

ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЛИК И МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ АВИАЦИОННОЙ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ—ВОЗДУХ» МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ

Захаров И.В.* , Трубников А.А.** , Решетников Д.А.***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

* e-mail: il-ya-zakharov@yandex.ru

** e-mail: a-trubnikov@inbox.ru

*** e-mail: grapler@yandex.ru

Рассматриваются технический облик и методическое обеспечение программно-аппаратного комплекса для проведения оперативной оценки технического состояния управляемой авиационной ракеты класса «воздух—воздух» малой дальности в условиях эксплуатирующей организации с применением метода функционального контроля.

Ключевые слова: программно-аппаратный комплекс, метод функционального контроля, стенд гармонических колебаний, система наведения, система управления ракеты, датчики линейного ускорения, датчики углового ускорения.

Введение

В изменяющихся условиях технической эксплуатации (ТЭ) современных ракет для поддержания их надежности и боеготовности на требуемом уровне проводится инструментальный контроль их технического состояния. При этом инструментальный контроль ракет является ключевой операцией как при хранении, так и при подготовке их к применению по назначению.

Статистика отказов подсистем ракет в современной системе их технической эксплуатации (СТЭ) показывает, что до 70% отказов при проведении инструментального контроля приходится на систему наведения (СН), из них более половины — на систему управления ракеты (СУР). Наиболее остро указанная проблема проявилась для управляемых авиационных ракет (УАР) класса «воздух—воздух» малой дальности. Это обусловлено тем, что именно ракеты класса «воздух—воздух» малой дальности (РВВ МД) реализуют наиболее напряженные режимы наведения на цель. Конечный результат наведения РВВ МД в таких режимах определяется качеством функционирования замкнутого контура всей СН — от ее головки самонаведения (ГСН) до рулевых приводов (РП) с учетом перекрестных и

последовательных связей в каналах управления СУР — и, в особенности, работой ее датчиков [1].

Вместе с тем при использовании существующего методического обеспечения штатных систем контроля (СК) состояние и качество функционирования датчиков СУР РВВ МД не наблюдаемы. О техническом состоянии датчиков СУР — датчиков линейного ускорения (ДЛУ) и датчиков углового ускорения (ДУУ) — судят только по косвенным параметрам, не определяя их основных параметров (коэффициентов передачи др.). Это может значительно снизить методическую достоверность контроля СН РВВ МД.

Решение этого вопроса традиционными способами [2—5] в рамках параметрического контроля весьма затруднительно, так как придется значительно увеличить объем и время контроля, потребуются внесение аппаратных изменений в СН ракет и аппаратуру СК. Это в современной СТЭ РВВ МД неприемлемо из-за весьма значительных экономических затрат.

Вместе с тем решение указанной проблемы возможно на основе использования метода функционального контроля (МФК) и его реализации на базе программно-аппаратного комплекса (ПАК ФК).

1. Методическое обеспечение ПАК ФК

Под функциональным контролем в соответствии с [6] будем понимать контроль, осуществляемый во время функционирования объекта, на который поступают рабочие воздействия. Размыкание прямых и обратных связей в контуре СН проверяемого объекта или подача некоторых тестовых воздействий, приводящих к неправильному функционированию, считаются недопустимыми.

Научно-методические основы функционального контроля определяются методами моделирования теории подобия, а также методом гармонического баланса теории автоматического управления. Реализация функционального контроля для СН РВВ МД предполагает использование следующих принципов:

1. Организация схемы контроля осуществляется методом дублирования.
2. Для построения наблюдателя состояния используется полная математическая модель объекта функционального контроля (ОФК) — идеальный объект.
3. Для минимизации размерности схемы контроля по входам применяется единое первичное воздействие на элементы СН ракеты (первичный стимулирующий сигнал) с помощью стенда гармонических колебаний (СГК).
4. Характер первичного воздействия позволяет повысить наблюдаемость контролируемых сигналов СН ракеты и оценить техническое состояние датчиков СУР, контроль которых штатными СК в условиях эксплуатации не предусмотрен. Введение некоторого элемента аппаратурной избыточности в виде СГК является платой за повышение наблюдаемости ОФК.

5. Режим контроля определяется топологией схемы контроля и предусматривает приведение СН ракеты в нормальное рабочее состояние с формированием естественного сквозного контура функциональных связей от входа СН — её ГСН и датчиков СУР до выходов — РП. Другими словами, проверка СН при ФК проходит не в специальном режиме, а в режиме нормального функционирования.

6. ФК элементов СН ракеты проводится в пространстве сигналов, при этом используется словарь дефектов. Вместе с тем в ходе дополнительной обработки информации определяются значения параметров СН, что позволяет говорить о контроле в пространстве параметров.

7. Время непосредственного контроля СН, связанное с приведением ее в рабочее состояние, измеримо с временем функционирования при при-

менении по назначению (порядка 20—25 с). Остальное время общей процедуры ФК СН приходится на дополнительную обработку информации, когда наличие ракеты в схеме контроля не требуется, следовательно, экономится назначенный ресурс РВВ МД.

8. Выявление факта неправильного функционирования проводится на основе индикатора рассогласования Δ сигналов с ОФК и его модели.

На рис. 1 представлена схема функционального контроля, она включает в себя реальный объект — СН ракеты (собственно ОФК) и идеальный объект — модель СН (М ОФК).

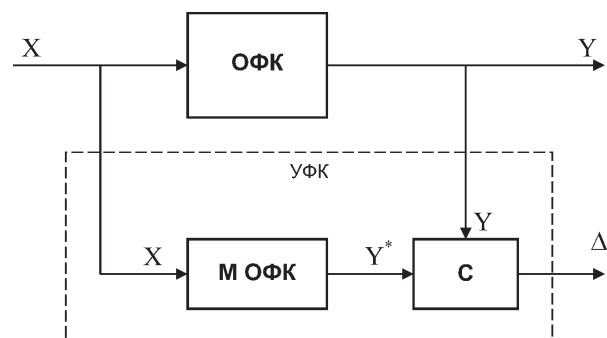


Рис. 1. Схема функционального контроля

На входы ОФК и М ОФК синхронно поступает сигнал X . С выходов ОФК и М ОФК снимается реакция в виде сигналов Y и Y^* соответственно. Реакция ОФК и М ОФК в виде сигналов Y и Y^* подается на индикатор рассогласования C (сумматор с инвертирующим входом). Индикатор рассогласования C реализует контрольное условие

$$\Delta = Y - Y^* = 0, \quad (1)$$

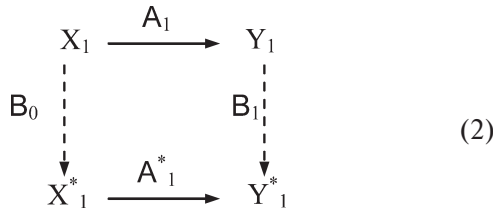
которое должно выполняться непрерывно.

Метод дублирования получил широкое распространение во многих областях техники и несмотря на некоторую критику, касающуюся сложности его реализации средствами вычислительной техники, остается самым востребованным. Это обусловлено возможностью использования широкого спектра моделей ОФК в зависимости от целей и вида объекта ФК, начиная от простейших конечных автоматов и логических моделей и заканчивая значительно более точными и полными динамическими моделями.

Кроме того, размерность модели ОФК совпадает с размерностью реального объекта — СН УАР. Но при необходимости размерность модели может быть уменьшена с помощью приемов упрощения (редуцирования).

Для анализа ОФК как динамической системы в приведенной схеме контроля используем метод операторных диаграмм, где вершины соответствую-

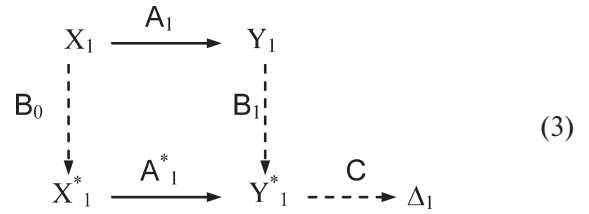
ют входным и выходным сигналам ОФК, а ребра — операторам, преобразующим входные сигналы в выходные. Рассмотренной выше схеме контроля с объектом размерностью $n = 1$ соответствует операторная диаграмма (2):



где X_1 — входной сигнал объекта контроля;
 A_1 — оператор реального объекта контроля;
 Y_1 — выходной сигнал объекта контроля;
 B_0 — оператор преобразования (передачи) реального сигнала X_1 во входной сигнал X^*_1 модели объекта контроля;
 X^*_1 — входной сигнал модели объекта контроля;
 A^*_1 — оператор модели объекта контроля;
 Y^*_1 — выходной сигнал модели объекта контроля;
 B_1 — оператор преобразования (передачи) реального выходного сигнала Y_1 к выходному сигналу Y^*_1 модели объекта контроля.

Итак, на вход ОФК, реализованного оператором A_1 , поступает физический сигнал X_1 . С выхода ОФК снимается реакция оператора A_1 на сигнал X_1 , реакция оператора A_1 представлена сигналом Y_1 . Сигналы X_1 и Y_1 ОФК преобразуются соответствующими операторами B_0, B_1 в цифровую форму для использования в модели ОФК, реализованной в некотором вычислительном устройстве. Операторы B_0, B_1 реализуют функции алфавитно-цифрового преобразователя (АЦП) и в общем виде идентичны: $B_0 = B_1 = \dots = B_n$. При построении операторных диаграмм принято считать операторы $B_0 = B_1 = \dots = B_n$ безынерционным звеном с единичным коэффициентом передачи. Присвоение нижнего индекса оператору характеризует общее число АЦП, характеризующее размерность схемы контроля.

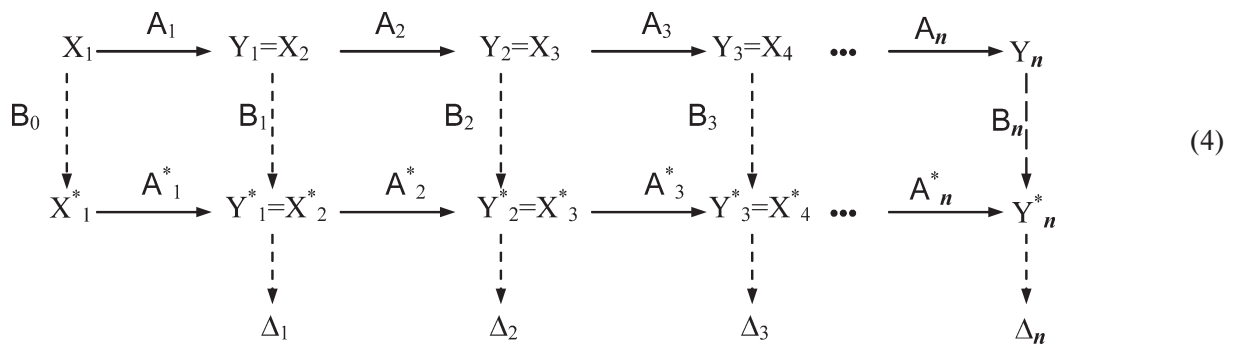
Если в объекте функционального контроля отсутствуют дефекты, то ребра диаграммы коммутативны. Если в ОФК присутствует дефект, то коммутативность ребер диаграммы нарушается. В этом случае приводят расширенную оператором C диаграмму (3):



где C — оператор вычитания сигналов Y_1 и Y^*_1 ;
 Δ_1 — сигнал рассогласования.

Результатом вычитания выходных сигналов реального ОФК и идеального объекта является сигнал рассогласования Δ_1 .

Диаграмма (3) отображает схему контроля ОФК минимальной размерности, в реальности СН УАР как объект ФК является многомерной системой и включает два идентичных основных канала управления и канал крена СУР. Кроме того, основные каналы управления включают в себя ряд вложенных контуров с определенным функциональным назначением. Примем, что размерность контуров в первом канале СН равна n . Тогда такой СН как объекту ФК соответствует схема контроля, представленная диаграммой вида (4):



где $A_1 - A_n$ — операторы внутренних контуров канала управления СН;
 $A^*_1 - A^*_n$ — операторы моделей внутренних контуров канала управления СН как объектов контроля.

На диаграмме (4) представлен канал СН как многомерного ОФК, в котором оператор A_1 является ГСН ракеты, а оператор A_n — это рулевой привод АР. Соответственно, сигнал X_1 — угловое отклонение линии визирования цели, а сигнал Y_n — угловое отклонение рулевого привода.

Выбор размерности и, особенно, промежуточных сигналов определяется:

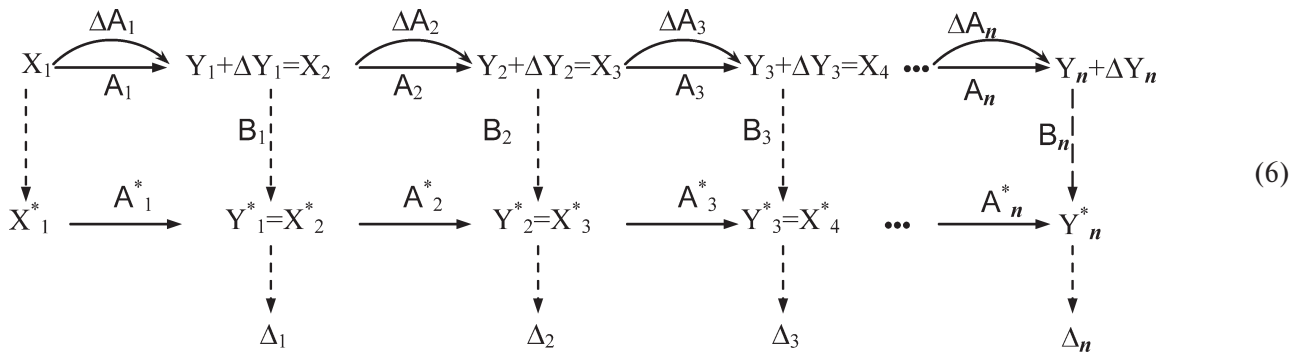
- целью ФК (вид и количество наблюдаемых сигналов Δ_n);
- структурой связей в канале СН;
- наличием контрольных точек для съема информации.

Часто размерность сигнала Δ_n называют кратностью дефектов.

Возникновение параметрических дефектов в контурах СН $A_1 + \Delta A_1$ обуславливает искажение промежуточных сигналов:

$$\begin{cases} Y_1 + \Delta Y_1 = F(A_1 + \Delta A_1, X_1); \\ \dots \\ Y_n + \Delta Y_n = F(A_n + \Delta A_n, X_{n-1}), \end{cases} \quad (5)$$

что приводит к искажению диаграммы (4) и она принимает вид (6):



В результате функционального контроля СН с параметрическими дефектами (5) получают кратные дефекты $\Delta_1 - \Delta_n$ многомерного объекта функционального контроля.

Операторной диаграмме (6) можно сопоставить эквивалентную схему функционального контроля (рис. 2) одного канала управления СН. На схеме контроля сквозной контур СН дефрагментирован на n частных объектов ФК. Каждому ОФК поставлен в соответствие наблюдатель H_i , где $i = \overline{1, n}$. Основой каждого наблюдателя являются математическая модель частного ОФК и индикатор отказа (ИО).

Размерность ОФК и особенности формирования векторов входных X и выходных Y сигналов обусловлены структурой СН ракеты и топологией реализованных в ней функциональных связей между элементами в канале управления.

Таким образом, для реализации схемы контроля (рис. 2) структура канала СН была поделена на n основных операторов, среди которых:

- модель контура формирования сигналов ГСН ракеты;

- модель контура формирования параметра наведения;

- модель контура формирования параметра управления, в том числе модель контура формирования сигнала отрицательной обратной связи по перегрузке на основе ДЛУ и модель контура формирования сигнала отрицательной обратной связи по угловой скорости на основе ДУУ;

- модель контура исполнительных устройств СН.

Принятие решения о результате S ФК (см. рис. 2) осуществляется по несоответствию выходных сигналов ОФК аналогичным сигналам его модели при условии идентичности структуры контура СН и входных сигналов с использованием нормы подобия математической модели ОФК и самой СН [7].

Совокупность n -наблюдателей и блок принятия решений (БПР) образуют информационно-измерительную систему (ИИС). Для реализации ИИС, а

также для приведения ОФК — СН РВВ МД в рабочее состояние используется оборудование, составляющее аппаратную часть программно-аппаратного комплекса функционального контроля.

2. Аппаратурная часть программно-аппаратного комплекса функционального контроля

Аппаратурная часть ПАК ФК предназначена для обеспечения всех фаз процедуры функционального контроля СН ракеты путем приведения подсистем ракеты в рабочее состояние, формирования пусковых команд, подачи на ракету первичного стимулирующего воздействия, синхронного съема информации с контрольных точек СН ракеты и ее дальнейшей обработки по алгоритмам МФК.

Для выполнения указанных операций аппаратная часть ПАК ФК включает в свой состав:

- информационно-измерительную систему;
- систему энергоснабжения;
- стенд гармонических колебаний (СГК);
- излучатель в инфракрасном (ИК) диапазоне длин волн.

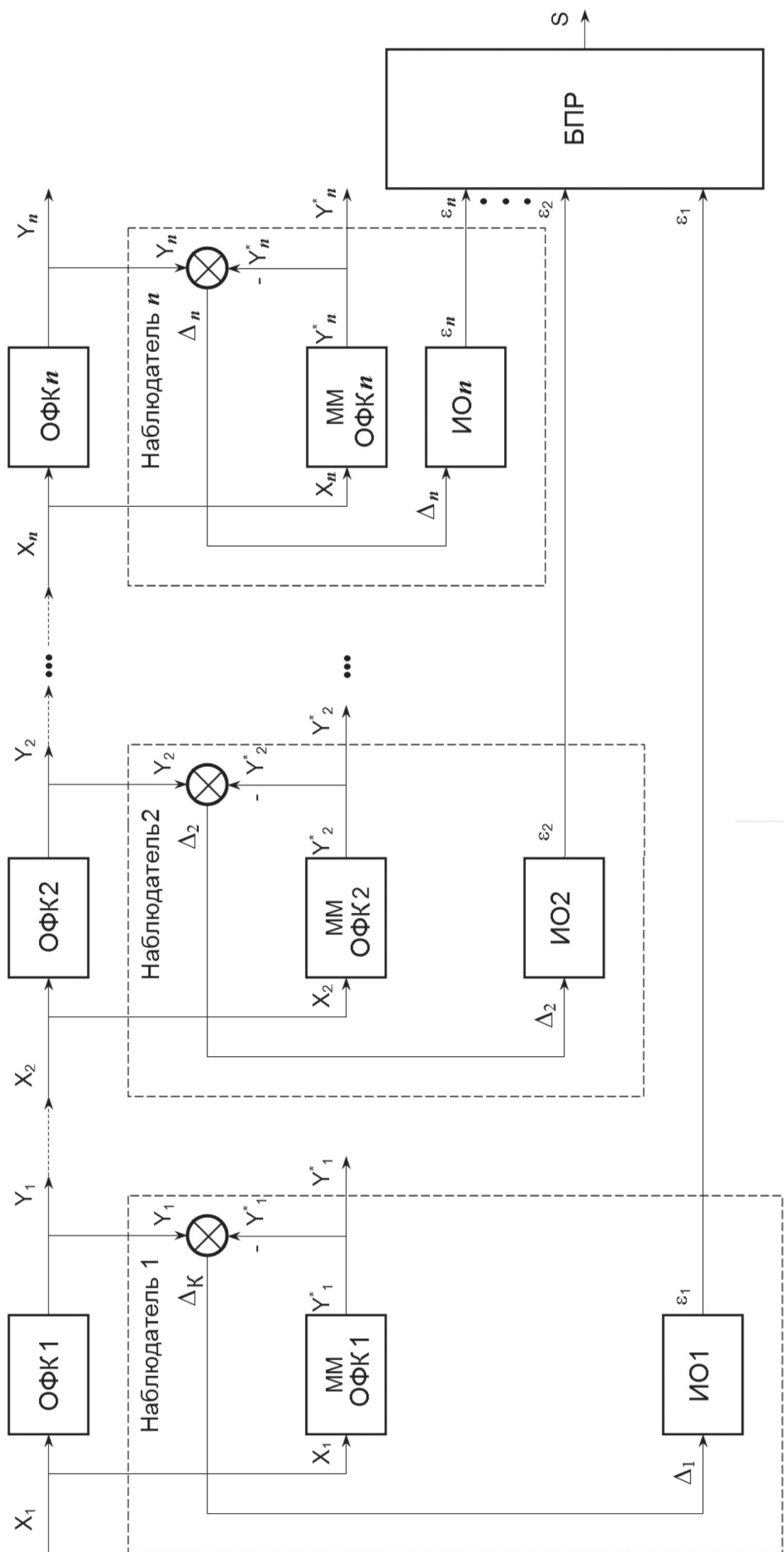


Рис. 2. Схема функционального контроля одного канала управления системы наведения

Структурная схема аппаратной части ПАК ФК показана на рис. 3.

ИК-излучатель предназначен для имитации теплового излучения от цели. ИК-излучатель запи-

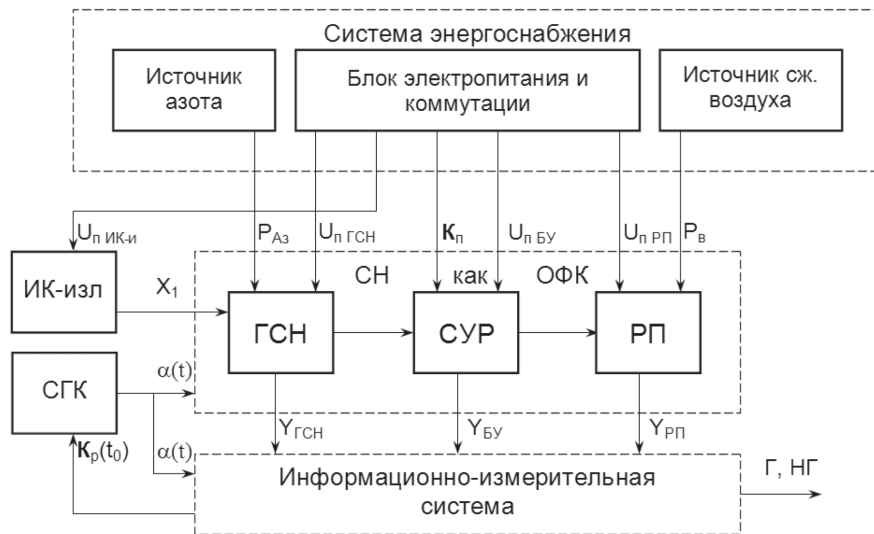


Рис. 3. Структурная схема аппаратной части ПАК ФК

Рассмотрим подробнее состав элементов аппаратной части ПАК ФК. В состав системы энергоснабжения входят:

- блок электропитания и коммутации;
- источник азота;
- источник сжатого воздуха.

Блок электропитания и коммутации предназначен для: обеспечения потребителей ПАК ФК требуемыми напряжениями питания, подачи предпусковых команд (K_p) в СН ракеты для формирования рабочего контура связей, а также подачи пусковой команды (синхронно с $K_p(t_0)$) для инициирования старта временных зависимостей в контуре СУР. Потребителями блока электропитания и коммутации являются ИК-излучатель, ГСН и СУР ракеты, а также рулевые приводы каналов управления.

Источник азота предназначен для охлаждения фотоприемника ГСН ракеты до требуемого состояния. В качестве источника азота использован типовой источник из состава штатной позиции — машины УГЗСМ с азотным блоком и комплектом азотных шлангов.

Для обеспечения функциональных связей от системы энергоснабжения к СН ракеты используется устройство связи, которое снаряжается на ракету при проведении ФК.

Источник сжатого воздуха предназначен для снабжения рулевых приводов ракеты энергией сжатого газа для их функционирования при проведении ФК. В качестве источника сжатого воздуха использован типовой источник из состава штатной позиции — станция УКС с типовым пневмоблоком и комплектом шлангов.

тывается напряжением постоянного тока 6,3 В, устанавливается неподвижно в картинной плоскости ГСН по строительной оси ракеты.

Стенд гармонических колебаний является основной механической задающей частью ПАК ФК. СГК реализует свободные гармонические затухающие колебания корпуса ракеты. Стенд оснащен электромеханическим арретиром, срабатывающим по команде $K_p(t_0)$ от ИИС. В конструкции стенда реализован датчик угла, выдающий в ИИС сигнал $\alpha(t)$ углового отклонения подвижной системы СГК.

Информационно-измерительная система ПАК ФК предназначена для многоканального съема информации в реальном времени с контрольных точек СН УАР ($Y_{ГСН}(t), Y_{СУР}(t), Y_{РП}(t)$) и датчика угла СГК $\alpha(t)$, а также ее обработки по алгоритмам ФК. Для этого в состав ИИС входят два идентичных набора АЦП для двух каналов СН ракеты, электронный ключ для выдачи команды разарретирования $K_p(t_0)$ на СГК и вычислительное устройство.

Вычислительное устройство ИИС реализовано на специализированной платформе PXI компании National Instrument. В рамках синтеза аппаратной части ПАК ФК его ИИС выполнена на базе трех отдельных вычислительных устройств.

1. При реализации ИИС для ФК ГСН использовано вычислительное устройство на основе контроллера PXIe-8135, установленного в шасси PXIe-1065, 18-Slot 3U PXIe/PXI Chassis.

2. При реализации ИИС для ФК контура СУР также использовано вычислительное устройство на

основе контроллера PXIe-8135, установленного в шасси PXIe-1065, 18-Slot 3U PXIe/PXI Chassis.

3. При реализации ИИС для ФК контура РП ракеты использовано вычислительное устройство на основе контроллера PXIe-8135, установленного в шасси PXIe-1062Q.

Для синхронизации процессов измерения и обработки информации при проведении ФК элементов СН — ГСН, СУР, РП в составе ИИС ПАК ФК использован модуль синхронизации NI PXIe-6672.

Выводы

В статье предложено оригинальное решение для оценки технического состояния контура системы наведения РВВ МД, повышающее методическую достоверность контроля. Реализация МФК позволяет более точно определить состояние датчиков СУР, что невозможно при использовании только штатных СК. Для проведения процедуры ФК используется ПАК ФК, что позволяет избежать внесения аппаратных изменений в СН РВВ МД и их штатных СК. Проведен синтез методического и аппаратного обеспечения ПАК ФК, позволяющий расширить область наблюдаемых технических состояний объекта контроля [8] и более достоверно оценить запас работоспособности СН РВВ МД.

Библиографический список

1. Захаров И.В., Минсафин В.С., Татаренко Д.С. Некоторые приложения методов функционального кон-

троля для оценки технического состояния УАР класса «воздух—воздух» малой дальности // Моделирование авиационных систем. Сборник докладов. — М.: ГНЦ РФ ФГУП ГосНИИАС, 2011. Т. 1. С. 537—544.

2. Заковряшин А.И. Метод количественных оценок технических состояний сложных систем // Труды МАИ. 2014. № 72. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=47270>
3. Заковряшин А.И. Конструирование РЭА с учетом особенностей эксплуатации. — М.: Радио и связь, 1988. — 120 с.
4. Заковряшин А.И., Агалецкий П.С. Элементы интегрированной логистической поддержки сложных систем // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=28070&PAGEN_2=2
5. Заковряшин А.И. Интеллектуальная система технического диагностирования // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=28071&PAGEN_2=2
6. ГОСТ 20911-89. Техническая диагностика. Основные термины и определения. — М.: Изд-во стандартов, 1989. — 13 с.
7. Жирабок А.Н., Шумский А.Е. Функциональное диагностирование нестационарных динамических систем // Автоматика и телемеханика. 1989. №11. С. 146-154.
8. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Методические предпосылки количественной оценки технического состояния некоторого класса сложных технических систем // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 66-73.

AIRBORNE SHORT-RANGE AIR-TO-AIR MISSILE GUIDANCE SYSTEM SOFTWARE/HARDWARE COMPLEX TECHNICAL LAYOUT AND METHODOLOGICAL SUPPORT

Zakharov I.V.^{*}, Trubnikov A.A.^{**}, Reshetnikov D.A.^{***}

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

**e-mail: il-ya-zakharov@yandex.ru*

***e-mail: a-trubnikov@inbox.ru*

****e-mail: grapler@yandex.ru*

Abstract

Based on the present-day maintenance conditions of modern missiles the paper reveals essential factors, which determine their reliability and readiness support at the required level. This, in its turn, allows establish that up to 70% of failures during instrumental control relate to guidance system, and more than half of them falls at the missile control system. The above mentioned problem manifested itself most acutely with short-range

air-to-air airborne missiles. This implies the effective solution of missile control problem by employing guidance system functional control method and its realization based on hardware/software complex.

The paper suggests an original solution for short-range air-to-air airborne missile guidance-system loop technical condition, enhancing its functional control methodological efficiency, confirmed by methodological and hardware support synthesis.

Functional control scientific and methodological basics are determined by theory of similarity modeling and automatic control theory harmonic balance methods. The functional control effectiveness achieved with this method is determined by basic concepts inherent to the complete mathematical model structure, using the original inciting signal, generated by standard harmonic oscillations installation. These basic concepts include generation of such initial impact, which allow enhance missile guidance system controlled signals observability in system normal operation mode in space of parameters control.

The direct guidance system direct control time is one of the important parameters, related to its activation. This time is comparable to missile operation while intended application. It ensures the short-range air-to-air airborne missile specified life substantial saving.

Effectiveness of the methodological approach used by authors is supported by developing the guidance system software and hardware functional control complex that prevents introduction of changes to the guidance system hardware and sensors regular system. Thus, the possibility of practical implementation of the methodology, suggested by the authors, into field aerospace forces of the Russian Federation is guaranteed.

Keywords: hardware and software system, functional control method, harmonic oscillations installation, guidance system, missile control system, linear acceleration sensors; angular acceleration sensors.

References

1. Zakharov I.V., Minsafin V.S., Tatarenko D.S. *Modelirovanie aviatsionnykh sistem. Sbornik dokladov*. Moscow, GNTs RF FGUP GosNIIAS, 2011, vol. 1, pp. 537-544.
2. Zakovyashin A.I. *Trudy MAI*, 2014, no. 72, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=47270>
3. Zakovyashin A.I. *Konstruirovaniye REA s uchetom osobennostey ekspluatatsii* (Design of electronic equipment with account for operation specifics), Moscow, Radio i svyaz', 1988, 120 p.
4. Zakovyashin A.I., Agaletskii P.S. *Trudy MAI*, 2011, no. 49, available at: http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=28070&PAGEN_2=2
5. Zakovyashin A.I. *Trudy MAI*, 2011, no. 49, available at: http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=28071&PAGEN_2=2
6. *Tekhnicheskaya diagnostika. Osnovnye terminy i opredeleniya GOST 20911-89* (Technical diagnostics. Basic terms and definitions, State Standart 20911-89), Moscow, Standarty, 1989, 13 p.
7. Zhirabok A.N., Shumskii A.E. *Avtomatika i telemekhanika*, 1989, no. 11, pp. 146-154.
8. Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 66-73.