalnoy filtratsii v zadachakh identifikatsii parametrov sistem avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnykh dvigateley [Algorithms of optimal filtration in identification of parameters of aviation engine automatic control systems]. *Informatsionno-izmeritelnye i upravlyayushchie sistemy*, 2014, vol. 12, no. 9, pp. 12-20.

11. Welch G., Bishop G. An introduction to the Kalman Filter. Department of Computer Science University of North Carolina at Chapel Hill, TR 95-041, available at: http://www.cs.unc.edu/~welch/media/pdf/kalman_intro.pdf (accessed 1 April 2015).

Об авторах

Августинович Валерий Георгиевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29), заместитель начальника ОКБ по науке ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: august@avid.ru).

Кузнецова Татьяна Александровна (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструирование и технологии в электротехнике» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: tak@pstu.ru).

Куракин Антон Дмитриевич (Пермь, Россия) – студент кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: Dj-anton-pstu-2010@mail.ru).

Фатыков Альмир Илгизович (Пермь, Россия) – студент кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29).

Якушев Алексей Павлович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29), инженер ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: yakushev-ap@avid.ru).

About the authors

Valeriy G. Avgustinovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation), Chief Deputy for Science of Development Design Office of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: august@avid.ru).

Tatyana A. Kuznetsova (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Lecturer, Department of Electrical Engineering: Designing and Technology, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: tak@pstu.ru).

Anton D. Kurakin (Perm, Russian Federation) – Student, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: Dj-anton-pstu-2010@mail.ru).

Almir I. Fatykov (Perm, Russian Federation) – Student, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation).

Aleksey P. Yakushev (Perm, Russian Federation) – Doctoral Student, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation), Engineer of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: yakushev-ap@avid.ru).

Получено 15.05.2015