

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИКИ ПРИЦЕЛЬНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕДУЦИРОВАННОЙ ЭКСПЕРТНОЙ СИСТЕМЫ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ

А.В. Пролетарский
Чжо Зин Хгут
М.С. Селезнева
Шэнь Кай
К.А. Неусьпин

pav_mipk@mail.ru
shenkaichn@yandex.ru
m.s.selezneva@mail.ru
shenkaichn@mail.ru
neysipin@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрен прицельно-навигационный комплекс современного маневренного летательного аппарата. Исследована задача контроля работоспособности и качества функционирования этого комплекса. Разработана система контроля на базе динамической экспертной системы и теории функциональных систем П.К. Анохина. Предложена структура редуцированной динамической экспертной системы с интеллектуальной компонентой, в качестве которой использован акцептор действия, включающий в себя алгоритмы оценивания, построения моделей, прогнозирования и сравнения результата. Разработана система диагностики и контроля с функцией восстановления для сохранения работоспособности прицельно-навигационного комплекса, основанная на нечеткой экспертной системе и эволюционных алгоритмах построения прогнозирующих моделей

Ключевые слова

Прицельно-навигационный комплекс, система диагностики и контроля, динамическая экспертная система, интеллектуальная компонента, нечеткая экспертная система

Поступила в редакцию 11.09.2017
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Введение. Эффективность применения современных высокоманевренных летательных аппаратов (ЛА) определяется не только их летно-техническими характеристиками и вооружением, но и возможностями бортового оборудования по информационному обеспечению боевых действий, управлению оружием и защите ЛА [1]. Интеграция бортового оборудования привела к появлению на борту ЛА прицельно-навигационных комплексов (ПНК), являющихся основой бортового оборудования.

Измерительные системы ПНК имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования ЛА. Для компенсации этих погрешностей используются известные алгоритмические методы [2], а также возможности реконfigurирования структуры и адаптации ПНК к внешним условиям и внутреннему состоянию ПНК.

В состав ПНК ЛА входят базовые автономные навигационные системы, в частности инерциальные навигационные системы (ИНС), спутниковые навигационные системы, радионавигационные системы, геофизические и оптические системы, бортовая цифровая вычислительная машина, а также системы комплексной обработки информации (КОИ). Одной из важных задач при эксплуатации ПНК ЛА является сохранение его работоспособности и высокой эффективности. Для определения работоспособности и качества функционирования ПНК применяются различные системы диагностики и контроля [3, 4].

Применяются автоматизированные бортовые системы контроля, состоящие из встроенных средств инструментального контроля и систем информационного контроля, общесамолетных систем контроля бортового оборудования и др. Используются иерархические системы средств контроля, которые хорошо зарекомендовали себя на практике, в которых оценивается работоспособность и достоверность информации отдельных систем и комплекса бортового оборудования в целом. Однако при решении задачи контроля бортового оборудования целесообразно знать не только момент отказа бортовых систем, но и предвидеть момент возникновения аварийной ситуации, а также интервалы недостоверной работы оборудования. Решение этой задачи с помощью априорных прогнозирующих моделей требует проведения длительных дорогостоящих экспериментов, не позволяет учитывать особенности конкретных систем и осуществлять эффективный контроль высокоманевренных ЛА. Поэтому для контроля бортового оборудования перспективных маневренных ЛА целесообразно использовать комплексные системы контроля на базе динамических экспертных систем (ДЭС), которые позволяют учитывать режимы полета ЛА, имеют большую базу данных и ансамбль оценочных критериев. Применение ДЭС на борту ЛА сопряжено со сложностями реализации, требованиями повышенной производительности бортового вычислителя. Известные ДЭС [5, 6], которые применяются для контроля оборудования современных ЛА, как правило, реализуют прямые связи конкретного отказа прибора или узла и необходимого действия по предотвращению развития ситуации, основанного на опыте специалистов. Подобные ДЭС имеют сложную разветвленную структуру, основаны на методах перебора и требуют больших вычислительных затрат при реализации в бортовом вычислителе ЛА.

Прицельно-навигационный комплекс и КОИ ЛА должны иметь высокую помехо- и отказоустойчивость, позволяющую получать достоверную навигационную информацию во всем диапазоне условий их функционирования.

Таким образом, выделен комплекс проблем, который целесообразно решить: разработать структуру системы контроля работоспособности ПНК ЛА на основе принципов функционирования ДЭС, а также высокоточные алгоритмы контроля состояния ПНК и отдельных навигационных систем ЛА.

В настоящей статье предложена структура компактной ДЭС с интеллектуальной компонентой, в качестве которой использован акцептор действия, сформированный в соответствии с теорией функциональных систем П.К. Анохина [7]. Разработана система контроля с функцией восстановления для сохранения работо-

способности ПНК ЛА, которая базируется на нечеткой ДЭС и эволюционном алгоритме построения прогнозирующих моделей.

Состав ПНК для конкретного типа ЛА определяется функциональными требованиями и задачами, которые должен решать ЛА. В общем случае в состав ПНК входят: резервированные платформенные и бесплатформенные ИНС; курсовертикали; аэрометрические датчики и системы — система воздушных сигналов; датчики углов атаки и скольжения; радионавигационные системы — радиосистема ближней навигации; доплеровский измеритель скорости и угла сноса ЛА (ДИСС); спутниковая навигационная система; радиовысотомеры; обзорно-прицельные средства — оптико-локационная система; радиолокационная система, система управления оружием; информационно-управляющее поле кабины — совокупность устройств управления и ввода информации и систем отображения информации; интегрированная вычислительная среда комплекса, которая содержит одну или несколько бортовых цифровых вычислительных машин; другие системы специального назначения.

В состав интегрированной вычислительной среды в общем случае входит бортовая графическая станция и резервированные вычислители.

Решение навигационных и прицельных задач ЛА обеспечивается комплексной обработкой информации всех измерительных систем комплекса. Базовой навигационной системой является ИНС, а в качестве дополнительных источников информации используются спутниковые навигационные системы, радиосистемы ближней и дальней навигации, ДИСС и др. В свою очередь, ДИСС и радиосистемы ближней и дальней навигации сами корректируются с помощью информации от спутниковых навигационных систем [1].

Датчики информации, входящие в ПНК, осуществляют измерение и первичную обработку исходных данных, а общие задачи интегральной обработки решаются бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ).

Система алгоритмов КОИ ПНК имеет пятиуровневую структуру. Фрагмент КОИ ПНК включает ИНС, ДИСС, систему воздушных сигналов, радиовысотомер, радиосистемы ближней и дальней навигации, каналы межбортового обмена данными, а также вычислительную среду.

Системы авионики ЛА имеют погрешности, которые могут приводить к потере точности и работоспособности, снижают качество функционирования ЛА и точность выполнения поставленных задач. В ПНК предусмотрено использование большого объема алгоритмической обработки информации. Например, алгоритм оценивания — фильтр Калмана, который является одним из базовых алгоритмов системы контроля ПНК.

Рассмотрено дискретное линейное уравнение, описывающее процесс изменения погрешностей ИНС, являющейся базовой системой ПНК:

$$x_k = \Phi_{k, k-1}x_{k-1} + \Gamma_{k-1}w_{k-1}, \quad (1)$$

где x_k — вектор состояния; $\Phi_{k, k-1}$ — матрица объекта; Γ_{k-1} — матрица входа; w_{k-1} — вектор входного возмущения. Входные возмущения w_{k-1} предполагаются

дискретным аналогом гауссова белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей \mathbf{Q}_{k-1} .

Часть вектора состояния измеряется:

$$z_k = \mathbf{H}_k x_k + v_k, \quad (2)$$

где z_k — вектор измерения; \mathbf{H}_k — матрица измерения; v_k — вектор измерительного шума. Ошибки измерений v_k предполагаются дискретным аналогом гауссова белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей \mathbf{R}_k , $E[v_j w_k^T] = 0$ при любых j и k . Уравнения фильтра Калмана имеют вид

$$\begin{aligned} \hat{x}_k &= \Phi_{k,k-1} \hat{x}_{k-1} + \mathbf{K}_k v_k; \\ v_k &= z_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k,k-1} \hat{x}_{k-1}; \\ \mathbf{P}_{k,k-1} &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k-1}^T; \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}; \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k,k-1}, \end{aligned} \quad (3)$$

где \mathbf{K}_k — матрица усиления фильтра Калмана; $\mathbf{P}_{k,k-1}$ — априорная ковариационная матрица ошибок оценивания; \mathbf{P}_k — апостериорная ковариационная матрица ошибок оценивания; \mathbf{I} — единичная матрица.

С помощью фильтра Калмана оценивают (восстанавливают) весь вектор состояния исследуемой системы.

Другими алгоритмами, которые используются для повышения точности ПНК, являются эволюционные алгоритмы: генетический алгоритм (ГА), алгоритм самоорганизации и др. [8]. Алгоритмы самоорганизации — это многорядные алгоритмы, базирующиеся на гипотезе селекции. Необходимо решить систему нормализованных уравнений Гаусса:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^N y_i &= a_0 N + a_1 \sum_{i=1}^N g_{0,j}(x_i) + a_2 \sum_{i=1}^N g_{1,j}(x_i); \\ \sum_{i=1}^N y_i g_{0,j}(x_i) &= a_0 \sum_{i=1}^N g_{0,j}(x_i) + a_1 \sum_{i=1}^N g_{0,j}^2(x_i) + a_2 \sum_{i=1}^N g_{0,j}(x_i) g_{1,j}(x_i); \\ \sum_{i=1}^N y_i g_{1,j}(x_i) &= a_0 \sum_{i=1}^N g_{1,j}(x_i) + a_1 \sum_{i=1}^N g_{0,j}(x_i) g_{1,j}(x_i) + a_2 \sum_{i=1}^N g_{1,j}^2(x_i). \end{aligned} \quad (4)$$

При введении в базис константы от свободного члена в уравнениях можно отказаться:

$$\begin{aligned} y_i &= a_{0,j} g_{0,j}(x_i) + a_{1,j} g_{1,j}(x_i), \quad j = 1, \dots, C_N^2; \\ \sum_{i=1}^N y_i g_{0,j}(x_i) &= a_{0,j} \sum_{i=1}^N g_{0,j}^2(x_i) + a_{1,j} \sum_{i=1}^N g_{0,j}(x_i) g_{1,j}(x_i); \\ \sum_{i=1}^N y_i g_{1,j}(x_i) &= a_{0,j} \sum_{i=1}^N g_{0,j}(x_i) g_{1,j}(x_i) + a_{1,j} \sum_{i=1}^N g_{1,j}^2(x_i). \end{aligned} \quad (5)$$

Вычисления прекращаются, когда достигается минимум используемого ансамбля критериев. Результатом является лучшая модель в последнем ряду. Функциональная схема алгоритма МГУА представлена на рис. 1.

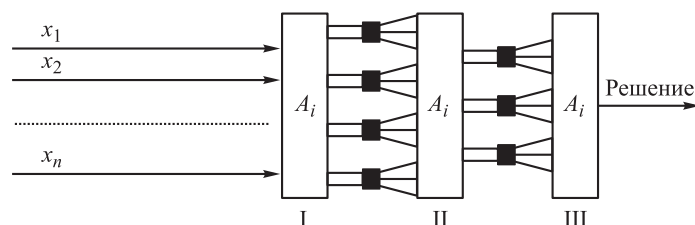


Рис. 1. Функциональная схема МГУА:

A_i — пороговые самоотборы полезной информации; I, II, III — критерии самоотбора

Полученная модель используется для прогноза и последующей коррекции в выходном сигнале ИНС ПНК ЛА.

Системы диагностики и контроля ПНК. Обычно контроль осуществляется по количественному или альтернативному признакам. Контроль по количественному признаку заключается в определении с требуемой точностью фактических значений контролируемого параметра, которые необходимы для последующего вычисления статистических характеристик и принятия решения о состоянии исследуемого объекта. Контроль по альтернативному признаку заключается в определении соответствия контролируемого параметра установленным требованиям. При контроле по альтернативному признаку не требуется знать фактическое значение контролируемого параметра, а достаточно установить лишь факт соответствия или несоответствия его установленным требованиям. Установить соответствие можно по косвенным характеристикам, например ковариационной матрице оценивания фильтра Калмана.

Большое число параметров делает полный контроль невозможным. Неполный контроль приводит к снижению достоверности контроля технического состояния навигационного комплекса. Повышение достоверности контроля осуществляется путем контроля определяющих параметров, т. е. основных параметров, которые определяют состояние ПНК.

Другой причиной недостоверности решения о работоспособности ПНК является погрешность измерения параметров, на основе которых выносится решение о работоспособности комплекса. В этом случае повышения степени достоверности контроля достигают, применяя различные алгоритмы помехозащиты. Учитывая, что алгоритмическое обеспечение системы контроля и всего ПНК в целом должно отвечать ряду требований, таких как простота реализации в БЦВМ, робастность и др. Задача синтеза алгоритмов помехозащиты, фильтров и других алгоритмов представляет собой также достаточно сложную задачу.

Посредством алгоритма оценивания определяются оптимальные оценки параметров, которые затем сравниваются с допусками и принимается решение по контролируемому параметру.

Алгоритмические методы контроля можно разделить на методы, основанные на применении алгоритмов диагностики, помехозащиты, восстановления и прогнозирования.

Подход идентификации параметров модели с известной структурой позволяет сравнительно быстро получить достаточно достоверную модель исследуемого процесса, хотя достоверность в значительной степени зависит от искусства разработчика, выбирающего структуру модели. Например, для моделирования скорости дрейфа гиросtabilизированной платформы (ГСП) применяется модель вида [2, 4]:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_{k-1} - \beta T \varepsilon_{k-1} + TA \sqrt{2\beta W_{k-1}}, \quad (6)$$

где ε_k — скорость дрейфа ГСП; β — средняя частота изменения случайного дрейфа; T — период дискретизации; A — среднеквадратическое отклонение случайного значения дрейфа; W_k — белый шум.

На основе полученной модели определяется состояние исследуемого объекта, и в случае выхода параметров объекта за границы допуска проводится восстановление.

Как в случае плавного выхода параметров за границы допуска, так и в случае резких сбоях восстановление проводится путем подстройки коэффициентов или параметров алгоритмического обеспечения ПНК. Выявление неприемлемого уровня погрешностей осуществлено системой контроля ЛА с использованием алгоритма самоорганизации. Восстановление работоспособности системы проведено с помощью регулятора структуры ИНС или прогноза и последующей компенсации погрешностей в выходном сигнале ИНС. Измерительный комплекс с функцией регенерации приведен на рис. 2.

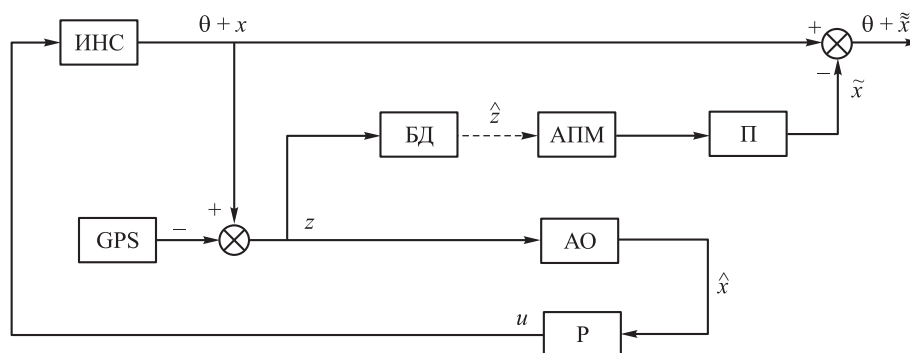


Рис. 2. Измерительный комплекс с функцией регенерации:

θ — истинная навигационная информация; x — погрешности ИНС; z — вектор измерений; \hat{z} — измерительная выборка; АО — алгоритм оценивания; АПМ — алгоритм построения моделей; БД — база данных; П — алгоритм прогноза; P — регулятор; \tilde{x} — ошибка оценивания вектора состояния; $\tilde{\tilde{x}}$ — ошибка прогнозирования

Для диагностики нелинейных моделей ПНК ЛА использован алгоритм построения прогнозирующей модели погрешностей с использованием ГА или алгоритма самоорганизации. Прогнозирующая самоорганизующаяся модель имеет вид

$$\varphi(x) = \sum_{i=1}^N a_i \mu_{ni}(f_i x), \quad (7)$$

где n — число базисных функций в модели; μ_n — базисные функции из параметризованного множества $F_p (F_p = \{a_i \mu_i(f_i x) | i = 1, L\})$. Каждой базисной функции ставится в соответствие двумерный вектор параметров $(a, f)^T$, где a — амплитуда; f — частота.

Модификация моделей алгоритмов КОИ. В современных КОИ ПНК для обеспечения высокого качества формируемой информации используется априорная структурная адаптация, под которой понимается выбор наилучшей конфигурации оцениваемой части полного вектора состояния, а также матриц модели исследуемой системы для конкретных условий [9]. Адаптация осуществляется с помощью ковариационного анализа на основе минимаксного критерия качества.

Для эффективного выделения динамических составляющих вектора состояния часто требуются дорогостоящие и трудоемкие летные эксперименты. Например, для достоверного выделения компонент динамического дрейфа необходимо большое число летных экспериментов.

В системе контроля целесообразно формировать редуцированный вектор состояния с использованием концепции системного синтеза [10]. В соответствие с этой концепцией необходимо рациональное сокращение числа параметров модели, характеризующих исследуемый объект. Осуществить такое сокращение можно путем использования различных критериев, например выделением переменных с различными темпами изменения. Обычно выделяют медленные, нормальные и быстрые переменные [11]. При изменении ситуации обработка информации осуществляется следующим образом: медленные переменные заменяются константами, быстрые переменные — их осредненными значениями. В случае если быстрые переменные не оказывают существенного влияния на описание процесса, то их исключают из вектора состояния модели.

В векторе состояния моделей выделяются ключевые параметры с помощью общих и специальных критериев [12]. Общие критерии являются универсальными, а специальные критерии, как правило, определяют качество исследуемого процесса на основе каких-либо физических характеристик, присущих анализируемому процессу.

В зависимости от режима функционирования ЛА формируются различные виды моделей. Например, для режима интенсивного маневрирования отбираются параметры, имеющие максимальные степени наблюдаемости и управляемости [13], что позволяет отбирать для осуществления контроля ПНК только эффективно управляемые и достоверно оцениваемые параметры.

В процессе функционирования ПНК состав редуцированного вектора состояния модели может изменяться. Компоненты этого вектора, подлежащие контролю, выбираются на основе анализа качественных характеристик каждой компоненты, которые зависят от режима полета ЛА, внешних возмущений, собственного состояния ПНК, а также возможностей непосредственного измере-

ния с помощью имеющихся средств. Обычно в вектор состояния для осуществления контроля включают параметры, характеризующие работоспособность ПНК. Но в редуцированном векторе состояния используется только часть этого вектора состояния — ключевые параметры: непосредственно измеряемые и эффективно наблюдаемые компоненты [14].

Разработка систем для диагностики и контроля бортового оборудования.

Для всеобъемлющего контроля бортового оборудования целесообразно использовать концепции, заложенные в ДЭС, и интеллектуальные технологии. В качестве интеллектуальной технологии используются алгоритмы акцептора действия. Реализация функции контроля в ДЭС предполагает ее модификацию с целью уменьшить объем памяти БЦВМ. Известна структура системы управления с интеллектуальной компонентой, построенная на основе теории функциональных систем, предусматривающая построение прогнозирующих моделей состояния объекта управления и моделей внешней среды [5]. При построении модели внешней среды функционирования ПНК ЛА появляется возможность разрабатывать сценарии управления на длительные интервалы времени его функционирования. Эти сценарии управления предполагают реконфигурирование оборудования ЛА. Функциональная схема системы контроля ПНК ЛА с учетом различных моделей изменения внешней среды представлена на рис. 3.

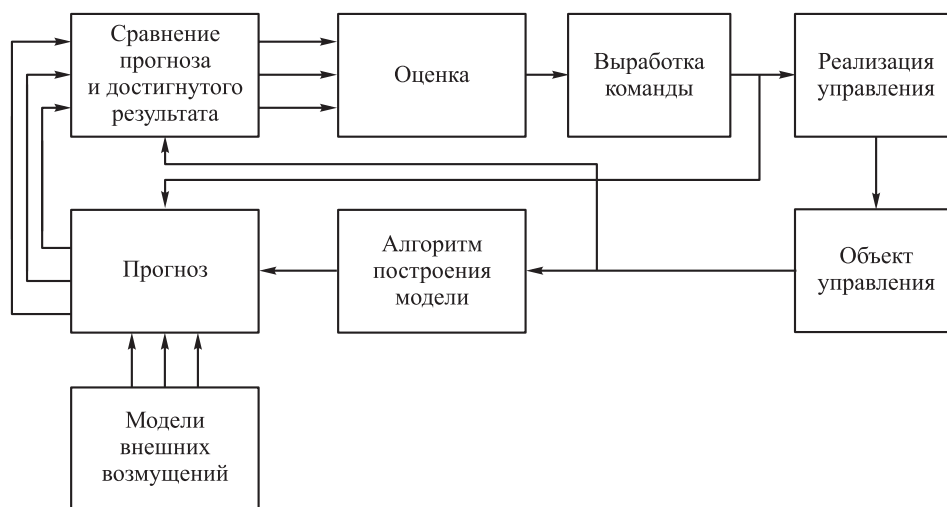


Рис. 3. Функциональная схема системы контроля с учетом моделей внешней среды

В приведенной на рис. 3 системе контроля в блоке прогноза осуществляется прогнозирование ключевых переменных состояния ПНК ЛА с учетом различных моделей изменения внешней среды его функционирования. Далее прогноз состояния ПНК сравнивается с критическими значениями его состояния, которые определяются в зависимости от режима полета ЛА.

Функциональная структура рис. 3 использована при синтезе редуцированной ДЭС ЛА.

Предложена структура системы контроля с использованием теории функциональных систем П.К. Анохина [7]. Контроль будущего состояния ПНК и комплекс мер по предотвращению увеличения погрешностей приборов осуществляется с помощью акцептора действия.

Разработана система контроля на базе ДЭС и теории функциональных систем. Предложена структура редуцированной ДЭС с интеллектуальной компонентой, в качестве которой использован акцептор действия, включающий алгоритмы оценивания, построения моделей, прогнозирования и сравнения результата. Структура ДЭС с интеллектуальной компонентой представлена на рис. 4.

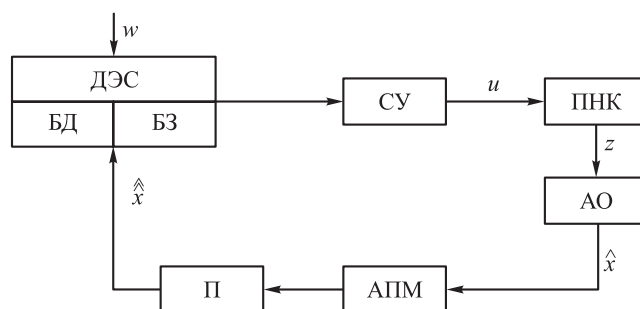


Рис. 4. Структура редуцированной ДЭС с интеллектуальной компонентой:

СУ — система управления; БЗ — база знаний; w — вектор внешних возмущений; \hat{x} — оценка редуцированного вектора состояния ПНК; \hat{x} — редуцированный вектор прогнозных значений состояния ПНК

Динамическая экспертная система ЛА работает на основе информации БД и БЗ. Информация о результатах функционирования ПНК ЛА поступает в БД, где выполняется первоначальная обработка данных для обеспечения эффективного построения моделей, выявление и отсеивание аномальных измерений, формирование измерений в выборках и т. д. В БД информация сохраняется в упорядоченной форме в двух частях памяти — долгосрочной и краткосрочной. В долгосрочной памяти сохраняются шаблоны, т. е. совокупность данных, соответствующая четко обусловленному режиму функционирования ЛА, и прогнозирующие модели, используемые для конкретных условий полета. В краткосрочной памяти сохраняются все динамические данные, которые оперативно обновляются при поступлении новых измерений.

Предварительно обработанные в ПНК выборки поступают в акцептор действия, где происходит оценивание ключевых параметров ПНК, построение прогнозирующих моделей и прогноз его состояния, а также сличение результатов прогноза с реальными результатами действия.

Прогнозирующие модели используются для получения прогнозных значений ключевых параметров ПНК. Результаты прогноза поступают в БЗ, где сравниваются со значениями, установленными для выполняемого режима функционирования ЛА. Также прогнозными значениями ключевых параметров ПНК пополняются БД ДЭС. С ДЭС информация о будущих нарушениях функциони-

рования ПНК передается в СУ для формирования управляющего воздействия на ПНК.

Предложена система контроля и диагностики ПНК с функцией восстановления (рис. 5).

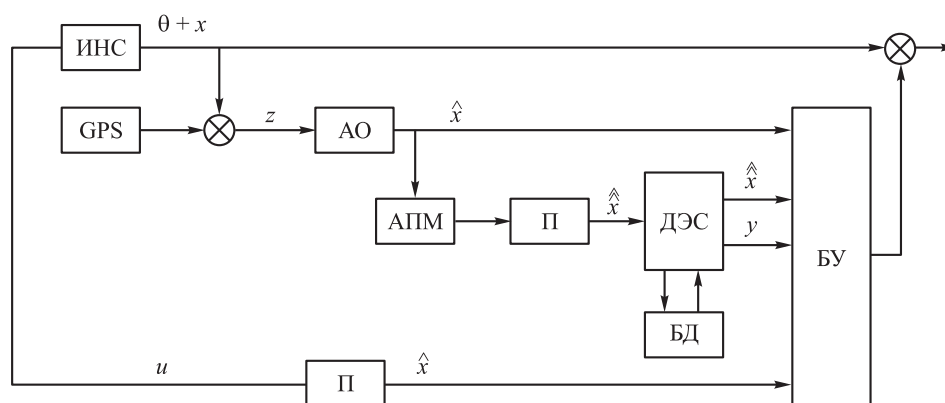


Рис. 5. Система контроля и диагностики ПНК с функцией восстановления (БУ — блок управления коррекцией)

Диагностируются превышения пороговых значений погрешностей ИНС, парирование которых позволяет удержать ИНС в области достоверных значений навигационной информации ЛА, предотвратив развитие ситуации, приводящей к потере работоспособности ПНК. При реализации системы контроля использована структура ДЭС С-PRIZ и FDI-метод, предполагающий использование нечеткой логики, а также данных из БД испытаний ПНК, которые подаются на вход математической модели, а затем векторы выходных параметров модели сравниваются с данными испытаний. В результате получается вектор отклонений, формируется соответствующее диагностическое решение о фактическом состоянии ПНК. Элементы нечеткой логики применяются совместно с методом диагностических матриц (матриц Л.А. Урбана).

Модели в векторной форме имеют вид

$$\delta x = A^{-1} \cdot B \cdot \delta y, \quad (8)$$

где δx — вектор параметров состояния ПНК; δy — вектор диагностических признаков, относительных отклонений измеряемых параметров ПНК; A и B — матрицы коэффициентов, позволяющие устанавливать количественную взаимосвязь указанных параметров на определенных режимах работы ПНК. Диагностическая матрица (табл. 1) конкретной ПНК на определенном режиме представляет собой таблицу численных значений коэффициентов a_{ij} и b_{ij} , позволяющих по отклонениям ряда измеряемых параметров δy_{ij} определять отклонения непосредственно неизменяемых параметров состояния δx_{ij} .

Пусть в процессе контроля технического состояния ИНС были замерены следующие параметры: n_2 — погрешность в определении широты местности (%);

G_v — погрешность в определении скорости ЛА v_x ; T_2^* — погрешность определения курса; P_2^* — оценка скорости дрейфа ГСП ε_x ; T_3^* — погрешность определения тангажа; T_4^* — погрешность определения крена; P_4^* — оценка скорости дрейфа ГСП ε_y ; F_c — погрешность в определении долготы местности; G_t — погрешность в определении скорости ЛА v_y ; R — кажущееся ускорение.

Таблица 1

Фрагмент диагностической матрицы ИНС

№	D_N ₂	D_G _v	D_N ₂	D_T ₂	D_P ₂	D_T ₃	D_P ₄	D_P ₆	D_F _c	D_G _t	D_R	RESULT
1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	ETALON
2	-0,18	0,12	0,16	0,14	0,00	-0,08	-0,33	-0,33	0,41	-0,03	-0,06	АКС 1 %
3	-0,46	0,31	0,52	0,39	0,00	-0,27	-0,93	-0,93	1,11	-0,11	-0,18	АКС 3 %
4	-0,68	0,57	0,85	0,65	0,00	-0,46	-1,57	-1,57	1,87	-0,19	-0,31	АКС 5 %
5	0,19	0,07	-0,28	0,04	0,00	0,16	0,82	0,82	-0,66	0,33	0,49	АКС1 1 %
6	0,78	0,24	-0,93	0,18	0,00	0,45	2,57	2,53	-2,08	1,03	1,54	АКС1 3 %
7	1,16	0,39	-1,61	0,27	0,00	0,85	4,27	4,28	-3,60	1,76	2,62	АКС1 5 %
8	-0,10	0,84	0,13	0,85	0,00	-0,07	0,53	0,51	0,26	0,72	1,02	АКС2 1 %
9	-0,29	2,46	0,36	2,49	0,00	-0,15	1,58	1,58	0,79	2,16	3,01	АКС2 3 %
10	-4,28	6,80	2,16	0,36	0,00	-1,16	-0,11	-0,14	4,55	3,21	5,14	АКС2 5 %
11	-0,78	-0,06	0,06	-0,07	0,00	-0,03	-0,18	-0,18	0,11	-0,10	-0,15	АКС3 1 %
12	-2,33	-0,20	0,16	-0,18	0,00	-0,08	-0,53	-0,53	0,30	-0,34	-0,47	АКС3 3 %
13	-4,07	-0,37	0,25	-0,32	0,00	-0,13	-0,96	-1,00	0,55	-0,59	-0,84	АКС3 5 %
14	0,68	0,21	-0,12	0,25	0,00	0,07	0,52	0,53	-0,28	0,31	0,46	АКС4 1 %
15	2,04	1,20	-0,41	0,58	0,00	0,21	1,64	1,64	-0,93	0,94	1,38	АКС4 3 %
16	3,41	1,43	-0,71	0,96	0,00	0,36	2,71	2,71	-1,8	1,62	2,30	АКС4 5 %

В табл. 2 приведены параметры отклонений (невязок) и соответствующие им лингвистические переменные: *LN* (Large Negative) — очень малое; *MN* (Middle Negative) — небольшое; *Z* (Zero) — около нуля; *MP* (Middle Positive) — среднее; *LP* (Large Positive) — очень большое. Процесс тестирования работоспособности ДЭС проверяют по тем строчкам базы правил (см. табл. 2), которые не вошли в обучающее множество: по двум предшествующим строчкам (с отклонением параметров состояния ИНС в узлах на 1 и 3 % соответственно).

Таблица 2

Фрагмент базы нечетких экспертных правил

Атрибуты и их значения	Результат
Если $(\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta P_4 = Z) \wedge (\Delta P_6 = Z) \wedge (\Delta F_c = MP)$	То $Y_1 = АКС$
Если $(\Delta N_2 = Z) \wedge (\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta F_c = MN) \wedge (\Delta G_t = MP)$	То $Y_2 = АКС_1$
Если $(\Delta N_2 = LN) \wedge (\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta P_2 = LP) \wedge (\Delta R = LP)$	То $Y_3 = АКС_2$
Если $(\Delta N_2 = LN) \wedge (\Delta G_v = Z) \wedge (\Delta P_2 = Z) \wedge (\Delta R = Z)$	То $Y_4 = АКС_3$
Если $(\Delta N_2 = MP) \wedge (\Delta G_v = Z) \wedge (\Delta T_2 = Z) \wedge (\Delta R = MP)$	То $Y_5 = АКС_4$

В процессе наполнения БД, помимо текущих измерений, дополнительно использованы прогнозные значения анализируемых параметров ПНК. Динамическая экспертная система с алгоритмом построения прогнозирующих моделей, методом диагностических матриц и правил нечеткой логики позволяет определять степень достоверности навигационной информации ЛА, а блок принятия решений, регулятор восстанавливают работоспособность ПНК, использование оценок и прогнозных значений погрешностей ИНС повышает достоверность навигационной информации ЛА.

Результаты моделирования. Выполнено моделирование тестовой математической модели погрешностей горизонтального канала базовой системы ПНК–ИНС. Показаны результаты работы алгоритма диагностики погрешностей ИНС. На рис. 5 и 6 приведены погрешность ИНС в определении скорости, скорость дрейфа ГСП, оценки адаптивным фильтром Калмана, а с момента T_1 — прогноз, полученный с помощью ГА. При моделировании для получения погрешности ИНС использована тестовая математическая модель. Поскольку в реальных условиях имеется информация об оценке, то она используется для диагностики состояния ПНК. Предложено использовать прогноз погрешности ИНС, чтобы заранее выявить момент выхода систем из зоны устойчивой работы.

Применение ДЭС значительно повышает эффективность диагностирования ПНК ЛА, так как позволяет оперативно анализировать разнообразную информацию по особенностям складывающейся ситуации и принимать решения по эксплуатации данного ПНК.

Результат работы системы контроля и диагностики ПНК с функцией восстановления представлен на рис. 6.

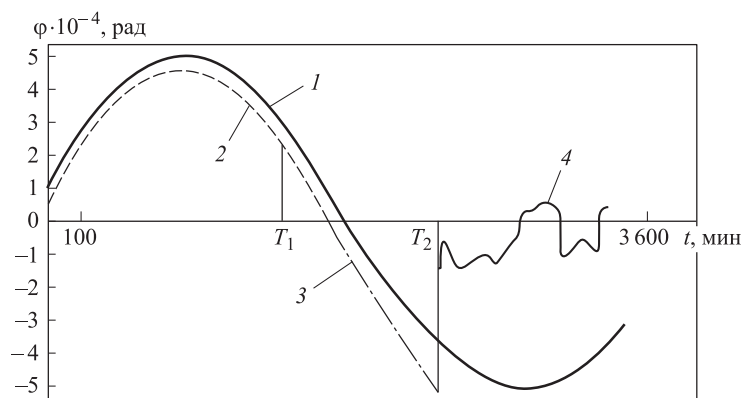


Рис. 6. Математическая модель изменения угла отклонения ГСП относительно вершины трехгранника (1), оценка угла отклонения ГСП адаптивным фильтром Калмана (2); прогноз угла отклонения ГСП (3); изменение угла отклонения ГСП при коррекции в структуре ИНС (4)

На основе прогноза погрешностей ИНС ПНК ЛА в момент времени T_2 принимается решение о переключении рабочего контура коррекции (на интервале T_1 – T_2 используется коррекция в выходном сигнале ИНС, а с момента T_2 — коррек-

ция в структуре ИНС с помощью регулятора). По сравнению с ИНС ПНК использование ИНС с разработанной системой контроля в стохастических условиях позволяет повысить в среднем на 8...11 % точность по результатам математического моделирования.

Исследованы особенности решения задач контроля и диагностики ПНК с использованием нечеткой ДЭС, процесс формирования БД, а также реализация FDI-метода. Построена диагностическая матрица ДЭС.

Формирование базы нечетких правил осуществляется на основе диагностической матрицы, строки которой легли в основу создания БЗ и функций принадлежности соответствующих лингвистических переменных.

Для отклонения оценки скорости дрейфа ГСП в 1 %, используя базу нечетких правил ДЭС, а также операцию пересечения нечетких множеств, получаем

$$\min \left(\begin{array}{l} \left| \mu_z \left(\Delta T_2^{(k)} \right) \right| \left| \mu_z \left(\Delta P_4^{(k)} \right) \right| \\ \left| \mu_z \left(\Delta P_6^{(k)} \right) \right| \left| \mu_z \left(\Delta F_C^{(k)} \right) \right| \end{array} \right) \rightarrow 0,85.$$

Это означает, что достоверность принятия решения об исправности ИНС составляет 0,85.

Для строки диагностической матрицы, соответствующей отклонению оценки скорости дрейфа ГСП 3 %, получим

$$\text{Min}(\mu_{z_{e_i}}) \rightarrow 0,59.$$

Достоверность принятия решения об исправности ИНС составляет 0,59, а для ее неисправного состояния коэффициент доверия будет 0,24. Данные величины говорят о том, что есть высокая вероятность выхода ИНС из зоны устойчивой работы.

Результаты анализа ДЭС совпадают с результатами исследований, проведенных в ходе стендовых испытаний ИНС. Результаты математического моделирования продемонстрировали работоспособность разработанных алгоритмов. Анализ результатов математического моделирования показал, что разработанное алгоритмическое обеспечение систем контроля и диагностики позволяет повысить эффективность навигационных систем и ПНК ЛА за счет заблаговременного выявления момента, когда информация становится недостоверной, и удержания ПНК в зоне устойчивой работы.

Выводы. Предложена универсальная структура редуцированной ДЭС с интеллектуальной компонентой — акцептором действия. Редуцированная структура ДЭС позволяет реализовать функцию контроля авионики современных маневренных атмосферных ЛА в серийных БЦВМ.

Эволюционные алгоритмы построения прогнозирующих моделей в системе контроля позволяют вычислять прогнозные значения погрешностей систем авионики ЛА и предотвратить выход из диапазона устойчивой работы.

Разработана система контроля и диагностики с функцией восстановления для современного ПНК ЛА на основе нечеткой ДЭС. Предлагаемые системы

контроля и диагностики с использованием ДЭС и комплекс алгоритмов контроля обеспечивают работоспособность и отказоустойчивость оборудования ЛА и позволяют получать достоверную информацию о параметрах ЛА в полете.

ЛИТЕРАТУРА

1. George M.S. Aerospace avionics systems: a modern synthesis. Academic Press, 1993. 466 p.
2. Andrew H.J. Stochastic processes and filtering theory. Dover Publications, 2007. 400 p.
3. Пролетарский А.В., Чжо Зин Хтут. Система диагностики бортовых измерительных средств // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 1. С. 25–28.
4. Чжо Зин Хтут, Селезнева М.С., Пролетарский А.В., Неусыпин К.А. Система контроля прицельно-навигационного комплекса ЛА // Автоматизация. Современные технологии. 2017. № 7. С. 314–318.
5. Рыбина Г.В., Мозгачев А.В., Шаницер Д.И., Блохин Ю.М. Динамические интеллектуальные системы на основе интегрированных экспертных систем // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2012. № 5. С. 13–20.
6. Рыбин В.М., Самхарадзе Т.Г., Щербаков Н.С. Применение динамических интегрированных экспертных систем для интеллектуального управления // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2012. № 4. С. 29–32.
7. Anokhin P.K. Biology and neurophysiology of the conditioned reflex and its role in adaptive behavior. Pergamon Press, 1974. 592 p.
8. Neusylin K.A., Proletarsky A.V., Shen Kai, et al. Aircraft self-organization algorithm with redundant trend // Journal of Nanjing University of Science and Technology. 2014. No. 5. P. 602–607.
9. Джанджава Г.И., Рогалев А.П., Бабиченко А.В., Сухоруков С.Я. Интегрированная динамически реконфигурируемая система комплексной обработки информации бортовых комплексов навигации, управления и наведения // Авиакосмическое приборостроение. 2002. № 6. С. 8–14.
10. Неусыпин К.А. Системный синтез систем управления с интеллектуальной компонентой // Автоматизация. Современные технологии. 2007. № 3. С. 35–39.
11. Shen Kai, Selezneva M.S., Neusylin K.A., Proletarsky A.V. Novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles // Metrology and Measurement systems. 2017. No. 2. P. 347–356.
12. Емельянов В.В., Курейчик В.В., Курейчик В.М. Теория и практика эволюционного моделирования. М.: Физматлит, 2003. 432 с.
13. Шэнь Кай, Неусыпин К.А. Исследование критериев степеней наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости линейных динамических систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. № 11. С. 723–731.
14. Селезнева М.С., Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А. Динамический системный синтез алгоритмического обеспечения навигационного комплекса летательного аппарата // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 2. С. 36–42.

Пролетарский Андрей Викторович — д-р техн. наук, профессор, декан факультета «Информатика и системы управления», заведующий кафедрой «Компьютерные системы и сети» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Чжо Зин Хтут — аспирант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Селезнева Мария Сергеевна — аспирантка кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Шэнь Кай — аспирант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Неусыпин Константин Авенирович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Пролетарский А.В., Чжо Зин Хтут, Селезнева М.С., Шэнь Кай, Неусыпин К.А. Разработка системы диагностики прицельно-навигационного комплекса летательного аппарата с использованием редуцированной экспертной системы и эволюционных алгоритмов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2018. № 4. С. 80–96.
DOI: 10.18698/0236-3933-2018-4-80-96

DEVELOPMENT OF AIRCRAFT ARMAMENT AND NAVIGATION DIAGNOSIS SYSTEM BASED ON THE REDUCED EXPERT SYSTEM AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS

A.V. Proletarskiy
Chzho Zin Khtut
M.S. Selezneva
Shen Kai
K.A. Neusypin

pav_mipk@mail.ru
shenkaichn@yandex.ru
m.s.selezneva@mail.ru
shenkaichn@mail.ru
neusypin@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The purpose of the article was to study the armament and navigation system of a modern maneuverable aircraft. Within the research, we investigated the problem of monitoring operability and performance of this system. As a result, we developed a control system based on the dynamic expert system and the theory of P. Anokhin functional systems. Moreover, a structure of a reduced dynamic expert system with an intellectual component is proposed. The intellectual component uses an operation acceptor which includes algorithms for estimating and constructing models, predicting and comparing the results. A diagnosis and control system with a recovery function has been developed to preserve the performance of the armament and navigation system, based on a fuzzy expert system and evolutionary algorithms for constructing predictive models

Keywords

Armament and navigation system, diagnosis and control system, dynamic expert system, intelligent component, fuzzy expert system

Received 11.09.2017
© BMSTU, 2018

REFERENCES

- [1] George M.S. Aerospace avionics systems: a modern synthesis. Academic Press, 1993. 466 p.
- [2] Andrew H.J. Stochastic processes and filtering theory. Dover Publications, 2007. 400 p.
- [3] Proletarskiy A.V., Chzho Zin Khtut. Diagnostic system of the board measuring devices. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii* [Automation. Modern Technology], 2016, no. 1, pp. 25–28 (in Russ.).
- [4] Chzho Zin Khtut, Selezneva M.S., Proletarskiy A.V., Neusypin K.A. Control unit of navigation target acquisition system of aircraft. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii* [Automation. Modern Technology], 2017, no. 7, pp. 314–318 (in Russ.).
- [5] Rybina G.V., Mozgachev A.V., Shantser D.I., Blokhin Yu.M. Dynamic intelligent systems based on integrated expert systems. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics], 2012, no. 5, pp. 13–20 (in Russ.).
- [6] Rybin V.M., Samkharadze T.G., Shcherbakov N.S. Using of dynamic integrated expert systems for intelligent control. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics], 2012, no. 4, pp. 29–32 (in Russ.).
- [7] Anokhin P.K. Biology and neurophysiology of the conditioned reflex and its role in adaptive behavior. Pergamon Press, 1974. 592 p.
- [8] Neusypin K.A., Proletarskiy A.V., Shen Kai, et al. Aircraft self-organization algorithm with redundant trend. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2014, no. 5, pp. 602–607.
- [9] Dzhandzhgava G.I., Rogalev A.P., Babichenko A.V., Sukhorukov S.Ya. Integrated dynamically reconfigurable complex information processing system of onboard navigation, control and targeting system. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2002, no. 6, pp. 8–14 (in Russ.).
- [10] Neusypin K.A. System synthesis of the control systems with intellectual component. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii* [Automation. Modern Technology], 2007, no. 3, pp. 35–39 (in Russ.).
- [11] Shen Kai, Selezneva M.S., Neusypin K.A., Proletarskiy A.V. Novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles. *Metrology and Measurement Systems*, 2017, no. 2, pp. 347–356.
- [12] Emel'yanov V.V., Kureychik V.V., Kureychik V.M. Teoriya i praktika evolyutsionnogo modelirovaniya [Theory and practice of evolutionary modeling]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003. 432 p.
- [13] Shen Kai, Neusypin K.A. Study of the criteria for the degrees of observability, controllability and identifiability of the linear dynamical systems. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie* [Mechatronics, Automation, Control], 2016, no. 11, pp. 723–731.
- [14] Selezneva M.S., Shen Kai, Proletarskiy A.V., Neusypin K.A. Dynamic system synthesis of algorithmic support for navigation systems of aircrafts. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics], 2017, no. 2, pp. 36–42 (in Russ.).

Proletarskiy A.V. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Dean of the Faculty of Informatics and Control Systems, Head of the Department of Computer Systems of Manufacturing Automation, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Chzho Zin Khtut — post-graduate student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Selezneva M.S. — post-graduate student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Shen Kai — post-graduate student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Neusypin K.A. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Proletarskiy A.V., Chzho Zin Khtut, Selezneva M.S., Shen Kai, Neusypin K.A. Development of Aircraft Armament and Navigation Diagnosis System Based on the Reduced Expert System and Evolutionary Algorithms. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2018, no. 4, pp. 80–96 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3933-2018-4-80-96