

УДК 623.4.011

А.Б. Скорик, Н.Т. Грицына, Д.Ю. Кириченко, В.И. Снаговский

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОСТРОЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕНИЯ ЗУР И РАКЕТ ВОЗДУХ-ВОЗДУХ С РАДИОКОРРЕКЦИЕЙ

В статье анализируются особенности построения современных систем самонаведения с радиокоррекцией. Рассматриваются вопросы использования радиолиний коррекции, функционирования бортового вычислителя при реализации инерциального и квазиинерциального наведения с радиокоррекцией. Вводится новое понятие - система информационной поддержки ракеты.

Ключевые слова: полуактивное самонаведение, радиокоррекция, ГСН ЗУР, инерциальное управление, квазиинерциальное управление, линия радиокоррекции.

Введение

Постановка проблемы и анализ литературы. Одним из важнейших направлений совершенствования вооружения современных армий является оснащение их высокоточным оружием (ВТО). Особое значение при создании ВТО придается системам управления. В работах авторов были рассмотрены вопросы классификации современных и перспективных систем управления ракетами, и системы самонаведения с радиокоррекцией (СН с РК) выделены в отдельный класс. Подобные системы в настоящее время достаточно распространены. Системы СН с РК используются в ЗРК С-300В, БУК-М1, в истребительной авиации применяется ракета Р-27Э, также имеющая СН с радиокоррекцией.

В научных изданиях и учебных пособиях теория построения систем СН с РК описана недостаточно. В основном, информация о таких системах содержится в технических описаниях [1 – 3] на соответствующий образец вооружения.

Цель статьи. На примере ЗРК БУК-М1, С-300В и истребителя СУ-27, с ракетой *воздух-воздух* Р-27Э, рассмотреть особенности построения современных систем самонаведения с радиокоррекцией.

Основной материал

Боевое применение в локальных конфликтах советских зенитных ракетных комплексов "КУБ", С-200, американских ЗРК "Усовершенствованный ХОК", авиационных ракет "Спэрроу" продемонстрировали высокую эффективность систем с полуактивным самонаведением. Вместе с тем, стало вполне очевидным, что осуществление захвата цели головкой самонаведения ракеты до старта существенно ограничивает зону поражения комплекса. При захвате цели в воздухе дальность автономного наведения ракеты также ограничена, кроме того, возникли проблемы стрельбы по маневрирующим целям. Выходом из создавшегося положения стало

создание систем радиокоррекции, в которых информация, необходимая для наведения, передается на борт ракеты посредством специальных линий связи – радиолинии коррекции (ЛРК). Одним из первых ЗРК, в котором были реализованы системы СН с РК, стал ЗРК "БУК-М1" [2]. Передача информации по ЛРК, в ЗРК "БУК-М1", производится путем кодово-импульсной частотной модуляции сигнала подсвета. Такой способ передачи информации по ЛРК характерен практически для всех современных отечественных и зарубежных систем радиокоррекции. Отличия заключаются в вариантах модуляции.

В ЗРК "БУК-М1" модуляция непрерывного сигнала подсвета осуществляется тремя модулирующими частотами F1, F2, F3 соответствующими последовательности символов 1, 0, 1К информации. Каждый кадр передаваемой информации состоит из шести слов: – тактового синхрослова, в виде последовательности символов 1К, для выделения на борту ЗУР тактовой частоты и подстройки по фазе синхронизатора; – кадрового синхрослова (КСС) в виде определенного кода символов 1К и 0 - "адреса" различных ракет в залпе. КСС используется также для определения момента времени, с которого начинается прием информации; – четырех одинаковых информационнослов в виде кода из символов 1 и 0.

Через 2,5 с после старта команды РК с интервалом 2,6 с начинают передаваться на борт ракеты. Сигнал подсвета, излучаемый по боковым лепесткам ДН антенны РЛС, принимается специальной слабонаправленной антенной опорного приемника РГС. Состав передаваемой для ЗУР 9М38М1 информации РК приведен в табл. 1.

На начальном участке полета реализуется режим *квазиинерциального СН с РК*. В БВ осуществляется оценка текущей дальности \hat{D} , скорости сближения \hat{D} , угловой скорости вращения ЛВЦ в антенной системе координат $\hat{\omega}$ и формирование команд наведения ракеты по модифицированному методу пропорционального сближения.

Таблица 1
Информация РК для ЗУР 9М38М1

$\Delta D_{\text{лрк}}$ – сигнал поправки по дальности	
$\Delta \dot{D}_{\text{лрк}}$ – сигнал поправки по скорости сближения ракеты с целью	
$\Delta \omega$ – сигнал поправки угловой скорости (УС) вращения линии визирования цели (на борт ракеты передается в виде отдельных поправок по азимуту $\Delta \omega_{\text{А.лрк}}$ и наклону $\Delta \omega_{\text{Н.лрк}}$).	
к3 – НЛЦ	к19 – баллистическая цель

$$\hat{D} = D_0 - \int_0^t \dot{D} dt + \Delta D_{\text{лрк}}, \quad (1)$$

$$\hat{\dot{D}} = \dot{D}_0 + \frac{1}{2} \int_0^t (W_{\text{ха}} + W_{\text{хр}} + 2 \cdot C_q) dt + \Delta \dot{D}_{\text{лрк}}, \quad (2)$$

$$\hat{D} \cdot \hat{\omega} = W_{\text{н}} + 2 \cdot \hat{\omega} \cdot \hat{D} + C_{q\omega}, \quad (3)$$

$$\hat{\omega} = \omega_0 + \Delta \omega_{\text{лрк}}, \quad (4)$$

$$\lambda = \left[\frac{K_{\text{н}} \hat{\dot{D}} \hat{\omega}}{g \cdot \cos \varphi_{\text{а}}} + K_{\text{х}} \varphi_{\text{а}} n_{\text{х1}} + \Delta n_{\text{г}} \right] Y_{\text{ф}}. \quad (5)$$

При расчетах используются данные о дальности, скорости сближения и угловой скорости ЛВЦ, вводимые в полетное задание ЗУР до старта (D_0 , \dot{D}_0 , ω_0), данные РК; проекции полного ускорения ракеты: на оси антенной СК – $W_{\text{ха}}$, $W_{\text{н}}$, измеренные ДЛУ РГС; и в связанной СК – $W_{\text{хр}}$, измеренное ДЛУ автопилота; $K_{\text{н}}$ – коэффициент навигации; постоянные поправки для компенсации силы тяжести: $C_q = 6\text{м/с}^2$, $C_{q\omega} = 9,81\text{м/с}^2$, $\Delta n_{\text{г}}$; $K_{\text{х}}$ – коэффициент компенсации продольного ускорения $n_{\text{х1}}$; $\varphi_{\text{а}}$

– значение угла пеленга антенны РГС; $Y_{\text{ф}}$ – передаточная функция корректирующего фильтра.

Термин "квазиинерциальное" используется в связи с тем, что в ЗУР 9М38М1 отсутствует полноценная инерциальная система. В БВ рассчитываются параметры относительного движения ракеты и цели, задаваемые в виде модели линеаризованного кинематического звена (3). На рис. 1 приведена структурная схема бортового вычислителя ЗУР.

После захвата РГС сигнала цели или помехи ракета переключается в режим *полуактивного СМН с РК*. Для формирования команд наведения в уравнении (5) вместо значений $\hat{\omega}$, $\hat{\dot{D}}$ используются измеренные РГС угловая скорость ЛВЦ – \dot{q} и скорости сближения ракеты с целью $\dot{D}_{\text{пчн}}$.

При стрельбе по групповым целям и в условиях постановки противником мерцающих помех флуктуации мгновенного центра отражения приводят к раскачке угловой следящей системы РГС ЗУР и могут вызвать срыв сопровождения. В БВ ракет 9М38М1 в таких условиях реализуется оценка «сглаженных» координат, рассчитываемых на основе комплексирования данных РГС ракеты и данных РЛС СОУ, передаваемых по ЛРК.

$$\hat{\omega} = \frac{W_{\text{н}} - 2\hat{\omega}\hat{D} - K_1\hat{\dot{D}}(K_0\dot{q} - \hat{\omega}) + C_{q\omega}}{\hat{D}}, \quad (6)$$

где $K_1 = 1,3$; $K_0 = 7,0$ – весовые коэффициенты.

Системы *квазиинерциального СН с РК* использующие модели ЛКЗ, обладают низкой точностью оценки $\hat{\omega}$ на малых расстояниях до цели ($D_{\text{мин}}=2\text{км}$) и обеспечивают недостаточное (при стрельбе по перспективным СВН) превышение дальности пуска $D_{\text{п}}$ над дальностью захвата цели РГС D_3 .

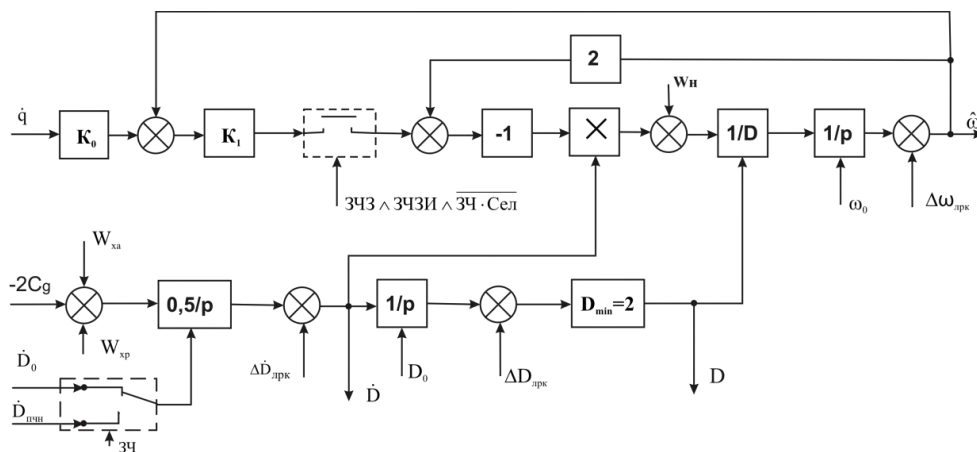


Рис. 1. Структурная схема бортового вычислителя ЗУР 9М38М1

Одной из первых ракет, использующих *инерциальную систему наведения с РК*, стала авиационная ракета Р-27Э [3]. Инерциальная система ракеты Р-27Э построена на базе трехстепенного гиросtabilизатора антенны, который выступает в качестве гиросtabilизированной платформы, несущей на себе датчики

линейных ускорений (именно поэтому подобные инерциальные системы называют *платформенными*). В ракете применен способ формирования команд наведения, который во многом схож с управлением при телеуправлении ТУ-1. В ТУ-1 управление ракетой организуется таким образом, чтобы обеспечить вывод

ракеты на вращающуюся в пространстве (из-за движения цели) линию РЛС – цель (или РЛС – предупрежденная точка встречи) и удержание ее на этой линии. Например, команды наведения, передаваемые на ракету в ЗРК С-125, содержат составляющие пропорциональные удалению ракеты от этой линии – h, скорости изменения этого расстояния.

$$\lambda(p) = \left[h(p) + \frac{pT_1}{1+pT_2} h(p) + h_g(p) \right] Y_\Phi(p), \quad (7)$$

где h_g – составляющая компенсации динамической ошибки наведения.

В системе наведения ракеты Р-27Э используется тот же принцип, только управление осуществляется относительно *невращающейся в пространстве опорной линии*. СУО истребителя перед пуском выдает команду на разворот антенны РГС, ось X которой перед сходом ракеты с самолёта выставляется параллельно линии прогнозируемой дальности "ракета-цель" в момент захвата, задавая, тем самым инерциальный базис (антенная СК), который не меняется в течение всего времени *инерциального СН с радиокоррекцией*. Величина угла выставки ($\Phi_{расч}$) оси X антенны определяется по формуле

$$\Phi_{расч} = -\frac{T_y^*}{3} \cdot \omega_0, \quad (8)$$

где T_y^* – оценка (в момент пуска) времени, оставшегося до разрешения захвата (РЗ).

В полученном инерциальном базисе рассчитываются линейные отклонения цели по соответствующим осям l_x, l_y, l_z и скорости их изменения

$\dot{l}_x, \dot{l}_y, \dot{l}_z$. Управление ракетой на инерциальном участке осуществляется таким образом, чтобы цель оказалась, и в дальнейшем удерживалась, на направлении оси X АСК, которая совпадает с равносигнальным направлением антенны РГС. Следовательно, задача управления ракетой на этапе *инерциального СН с РК* сводится к обнулению линейных отклонений l_y и l_z , и сведения к минимуму производных \dot{l}_y

и \dot{l}_z к моменту разрешения захвата: $l_x = l_{x3}$. После пуска ракеты, по ЛРК с истребителя СУ-27 на борт ракеты передаются поправки, которые формируются путём сравнения текущих измеренных координат и скорости цели, и пролонгированных на интервал коррекции по гипотезе прямолинейного равномерного движения. Для передачи дискретных значений $\Delta l_x, \Delta l_y, \Delta l_z, \Delta \dot{l}_x, \Delta \dot{l}_y, \Delta \dot{l}_z$ и разовых команд используется кодово-импульсная модуляция 2-х разрядным кодом (табл. 2). При передаче данных радиокоррекции единицы в каждом разряде кода, записанного в табл. 2, кодируются семиразрядными M-последовательностями (кодом Баркера) – 1110010, 1100101... (всего используется 7 таких кодов, получаемых друг из друга методом циклической перестановки). Отрицательные единицы 2-х разрядного кода шифруются с использованием обратных кодов. Выбор кода шифрования осуществляется летчиком перед пуском Р-27. Каждому выбранному коду соответствует своя частота литеры подсвета. Номер кода шифрования передается на УР Р-27Э в виде команды КОД БАРКЕРА.

Таблица 2

Информация РК для УР Р-27

Информация РК: Δl_i (м) \ $\Delta \dot{l}_i$ (м/с) разовые команды	300\150 РЗ		200\100 ГЦБ		100\50 ГЦМ		0\0 ГЦС		100\50 Г _x РЛС		200\100 -		300\150 ШП	
	1	1	1	0	0	1	0	0	0	-1	-1	0	-1	-1
2-х разрядный код														

Бортовой вычислитель РГС на инерциальном участке рассчитывает заданную перегрузку по следующей формуле

$$n_{зад z(y)} = \frac{0,4}{T_y^*} \cdot \left(\dot{l}_z(y) + \frac{1,5}{T_y^*} \cdot l_z(y) \right), \quad (9)$$

где
$$\begin{cases} T_y^* = \frac{l_x - 0,8l_{x3}}{|\dot{l}_x|} & \text{при } T_y^* > 3,5\text{с,} \\ T_y^* = 3,5\text{с} & \text{при } T_y^* \leq 3,5\text{с.} \end{cases}$$

В целях увеличения вероятности захвата цели ГСН и для плавного сопряжения управления на инерциальном участке и на участке самонаведения при выполнении пороговых условий:

$$|l_{z,y}| < l_{пор}, \quad \text{где } l_{пор} = 100 \text{ м и } |l_x| < l_{x3} \quad (10)$$

происходит доворот антенны РГС в направлении цели по сигналам БВ, причем этот доворот антенны

может происходить отдельно по каналам курса и тангажа по мере выполнения пороговых условий. После выполнения условий (10) в обоих каналах происходит переключение закона управления.

$$\lambda = \frac{N \cdot |\dot{l}_x|}{l_x} \cdot \left(\frac{|\dot{l}_x|}{l_x} \cdot l_{y,z} + \dot{l}_{y,z} \right), \quad (11)$$

где $N = 3$ – навигационная постоянная.

Доворот антенны приводит к разрушению инерциального базиса и невозможности дальнейшего использования РК. В БВ формируется запрет на прием и обработку команд РК.

Использование *платформенных инерциальных систем* для ЗУР наталкивается на значительные трудности в связи с ограничениями на большие углы прокачки РГС. Поэтому в ракете 9М83, применяемой в ЗРК С-300В, используется *бесплатформенная инерциальная система*, которая позволила

значительно повысит отношение дальности пуска к дальностью захвата цели РГС. Так, если для УР Р-27Э отношение $D_{п}/D_{з}=2,5$, то для С-300В $D_{п}/D_{з}=4...7,5$. В БВ ЗУР 9М83 [4] при формировании команд наведения модель относительного движения ракеты и цели задается в прямоугольной системе координат. В полетном задании и в командах РК координаты и скорость цели задаются в СК, связанной с пусковой установкой: $x_{цг}, y_{цг}, z_{цг}, \dot{x}_{цг}, \dot{y}_{цг}, \dot{z}_{цг}$. Координаты ракеты рассчитываются по данным инерциальной системы (ИСК): $x_{ри}, y_{ри}, z_{ри}, \dot{x}_{ри}, \dot{y}_{ри}, \dot{z}_{ри}$.

В процессе наведения ракеты осуществляется экстраполяция координат цели. Если по данным МСНР произошло изменение параметров движения цели, то уточненные координаты и скорость цели передаются в широком луче (60°) ДНА антенны РЛС пусковой установки.

В условиях, когда противник ставит активные помехи РГС ЗУР возникает необходимость удлинить этап инерциального наведения с радиокоррекцией. В этом случае в ЗРК С-300В используется командно-инерциальный метод наведения (КИМ – аббревиатура, введенная разработчиком, ни в коем случае не указывает на наличие теленаведения прим. авт.). При использовании инерциального самонаведения с радиокоррекцией ошибка наведения со временем возрастает, в первую очередь, за счет ошибок измерения координат ракеты инерциальной системой. В режиме КИМ координаты цели и координаты ракеты измеряются МСНР. Это позволяет в командах радиокоррекции, для уменьшения ошибок, передавать относительные координаты цели и ракеты:

$$\begin{pmatrix} \Delta x_g \\ \Delta y_g \\ \Delta z_g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{цг} - x_{рг} \\ y_{цг} - y_{рг} \\ z_{цг} - z_{рг} \end{pmatrix}, \quad \begin{pmatrix} \Delta \dot{x}_g \\ \Delta \dot{y}_g \\ \Delta \dot{z}_g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{x}_{цг} - \dot{x}_{рг} \\ \dot{y}_{цг} - \dot{y}_{рг} \\ \dot{z}_{цг} - \dot{z}_{рг} \end{pmatrix}. \quad (12)$$

В ЗРК С-300В темп передачи команд радиокоррекции переменный – $0,5...10$ с. Он определяется по

следующему принципу. В ЦВМ ПУ и в БВ ЗУР по одинаковым формулам осуществляется экстраполяция координат цели. Экстраполированные координаты на ПУ сравниваются с координатами цели, измеренными МСНР. Если ошибка превышает некоторый порог, то выдается команда РК.

Рассмотренные особенности построения современных систем СН с радиокоррекцией показывают, что радиолокационные средства ЗРК (истребителя) не используются для передачи команд наведения на ракету. Вся совокупность источников информации может характеризоваться как система информационной поддержки ракеты, которая в свою очередь разбивается на:

- средства измерения координат ракеты;
- средства измерения координат цели;
- средства измерения относительных координат ракеты и цели;
- средства внешней навигационной поддержки.

Вывод

В статье на примере ЗРК БУК-М1, С-300В и истребителя СУ-27, с ракетой воздух-воздух Р-27Э, рассмотрены основные особенности построения современных систем самонаведения с радиокоррекцией. Сделан вывод о том, что вся совокупность источников информации, используемых ЗРК (истребителем) для коррекции информации БВ ракеты, может характеризоваться как система информационной поддержки ракеты.

Список литературы

1. Ракета 9М38М1. Техническое описание. 9М38М1.0000.000. ТО, 1984. – 111 с.
2. Авиационные управляемые ракеты К-27 и К-27Э. Техническое описание, 1987. – 137 с.
3. Изделие 9М83. Техническое описание 9М83.0000.ТО, 1982. – 117 с.

Поступила в редколлегию 11.09.2012

Рецензент: канд. техн. наук проф. Н.А. Шершнев, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПОБУДОВИ СУЧАСНИХ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕННЯ ЗРК І РАКЕТ ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ З РАДІОКОРЕКЦІЄЮ

А.Б. Скорик, Н.Т. Грицина, Д.Ю. Кириченко, В.І. Снаговський

У статті аналізуються особливості побудови сучасних систем самонаведення з радіокорекцією. Розглядаються питання використання радіоліній корекції, функціонування бортового обчислювача при реалізації інерціального і квазі-інерціального наведення з радіокорекцією. Вводиться нове поняття – система інформаційної підтримки ракети.

Ключові слова: напівактивне самонаведення, радіокорекція, ГСН ЗРК, інерціальне управління, квазіінерціальне управління, лінія радіокорекції.

ANALYSIS OF MODERN HOMING SYSTEMS WITH RADIO CORRECTION OF SAM AND AIR-TO-AIR MISSILES

A.B. Skorik, N.T. Gritsyna, D.Y. Kirichenko, V.I. Snagovsky

The article analyzes the characteristics of modern homing systems with radio correction. Deals with the use of radio correction, the on-board computer for implementation of inertial and sub-inertial guidance with updating. In the article was include a new concept - a system of information support of the missile.

Keywords: semi-active homing, radio correction, homing missiles, inertial control, sub-inertial control, a radio link correction.