

# КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ СИСТЕМ

---

---

УДК 621.396.6

## МОДЕЛЬ ЗАДАЮЩЕЙ ЧАСТИ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ

Захаров И.В.<sup>\*</sup>, Трубников А.А.<sup>\*\*</sup>, Решетников Д.А.<sup>\*\*\*</sup>

*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*

---

Рассматривается модель задающей части программно-аппаратного комплекса (ПАК) функционального контроля, конструктивно выполненная в виде стенда гармонических колебаний. Стенд гармонических колебаний в составе программно-аппаратного комплекса позволяет реализовать в условиях эксплуатирующей организации метод функционального контроля для оценки технического состояния измерителей системы наведения управляемой авиационной ракеты класса «воздух-воздух».

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

---

### Введение

Важность и неукоснительная обязательность выполнения боевых задач современными управляемыми авиационными ракетами класса «воздух—воздух» (РВВ) по борьбе с воздушными целями определяет высокие требования к их надежности и боеготовности. Для этого в системе технической эксплуатации (СТЭ) РВВ проводится цикл операций, ключевой из которых является проведение оценки технического состояния (ТС) бортовой аппаратуры (БА) ракет. Для этого применяются штатные автоматизированные системы контроля (АСК).

Статистика эксплуатационных отказов БА РВВ показывает, что большая часть отказов приходится на систему наведения (СН) ракет. Для разных классов РВВ — малой, средней и большой дальности (МД, СД и БД соответственно) количественные показатели отказов СН значительно различаются. Наиболее остро статистика эксплуатационных отказов проявляется для РВВ МД: в среднем на СН приходится до 70% всех отказов БА ракет. Одна из возможных причин этого — наиболее интенсивное использование данного типа ракет для проведения учебно-боевой подготовки летного состава.

Вместе с тем, проявление отказов СН ракет может наиболее негативно отразиться на результатах боевого применения РВВ МД, потому что именно этот класс ракет реализует наиболее сложные и напряженные режимы наведения на воздушные цели (ВЦ). Расширение номенклатуры современных ВЦ и совершенствование их тактико-технических характеристик, реализация режимов сверхманевренности и снижения заметности значительно повышают требования к точности и надежности основных измерителей СН — головки самонаведения (ГСН) и датчиков системы управления ракетой (СУР).

Однако при использовании существующего методического обеспечения штатных АСК состояние и качество функционирования датчиков СУР РВВ МД не наблюдаемы. Так, при реализации типовых алгоритмов контроля штатными АСК 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 и др.). Это может значительно снизить методическую достоверность контроля СН РВВ МД.

Для решения указанной проблемы в [1–3] предложено использовать метод функционального контроля (ФК), в [4, 5] предложена реализация метода ФК СН РВВ МД на базе программно-аппаратного комплекса (ПАК) ФК.

### 1. Методы и средства реализации ФК СН РВВ МД

В [1–5] изложены научно-методические основы функционального контроля, они обусловлены применением методов гармонического баланса теории автоматического управления [6], а также методами моделирования теории подобия [7]. Для реализации ФК измерителей СН РВВ МД используется схема функционального контроля, представленная на рис. 1.

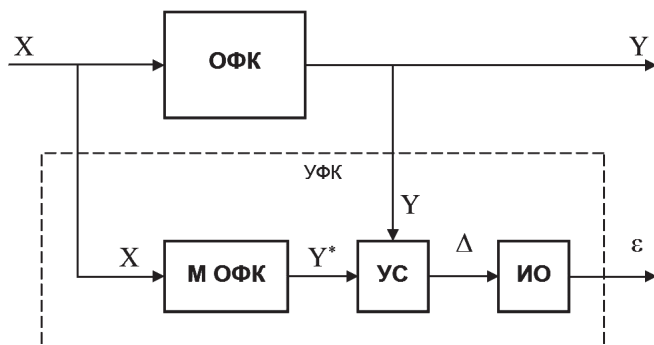


Рис. 1. Схема функционального контроля

Организация схемы контроля осуществляется методом дублирования, она включает в себя объект функционального контроля (ОФК), это реальный объект — собственно СН ракеты, а также полную математическую модель объекта функционального контроля (М ОФК) — идеальный объект. На входы ОФК и М ОФК синхронно подается стимулирующий сигнал X.

С выходов ОФК и М ОФК снимается реакция в виде сигналов Y и Y\* соответственно. Сигналы Y и Y\* поступают на устройство сравнения (УС) — сумматор с инвертирующим входом. УС реализует контрольное условие

$$\Delta = Y - Y^* \tag{1}$$

В идеальном случае

$$\Delta = Y - Y^* = 0 \tag{2}$$

рассогласование сигналов ОФК и его модели должно быть нулевым. Однако на практике выражение (2) не выполняется даже для нового ОФК, что обусловлено воздействием различных помех и внутренних шумов в контурах СН и схемы контроля. Поэтому для нормирования величины рассогласования сигналов Δ в схему ФК введен индикатор отказа (ИО), реализующий контрольное условие с признаком отказа

$$\epsilon = \begin{cases} 0, & \text{если } \epsilon_{\max} > \epsilon > \epsilon_{\min}; \\ 1, & \text{если } \epsilon \leq \epsilon_{\min} \text{ или } \epsilon \geq \epsilon_{\max}, \end{cases} \tag{3}$$

которое должно выполняться непрерывно.

Для обеспечения всех фаз процедуры функционального контроля СН ракеты, т.е. приведения подсистем ракеты в рабочее состояние, формирования пусковых команд, подачи на ракету первичного стимулирующего воздействия X, синхронного съема информации Y с контрольных точек СН ракеты и ее дальнейшей обработки по алгоритмам ФК (1)–(3), разработан ПАК ФК (рис. 2).

Для использования схемы ФК СН РВВ МД (см. рис. 1) и выполнения операций (1)–(3) в устройстве функционального контроля (УФК) реализована совокупность моделей основных измерителей СН как ОФК. Среди них модель ГСН ракеты, 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.

Для минимизации размерности схемы контроля по входам применяется единое первичное воз-

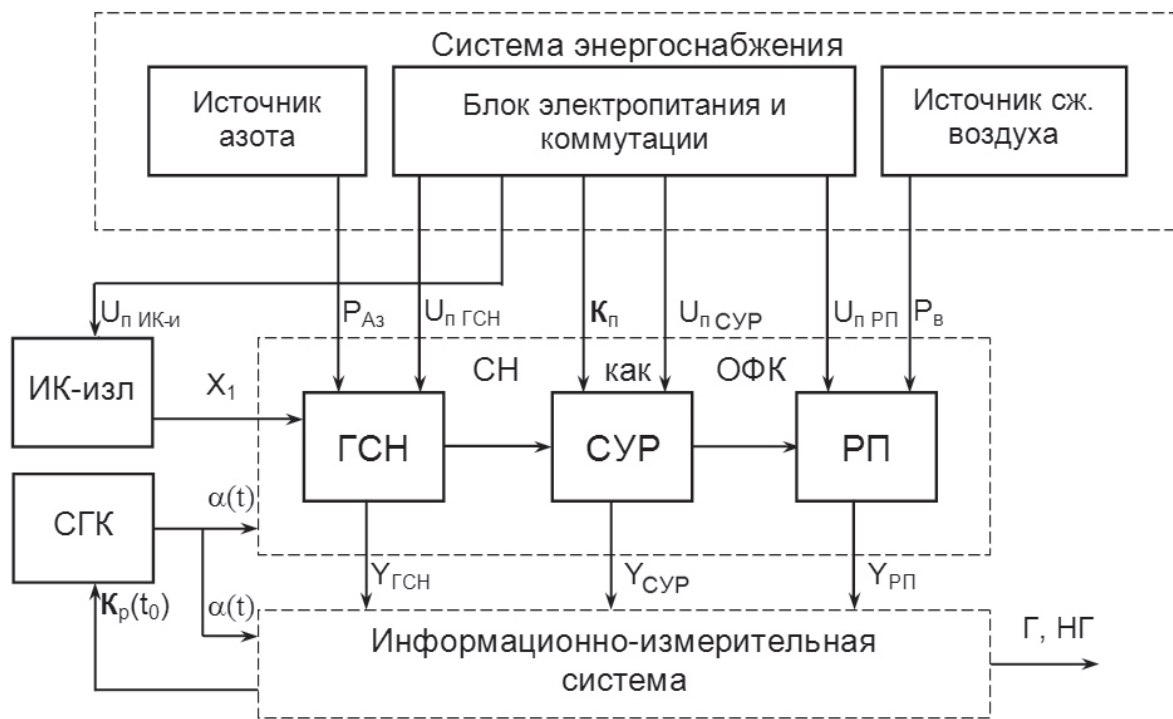


Рис. 2. Структурная схема аппаратной части ПАК ФК

действие  $x(t) = \alpha(t)$  на элементы СН ракеты (первичный стимулирующий сигнал) с помощью стенда гармонических колебаний (СГК). Для замыкания связей схемы ФК необходимо знать основные закономерности функционирования СГК как задающей части первичного стимулирующего воздействия X ПАК ФК. Рассмотрим их.

**2. Назначение и состав элементов контура СГК — ракета**

Стенд гармонических колебаний является основной механической задающей частью ПАК ФК СН ракеты класса «воздух-воздух» малой дальности. СГК реализует первичное стимулирующее воздействие с известными параметрами на датчики СУР ракеты и ее ГСН. Структура контура СГК — ракета включает в себя несущую систему (НС), подвижную систему (ПС), колебательную систему (КС), измерительную систему (ИС) (рис. 3).

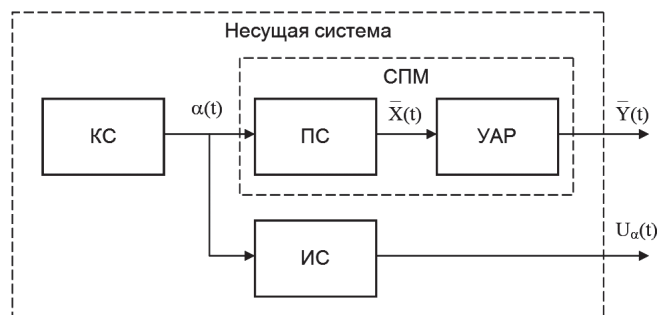


Рис. 3. Структурная схема контура СГК — ракета

Подвижная система с уложенной в нее ракетой и дополнительным вспомогательным контрольным оборудованием образует сбалансированную подвижную массу (СПМ).

Несущая система является конструктивной основой СГК и обеспечивает жесткое или шарнирное кинематические крепления к ней остальных систем. Подвижная система обеспечивает свободу вращения корпуса ракеты  $\pm\alpha$  в вертикальной плоскости СГК, включает в себя подвижные элементы СГК в осевом шарнирном подвесе, а также элементы крепления ракеты с дополнительными устройствами контроля.

Колебательная система инициирует свободные гармонические затухающие колебания ПС по некоторому закону  $\alpha(t) = \alpha_0 \cos(\omega t + \varphi)$ , которые кинематикой стенда преобразуются в вектор вторичных стимулирующих воздействий  $\bar{X}(t)$  на датчики СУР ракеты и ее ГСН. Измерительная система СГК преобразует механическое движение ПС в электрический сигнал  $U_\alpha(t)$ .

Таким образом, СГК является механической системой, задающей единое первичное стимулирующее воздействие  $\alpha(t)$  на ракету, с которой снимаются сигналы реакции  $\bar{Y}(t)$  СН ракеты на вторичные стимулирующие воздействия  $\bar{X}(t)$ . Для

последующей обработки информации об измерениях  $\bar{Y}(t)$  СН с датчика угла (ДУ) СГК снимается сигнал  $U_{\alpha}(t)$  положения ПС в пространстве.

### 3. Кинематическая схема СГК

Рассмотрим один из возможных вариантов построения СГК для существующей ракеты класса «воздух-воздух» малой дальности. На рис. 4 показана кинематическая схема СГК.

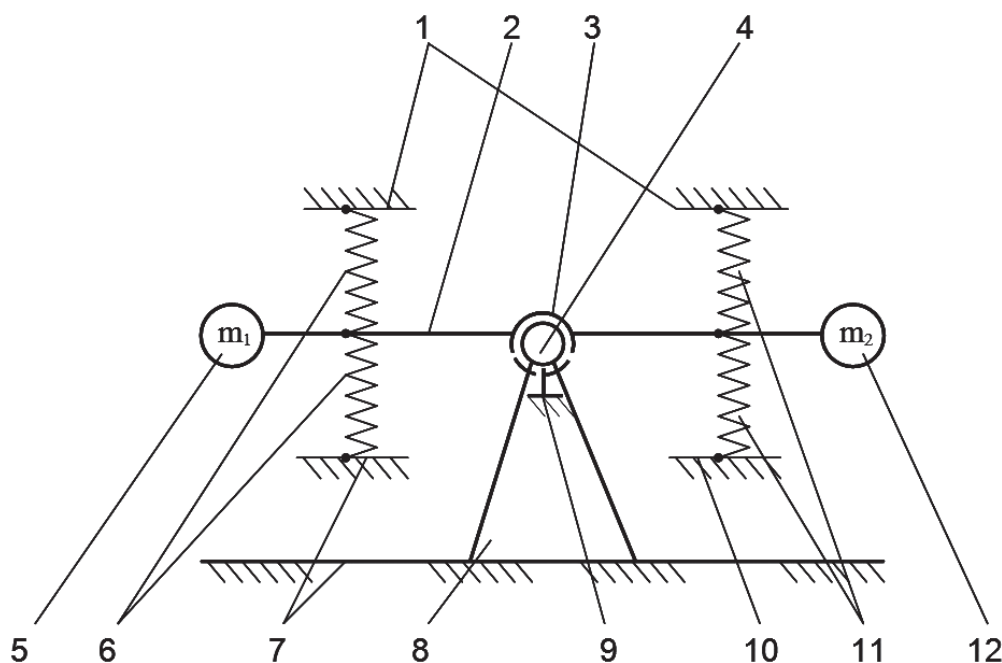


Рис. 4. Кинематическая схема СГК: 1, 7, 10 — жесткое горизонтальное основание СГК; 2 — подвижная рама; 3 — шарнирный узел подвижной рамы; 4 — ось крепления шарнира подвижной рамы с ДУ; 5 — суммарная масса левой части рамы; 6 — блок пружин; 8 — вертикальная балка СГК; 9 — стопорный механизм; 11 — блок пружин; 12 — суммарная масса правой части рамы

СГК представляет собой жесткое горизонтальное основание 7 и набор балок 8; в верхней части вертикальной балки реализован осевой шарнирный узел 4 со стопорным механизмом 9, имеющим три фиксированных угловых положения. На оси 4 помещена подвижная рама 2 с шарниром 3. Подвижная рама 2 имеет одну степень свободы — угловое вращение вокруг оси 4 ее крепления. Кроме того, подвижная рама имеет сбалансированную относительно оси крепления массу  $m_1 = m_2$ , подвешенную на одинаковых плечах  $L_1 = L_2$  (рис. 5). Угловое вращение  $\pm\alpha(t)$  подвижной рамы вокруг оси ее крепления ограничено упругим действием блоков пружин 6, 11, предотвращающих удар по упору основания 7, 10. В СГК использованы две пары идентичных блоков пружин. Для измерения параметра углового отклонения  $\pm\alpha$  рамы от нулевого положения  $O_1O_2$  используется датчик угла.

ракеты в виде периодического механического вращательного движения корпуса ракеты по закону затухающих гармонических колебаний.

Для проведения ФК ракета укладывается на качалку и закрепляется упорами в биссекторной плоскости стабилизации и управления СН. Корпус ракеты с качалкой имеет одну степень свободы, вращательное движение его относительно осевой точки  $O_1$  возможно только в вертикальной плоскости. Составляющие вращательного движения корпуса ракеты, воспринимаемые датчиками СУР и ГСН:

$\omega_{1,2}$  — угловая скорость вращения — чувствительный элемент ДУУ 1,2-го каналов СУР (и далее  $\dot{\omega}_{1,2}$ );

$n_{1,2}$  — перегрузка — ДЛУ 1,2-го каналов СУР;

$\Omega_{1,2}$  — угловая скорость линии визирования цели — ГСН ракеты;

$\varphi_{1,2}$  — угол пеленга цели — ГСН ракеты.

Примем, что закон движения корпуса УАР на СГК и, по существу, первичное стимулирующее воздействие является некоторой непрерывной гладкой функцией:

$$\alpha(t) = F_{\alpha}(\bar{B}_{\Pi}, t), \tag{4}$$

где  $\alpha(t)$  — текущее значение угла наклона строительной оси корпуса ракеты относительно нулевого положения  $O_1O_2$ ;

$\bar{B}_{\Pi}^T = \|B_{\Pi 1}, B_{\Pi 2}, \dots, B_{\Pi r}\|$  — вектор параметров первичного стимулирующего воздействия, на элементы которого накладываются некоторые ограничения;

$F_{\alpha}(\bullet)$  — известный оператор преобразования.

Ограничения, накладываемые на элементы вектора  $\bar{B}_{\Pi}^T$  параметров первичного стимулирующего воздействия, определяются конструктивными особенностями СГК. Накладываемые ограничения имеют следующий вид:

$$B_{\Pi i}^{\max} \geq B_{\Pi i} \geq B_{\Pi i}^{\min}, \quad i = \overline{1, r}, \tag{5}$$

где  $B_{\Pi i}^{\max}, B_{\Pi i}^{\min}$  — максимальные и минимальные возможные значения  $i$ -го параметра соответственно.

Для углового отклонения  $\pm\alpha$  качалки СГК вышеуказанные ограничения имеют вид:

$\alpha = 45^\circ$  для крайнего верхнего положения корпуса ракеты, соответствующего положению  $O_1O_3$  подвижной рамы СГК;

$\alpha = -45^\circ$  для крайнего нижнего положения корпуса ракеты, соответствующего положению  $O_1O_4$  подвижной рамы СГК.

Для определения вторичных стимулирующих воздействий на входы датчиков СУР и ГСН в конструкции СГК реализован датчик угла (ДУ). В качестве ДУ использован прецизионный сигнальный потенциометр. С ДУ снимается сигнал углового отклонения  $\pm\alpha$  качалки СГК, датчик установлен на оси вращения качалки так, что в положении  $O_1O_2$  качалки СГК он выдает нулевой сигнал  $\alpha = 0$ .

По текущему сигналу  $\pm\alpha(t)$  с ДУ, при известных кинематических параметрах контура СГК — ракета, определяются вторичные стимулирующие воздействия (рис. 5):

$$\omega_{1,2}^* = F_{\omega}(\alpha(t), C_1, t); \tag{6}$$

$$n_{1,2}^* = F_n(\alpha(t), C_2, t); \tag{7}$$

$$\Omega_{1,2}^* = F_{\Omega}(\alpha(t), C_3, t), \tag{8}$$

где  $\omega_{1,2}^*$  — вычисленное значение угловой скорости, воспринимаемой ЧЭ ДУУ;

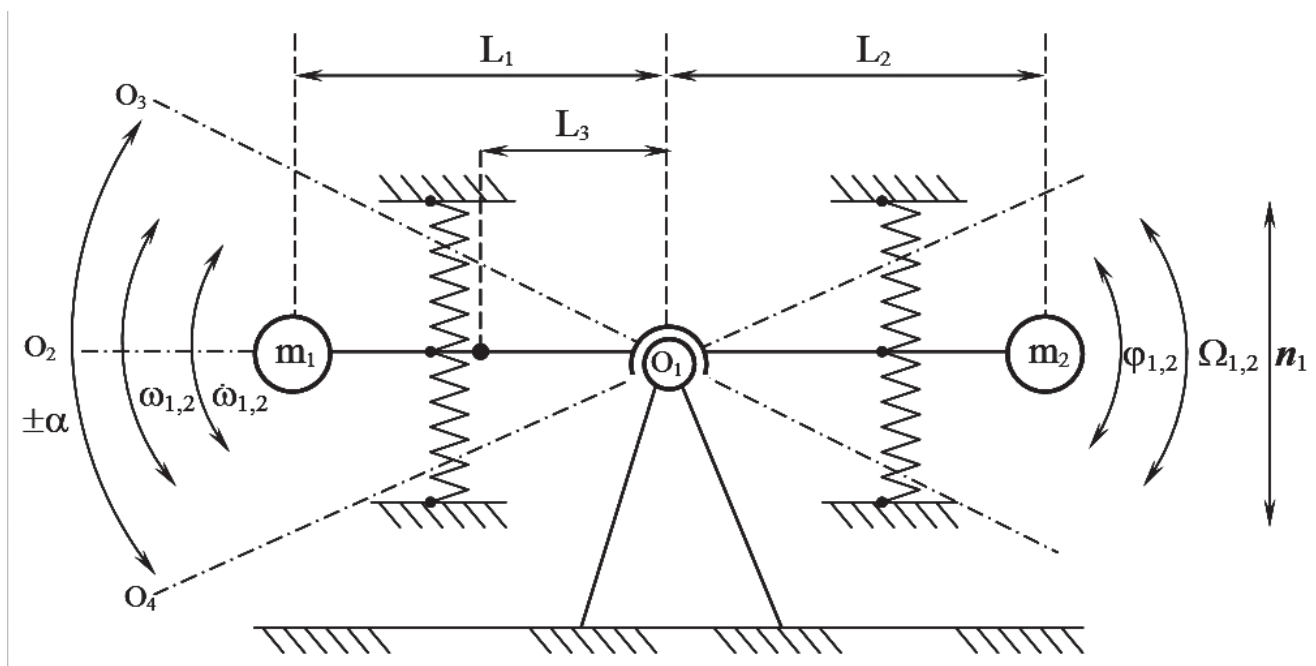


Рис. 5. Кинематические соотношения конструкции СГК

$n_{1,2}^*$  — вычисленное значение текущей перегрузки, воспринимаемой ДЛУ;

$\Omega_{1,2}^*$  — вычисленное значение угловой скорости линии визирования цели, измеренное ГСН;

$F_\omega(\bullet), F_n(\bullet), F_\Omega(\bullet)$  — некоторые операторы преобразований;

$C_1, C_2, C_3$  — некоторые параметры кинематических связей в контуре СГК— СН ракеты.

*Допущение 1.* Примем, что параметры  $C_1, C_2, C_3$  кинематических связей в контуре СГК — СН ракеты изначально заданы и неизменны в процессе функционирования СГК:  $C_1 = \text{const}, C_2 = \text{const}, C_3 = \text{const}$ .

*Допущение 2.* Примем, что операторы преобразований  $F_\omega(\bullet), F_n(\bullet), F_\Omega(\bullet)$  известны и являются гладкими непрерывными функциями.

Тогда, с учетом того, что ДУ СГК измеряет кинематический параметр  $\pm\alpha(t)$ , порожденный вращательным движением корпуса ракеты, вторичные стимулирующие воздействия на датчики СУР и ГСН, обусловленные параметром  $\pm\alpha(t)$  также известны, сигналы с выходов датчиков СУР и ГСН будут зависеть от параметров их технического состояния и текущего сигнала  $\pm\alpha(t)$  с ДУ.

#### 4. Модель процесса гармонических колебаний в системе СГК-ракета

В исходном положении момент инерции  $J_{\text{ин}}$  сбалансированной подвижной массы СГК уравновешен моментом  $M_{\text{пр}}$  упругой силы от блока пружин:

$$J_{\text{ин}} = M_{\text{пр}}. \quad (9)$$

Уравнение выполняется при нахождении сбалансированной подвижной массы в положении устойчивого равновесия ( $O_1O_2$ ). Это равновесие обусловлено равенством потенциальной  $E_{\text{п}}$  и кинетической  $E_{\text{к}}$  энергии СПМ. При отклонении СПМ на некоторый угол  $\alpha_0$  баланс потенциальной  $E_{\text{п}}$  и кинетической  $E_{\text{к}}$  энергии СПМ нарушается в сторону увеличения потенциальной  $E_{\text{п}}$  энергии, что обусловлено деформацией пружин.

При отпуске отклоненной подвижной массы возникают собственные колебания СПМ около положения устойчивого равновесия. Эти колебания являются результатом быстрого изменения действующей на СПМ силы в виде толчка от освобожденной сжатой пружины. Движение СПМ описывается уравнением

$$J_{\text{ин}} \frac{d^2\alpha}{dt^2} = -\frac{k \cdot \alpha}{l} - b \cdot \frac{d\alpha}{dt}, \quad (10)$$

где  $\alpha$  — угол текущего отклонения СПМ;

$k \cdot \alpha$  — упругая сила блока пружин;

$l$  — известное плечо;

$J_{\text{ин}}$  — момент инерции СПМ;

$b$  — коэффициент демпфирования.

Первое вычитаемое в правой части уравнения (10) характеризует силу упругости блока пружин, второе вычитаемое характеризует силу трения. Перенесем члены правой части уравнения в его левую часть, получим уравнение движения СПМ в ходе колебательного процесса:

$$J_{\text{ин}} \frac{d^2\alpha}{dt^2} + b \cdot \frac{d\alpha}{dt} + \frac{k}{l} \cdot \alpha = 0. \quad (11)$$

Таким образом, подвижная система СГК совершает собственные колебания по гармоническому закону:

$$\alpha(t) = \alpha_0 \cos(\omega t + \varphi), \quad (12)$$

где  $\alpha(t)$  — угол текущего отклонения СПМ;

$\alpha_0$  — угол предварительного отклонения СПМ от положения равновесия;

$\varphi$  — начальная фаза колебаний;

$\omega$  — круговая частота колебаний.

Величина  $\alpha_0$  в уравнении (12) определяет максимальную амплитуду колебаний СПМ. Круговая частота колебаний  $\omega$  определяет период колебаний:

$$T = 2\pi / \omega. \quad (13)$$

Период колебаний зависит от момента инерции СПМ и упругости пружин:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{J_{\text{ин}}}{k}}. \quad (14)$$

Частота  $\omega$  собственных колебаний определяется свойствами СГК:

$$\omega = \frac{1}{\sqrt{\frac{J_{\text{ин}}}{k}}} = \sqrt{\frac{k}{J_{\text{ин}}}}. \quad (15)$$

Поэтому подбор частоты  $\omega$  собственных колебаний СГК осуществляется выбором жесткости пружин (аргумент  $k$ ) при неизменных кинематических па-

раметрах СГК и массы СПМ (аргумент  $J_{ин}$ ) в уравнении (15).

В любой реальной механической системе присутствуют силы трения, поэтому подвижные части СГК будут совершать затухающие гармонические колебания. Вернемся к уравнению колебательного процесса СГК (11) и разделим все слагаемые уравнения на массу СПМ, получим:

$$\frac{J_{ин}}{m} \frac{d^2\alpha}{dt^2} + \frac{b}{m} \cdot \frac{d\alpha}{dt} + \frac{k}{l \cdot m} \cdot \alpha = 0. \quad (16)$$

Отношение  $\frac{b}{m}$  у второго слагаемого уравнения называется удвоенным коэффициентом затухания колебаний:

$$\frac{b}{m} = 2\sigma. \quad (17)$$

Из уравнения (17) выразим параметр  $\sigma$ :

$$\sigma = \frac{b}{2m}. \quad (18)$$

Величина  $\sigma$  определяет изменение амплитуды колебаний за время  $\Delta t = T$ :

$$\frac{\Delta\alpha}{\alpha} = -\sigma\Delta t = -\frac{b}{2m} \Delta t. \quad (19)$$

С учетом параметра  $\sigma$  уравнение (12) колебаний подвижной системы СГК примет следующий вид:

$$\alpha(t) = \alpha_0 e^{-\sigma t} \cos(\omega t + \varphi), \quad (20)$$

где  $\alpha_0 e^{-\sigma t}$  — амплитуда затухания гармонических колебаний СПМ.

Таким образом, амплитуда колебаний СПМ и ее кинематические производные убывают во времени по экспоненциальному закону.

Для некоторого варианта конструктивного исполнения СГК с УАР и дополнительным диагностическим оборудованием (рис. 6) были проведены эксперименты по реализации ФК с использованием рассмотренных выше моделей.

В ходе эксперимента СГК устанавливался на стопор в положении  $0^0$ . На него укладывалась РВВ МД и фиксировалась, затем на ракету устанавливалось дополнительное контрольное оборудование. После стыковки дополнительного контрольного оборудования к ПАК ФК стопорный механизм освобождался, ракета с ПС отводилась вверх и снова устанавливалась на стопор под углом начального отклонения корпуса УАР  $\alpha_0 = 45^\circ$ . В этом положении РВВ МД удерживалась с помощью электро-механического стопора напряжением  $U_{ст} = +27$  В.

После прохождения технологической паузы в момент времени  $t = 1$ с стопорный механизм освобождался ( $U_{ст} = 0$  В), и ПС с корпусом РВВ МД

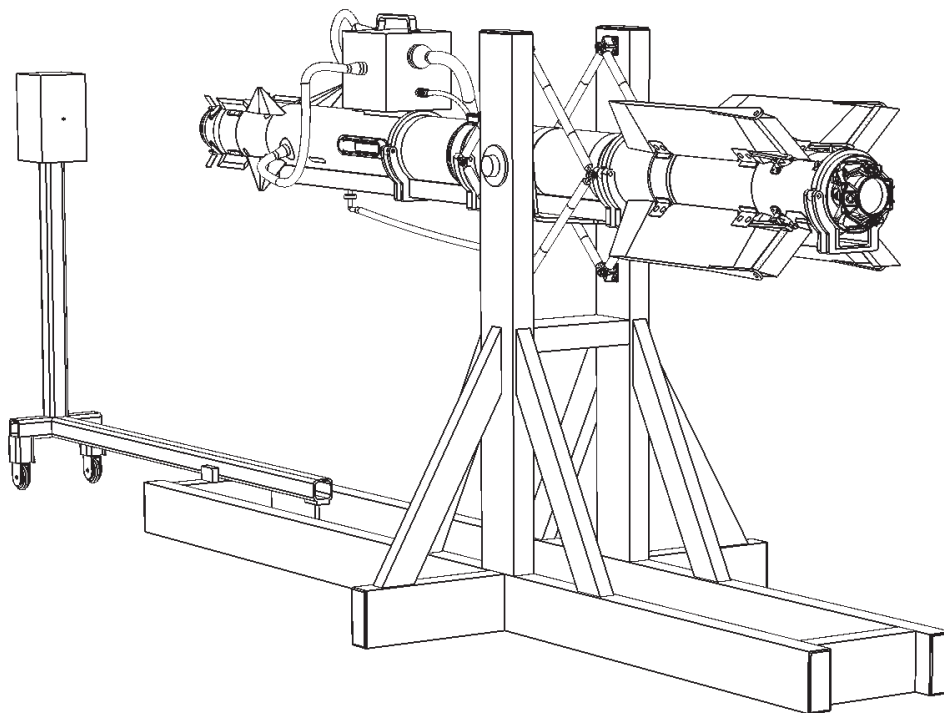


Рис. 6. Вариант конструктивного исполнения СГК

совершали гармонические колебания затухающего характера. С момента срабатывания фиксатора ПАК ФК проводилась регистрация информации  $\alpha(t)$  с ДУ средствами информационно-измерительной системы (ИИС) ПАК ФК.

На рис. 7 показаны сигналы стопорения  $U_{ст}$  и  $\alpha(t)$  с ДУ СГК, зарегистрированные аппаратурой ИИС.

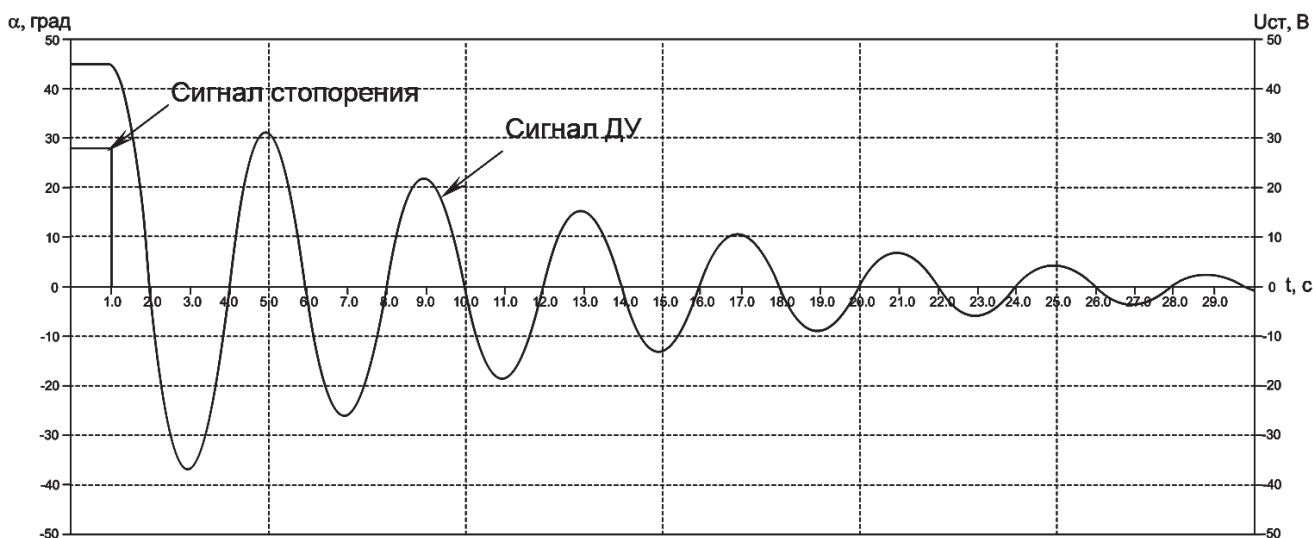


Рис. 7. Сигналы стопорения СГК и  $\alpha(t)$  с ДУ СГК

## Выводы

СГК является основной задающей частью ПАК ФК, формирующей единое первичное стимулирующее воздействие  $\alpha(t)$  на ракету при проведении ФК основных измерителей ее СН. Для замыкания схемы ФК необходимо задать корректное стимулирующее воздействие на ОФК, при этом исключив выход СПМ на резонансный режим, а также обеспечить функционирование элементов СН в линейной зоне, т.е. исключить выход сигналов СН на ограничения (5) по перегрузке для ДЛУ, по угловой скорости слежения за целью и углу пеленга для ГСН, и по угловой скорости вращения корпуса ракеты для ЧЭ ДУУ.

Для обеспечения «комфортного режима» гармонических колебаний для СН ракеты проводится подбор и регулировка конструктивных параметров СГК с использованием разработанной модели задающей части ПАК ФК. Кроме того, разработанная модель используется для формализации вторичных стимулирующих воздействий (6), (7), (8) от гармонических колебаний на чувствительные элементы ГСН, ДЛУ и ДУУ для определения в ИИС сигналов их реакций.

Проведенные эксперименты подтвердили адекватность и работоспособность разработанных моделей задающей части ПАК ФК, а также правильность выбранных конструктивных параметров (13), (14), (15), (18) элементов СГК, исключающих выход измерителей СН РВВ МД на ограничения и механические упоры.

## Библиографический список

1. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Применение метода функционального контроля для оперативной оценки технического состояния УАР класса «воздух-воздух» малой дальности // Сб. докладов IX Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов». — М.: МАИ, 2012. С. 417-421.
2. Захаров И.В., Решетников Д.А. Облик и методическое обеспечение программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы наведения УАР // Сб. тезисов 13-й Международной конференции «Авиация и космонавтика — 2014». — М.: МАИ, 2014. С. 528-530.
3. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Функциональный контроль системы наведения ракеты класса «воздух-воздух» малой дальности. Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов // Сборник докладов X Всероссийской юбилейной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов». — М.: МАИ, 2015. С. 290-294.
4. Обносов Б.В., Данеко А.И., Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Функциональный контроль



- подсистем ракеты класса «воздух-воздух» малой дальности // Труды МАИ. 2012. № 62. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35573>
5. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Технический облик и методическое обеспечение программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы наведения управляемой авиационной ракеты класса «воздух-воздух» малой дальности // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т.23. № 4. С. 103-110.
  6. Власов-Власюк О.Б. Экспериментальные методы в автоматике. — М.: Машиностроение, 1968. — 411 с.
  7. Советов Б.Я., Яковлев С.А. Моделирование систем. — М.: Высшая школа, 1985. — 271 с.

## FUNCTIONAL CONTROL SOFTWARE/HARDWARE COMPLEX MASTER SIDE MODEL

**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](mailto:il-ya-zakharov@yandex.ru)

\*\* e-mail: [a-trubnikov@inbox.ru](mailto:a-trubnikov@inbox.ru)

\*\*\* e-mail: [grapler@yandex.ru](mailto:grapler@yandex.ru)

### Abstract

With implementation of existing methodological support of regular automated verification systems (AVS) the state and performance of a short-range missile of air-to-air class (AAM SRM) control system sensors are unobservable. Thus, while regular AVS typical control algorithms realization technical state of control system sensors, such as linear accelerometers (LA), or angular accelerometers (AA) can be estimated through indirect parameters, without their basic parameters determination (transfer factor, etc.). This could significantly reduce methodological fidelity of guidance system control.

To solve the above said problem the authors offer implementation of functional control (FC) method. This method can be realized based on software/hardware complex (SHC).

The paper suggests scientific basics of functional control. They are stipulated by implementation of harmonic balance of automated control theory. The FC structure, organized by duplication method, was used to realize AAM SRM guidance system FC control sensors.

To minimize the control structure dimensionality at the inputs a single primary impact  $x(t) = \alpha(t)$  on the missile guidance system is applied using harmonic oscillation workbench (HOW). To close FC links one should be aware of HOW functioning as a master side of SHC.

HOW is the main preset part of SHC, generating a single primary stimulating effect  $\alpha(t)$  on the missile during FC of its guidance system sensors. To close FC

system it is necessary to set correct stimulating action on an FC object. It is necessary herewith to eliminate FC resonant mode, and ensure FC main sensors functioning in linear range, i. e. exclude: guidance system signals overload limiting for LAs; missile body spin velocity limiting for AA detection unit, as well as angular target tracking rate and locating angle limiting for target-seeking head (TSH).

To ensure harmonic oscillation “comfort mode” for the missile guidance system, selection and adjustment of HOS’s design values is carried out. For this purpose, the developed SHC FC master side model is used. In addition, the developed model is used for characterization of secondary stimulating effects on HOW, LA and AA detection units and determination of the signals of their reactions.

The process of HOW operation can be represented by a certain model in Laplace operator form. This model includes oscillating and measuring loops. The oscillating circuit dynamic model represents an oscillating link with time constant and damping factor, as well as nonlinearity of saturation type with known parameters, stipulated by HOW design specifics.

Measuring loop includes axial power transmission (PT) and inertia-free angular sensor. PT is free of reduction elements, and its gain  $K_{PT} = 1$ .

The conducted experiments on a certain HOW embodiment confirmed the adequacy and performance capacity the developed models of SHC FC master side, as well as correctness of the HOW design values, allowing eliminate AAM SRM guidance system’s signals limiting and their termination to stop.

**Keywords:** functional control method, software/hardware complex, harmonic oscillation workbench, guidance system, target-seeking head, missile control system, linear accelerometer, angular accelerometer.

## References

1. Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A. *Materialy IX Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problemy sovershenstvovaniya robototekhnicheskikh i intellektual'nykh sistem letatel'nykh apparatov"*, Moscow, 2012, pp. 417-421.
2. Zakharov I.V., Reshetnikov D.A. *Materialy XIII Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika – 2014"*, Moscow, 2014, pp. 528-530.
3. Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A. *Materialy X Vserossiiskoi yubileinoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problemy sovershenstvovaniya robototekhnicheskikh i intellektual'nykh sistem letatel'nykh apparatov"*, Moscow, 2015, pp. 290-294.
4. Obnosov B.V., Daneko A.I., Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 62, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=35573>
5. Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 103-110.
6. Vlasov-Vlasyuk O.B. *Ekspperimental'nye metody v avtomatike* (Experimental methods in automation), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 411 p.
7. Sovetov B.Ya., Yakovlev S.A. *Modelirovanie system* (Systems modeling), Moscow, Vysshaya shkola, 1985, 271 p.