

УДК 623.4.011

А.Б. Скорик, О.В. Гаврентюк, С.В. Ольховиков, Я.В. Совгир

Харківський університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЯ ЗУР. ЧАСТЬ 3. АНАЛИЗ ЗАДАЧИ РАСЧЕТА КОМАНД ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ ДЛЯ БОРТОВОГО КООРДИНАТОРА ЗУР С ВЕРТИКАЛЬНЫМ СТАРТОМ

В статье рассматриваются вопросы построения математической модели функционирования бортового вычислителя ЗУР с комбинированным наведением. Приводятся основные математические соотношения и алгоритмы выработки команд, обеспечивающих функционирование следящих систем бортового координатора ЗУР на этапах инерциального управления и самонаведения.

Ключевые слова: аппаратура самонаведения, бортовое вычислительное устройство, полуактивное самонаведение, система сопровождения по скорости, управление антенной БК, МНК.

Введение

Постановка проблемы и анализ литературы. Настоящая статья является третьей в планируемой серии из четырех статей, посвященных анализу особенностей построения математических моделей бортовых вычислительных устройств (БВУ) современных ЗУР. В предыдущих статьях [1, 2] рассмотрены особенности построения математической модели функционирования БВУЗУР в процессе предстартовой подготовки, пуска и наведения ракеты на этапе инерциального управления. В статье приводятся ссылки на работу [3], описывающую принципы построения бортовой аппаратуры ЗУР 9М83. Особое место, при моделировании БВУ ракеты, занимают задачи расчета команд целеуказания и наведения следящих систем бортового координатора (БК) ЗУР. Далее, рассматривая модели ЦУ и наведения БК, будем понимать, что речь идет также и о решении подобных задач в РГС, ГСН, БРП ЗУР. Вопросы построения подобных моделей практически не освещены в печати и в недостаточной мере рассматриваются при подготовке специалистов в отечественных ВВУЗ.

Цель статьи. Рассмотрение математической модели функционирования бортового вычислителя ЗУР с комбинированным наведением (*инерциальное с радиокоррекцией + полуактивное самонаведение*). Анализ основных математических соотношений и алгоритмов выработки команд целеуказания и наведения следящих систем бортового координатора ЗУР на этапах инерциального управления и самонаведения.

Основной материал

В процессе полета ракеты на инерциальном участке наведения, в бортовом вычислителе определяется дальность *выдачи целеуказания* ("ВЦУ"). Условием формирования команды "ВЦУ" служит неравенство:

$$l_{\text{вцу}} \leq l_{\text{крз}} + \left| \dot{\ell} \right| \cdot \tau_{\text{н}}^* \quad (1)$$

где $l_{\text{крз}} = 21000\text{м}$ разрешенная дальность захвата цели; $\tau_{\text{н}}^* = 2\text{с}$ – время необходимое для отработки ЦУ и наведения следящих систем БК на цель; $\dot{\ell}$ – расчетная скорость сближения ракеты с целью.

До выдачи команды, "ВЦУ" антенна БК стабилизируется в исходном, относительно ракетной системы координат (РСК) [1] положении.

Команды управления антенной до "ВЦУ":

$$(-\Delta\beta_{\text{r}}) = \begin{cases} -\beta_{\text{r}} & \text{при } |\beta_{\text{r}}| \leq \Delta\beta_{\text{r}}^0 \\ \Delta\beta_{\text{r}}^0 \cdot \text{sign}(-\beta_{\text{r}}) & \text{при } |\beta_{\text{r}}| > \Delta\beta_{\text{r}}^0 \end{cases} \quad (2)$$

$$(-\Delta\varepsilon_{\text{r}}) = \begin{cases} -\varepsilon_{\text{r}} & \text{при } |\varepsilon_{\text{r}}| \leq \Delta\varepsilon_{\text{r}}^0 \\ \Delta\varepsilon_{\text{r}}^0 \cdot \text{sign}(-\varepsilon_{\text{r}}) & \text{при } |\varepsilon_{\text{r}}| > \Delta\varepsilon_{\text{r}}^0 \end{cases} \quad (3)$$

$$(-\Delta\gamma_{\text{r}}) = \begin{cases} -\gamma_{\text{r}} & \text{при } |\gamma_{\text{r}}| \leq \Delta\gamma_{\text{r}}^0 \\ \Delta\gamma_{\text{r}}^0 \cdot \text{sign}(-\gamma_{\text{r}}) & \text{при } |\gamma_{\text{r}}| > \Delta\gamma_{\text{r}}^0 \end{cases} \quad (4)$$

где $\Delta\beta_{\text{r}}^0 = \Delta\varepsilon_{\text{r}}^0 = \Delta\gamma_{\text{r}}^0 = 12,5^\circ$ – предельные углы отворота антенны БК. При стрельбе по низколетящей цели (НЛЦ) используется вертикальная поляризация сигнала подсвета цели. По этой причине вектор поляризации антенны БК также должен находиться в вертикальной плоскости, для чего необходимо скомпенсировать разворот ракеты по крену в плоскость стрельбы γ_{m} :

$$(-\Delta\gamma_{\text{r}}) = \begin{cases} \gamma_{\text{r}}^{\text{н}} - \gamma_{\text{r}} & \text{при } |\gamma_{\text{r}}^{\text{н}} - \gamma_{\text{r}}| \leq \Delta\gamma_{\text{r}}^0 \\ \Delta\gamma_{\text{r}}^0 \cdot \text{sign}(\gamma_{\text{r}}^{\text{н}} - \gamma_{\text{r}}) & \text{при } |\gamma_{\text{r}}^{\text{н}} - \gamma_{\text{r}}| > \Delta\gamma_{\text{r}}^0 \end{cases} \quad (5)$$

$$\gamma_{\text{r}}^{\text{н}} = \begin{cases} \gamma_{\text{m}} + 180^\circ & \text{при } |\gamma_{\text{m}} + 180^\circ| \leq 180^\circ \\ \gamma_{\text{m}} - 180^\circ & \text{при } |\gamma_{\text{m}} + 180^\circ| > 180^\circ \end{cases} \quad (6)$$

где $\Delta\gamma_{\text{r}}^0 = 25^\circ$.

По выполнению условия (1) формируется команда "ВЦУ", по которой антенна БК ракеты разво-

рачивается в направлении на цель (наведение по угловым координатам) и осуществляется наведение следящей системы БК по скорости (ССВ). Одной из особенностей работы БВУ при формировании целеуказания для БК есть то, что модель относительного движения ракеты и цели рассчитывается в инерциальной СК ракеты (ИСК-Р) [2], а начальное положение антенны БК "привязано" к РСК. Поэтому первоначально, координаты цели пересчитываются из ИСК-Р в РСК

$$\begin{pmatrix} \Delta x_p \\ \Delta y_p \\ \Delta z_p \end{pmatrix} = C^T \begin{pmatrix} \Delta x_u \\ \Delta y_u \\ \Delta z_u \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где C – матрица направляющих косинусов (МНК), задающее данное преобразование.

Выражение, для МНК C приведено в первой части работы [1]. Далее, в зависимости от текущего положения антенны БК по крену γ_r , с использованием МНК C_γ , пересчитываются координаты цели в систему координат БК.

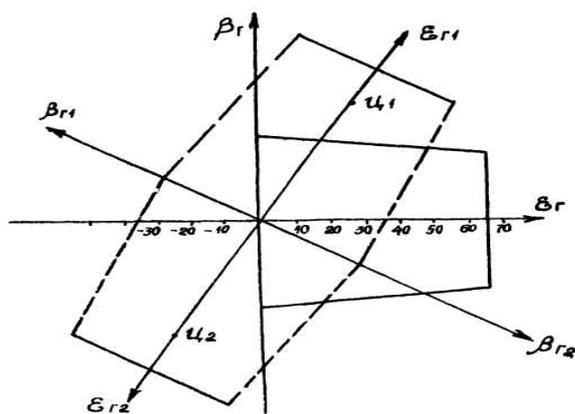


Рис. 1. Принцип обнуление азимута путем разворота антенны по крену

Вычисления углов целеуказания ϵ_r^H , β_r^H реализуется согласно следующего алгоритма:

$$\epsilon_r^H = \arctg \frac{\Delta y_k}{\Delta x_k}; \quad (9)$$

$$\beta_r^H = \begin{cases} \beta_0 \cdot \varphi(\beta^H) & \text{при } \epsilon_r^H < 0, |\beta^H| \leq \beta_0 \\ \beta^H & \text{в остальных случаях} \end{cases}, \quad (10)$$

где $\beta_0 = 15^\circ$;

$$\beta^H = -\arctg \left(\frac{\Delta z_k}{\Delta x_k} \text{Cos} \epsilon_r^H \right); \quad (11)$$

$$\varphi(\beta^H) = \begin{cases} 1 & \text{при } \beta^H \geq 0 \\ -1 & \text{при } \beta^H < 0 \end{cases}. \quad (12)$$

$$\begin{pmatrix} \Delta x_k \\ \Delta y_k \\ \Delta z_k \end{pmatrix} = C_\gamma \begin{pmatrix} \Delta x_p \\ \Delta y_p \\ \Delta z_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_r & \sin \gamma_r \\ 0 & -\sin \gamma_r & \cos \gamma_r \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x_p \\ \Delta y_p \\ \Delta z_p \end{pmatrix}. \quad (8)$$

При конструировании ракеты для ЗРК С-300В разработчики столкнулись с технической невозможностью обеспечить большие углы прокачки БК одновременно и по наклону и по азимуту. Поворот головной антенны БК технически был возможен на углы

$$\beta_r = \pm 35^\circ; \quad \epsilon_r = -35^\circ \dots + 68^\circ; \quad \gamma_r = \pm 540^\circ,$$

с чем связаны определенные особенности формирования команд управления антенной. В аппаратуре самонаведения (АСН) реализован способ разворота плоскости "большой" прокачки антенны в сторону цели с помощью канала крена, работающего по принципу обнуления угла отворота антенны по азимуту β_r (рис. 1) [3].

После отворота по крену направление радиус-вектора цели в СК бортового координатора определяется углами ϵ_r , β_r (рис. 2).

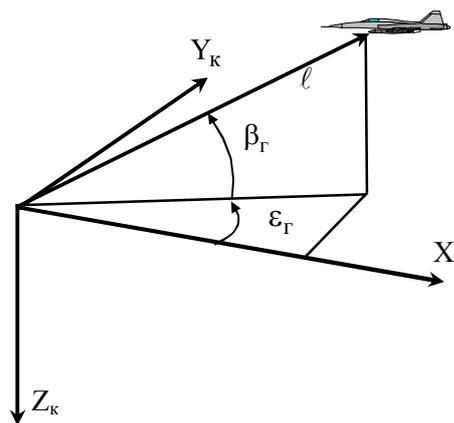


Рис. 2. Направление радиус-вектора цели в СК бортового координатора

Угол целеуказания по крену γ_r^H определяется по формуле (6). Соответственно, команды управления антенной по азимуту и наклону после "ВЦУ" рассчитываются как

$$(-\Delta \beta_r) = \begin{cases} \beta^H - \beta_r & \text{при } |\beta^H - \beta_r| \leq \Delta \beta_r^0 \\ \Delta \beta_r^0 \cdot \text{sign}(\beta^H - \beta_r) & \text{при } |\beta^H - \beta_r| > \Delta \beta_r^0 \end{cases}; \quad (13)$$

$$(-\Delta \epsilon_r) = \begin{cases} \epsilon_r^H - \epsilon_r & \text{при } |\epsilon_r^H - \epsilon_r| \leq \Delta \epsilon_r^0 \\ \Delta \epsilon_r^0 \cdot \text{sign}(\epsilon_r^H - \epsilon_r) & \text{при } |\epsilon_r^H - \epsilon_r| > \Delta \epsilon_r^0 \end{cases}. \quad (14)$$

Алгоритм формирования команды наведения по крену зависит от режима стрельбы. Как было рассмотрено выше, при стрельбе в режиме НЛЦ вектор поляризации антенны БК должен стабилизироваться в вер-

тикальної плоскості, поэтому формирование команды управления антенной по крену после "ВЦУ" осуществляется согласно выражения (5).

В остальных случаях РЛС подсвета излучает сигнал с круговой поляризацией, что позволяет осуществлять обнуления угла отворота антенны по азимуту, формируя команду управления антенной по крену после "ВЦУ" согласно алгоритма:

$$(-\Delta\gamma_r) = \begin{cases} \gamma_{цy} = -\beta_r^H \cdot f(\epsilon_r^H) k_3 & \text{при } |\gamma_{цy}| \leq \Delta\gamma_r^0 \\ k_3 \Delta\gamma_r^0 \cdot \text{sign}\gamma_{цy} & \text{при } |\gamma_{цy}| > \Delta\gamma_r^0 \end{cases}; \quad (15)$$

$$f(\epsilon_r^H) = \begin{cases} 0,15/\text{Sin}\epsilon_r^H & \text{при } \epsilon_r^H \geq \epsilon_0, \epsilon_0 = 5^\circ \\ 0,15/\text{Sin}\epsilon_0 & \text{при } \epsilon_r^H < \epsilon_0, \epsilon_0 = 5^\circ \end{cases}$$

Поскольку углы рассогласования между направлением на цель и положением антенны в начальный момент могут достигать больших значений, то для увеличения быстродействия при больших начальных ошибках отключается контур стабилизации *угловой следящей системы* (ССУ) – управление осуществляется относительно фиксированных значений $\Delta\beta_r^0 = \Delta\epsilon_r^0 = \Delta\gamma_r^0 = 12,5^\circ$.

Целеуказание считается отработанным при выполнении условий: $\Delta\beta_r \leq 2^\circ$, и $\Delta\gamma_r \leq 5^\circ$. Бортовой вычислитель вырабатывает разовые команды *включение датчиков угловых скоростей* (ДУС) – ВКДб, ВКДе, ВКДг. При наличии этих команд и достижении дальности $l_{крз} = 21000\text{м}$ в БВУ выдается команда *разрешения захвата* – КРЗ.

Для анализа модели наведения ССВ БК по скорости рассмотрим схему определения радиальных скоростей при полуактивном самонаведении ЗУР (рис. 3). Необходимый при полуактивном самонаведении подсвет цели производится передатчиком пусковой установки.

В БК ЗУР используется принцип, так называемой *"внешней когерентности"*, когда в качестве опорного сигнала в ССВ БК используется сигнал подсвета цели, излучаемый ПУ. Сигнал подсвета принимается специальной слабонаправленной антенной опорного приемника БК.

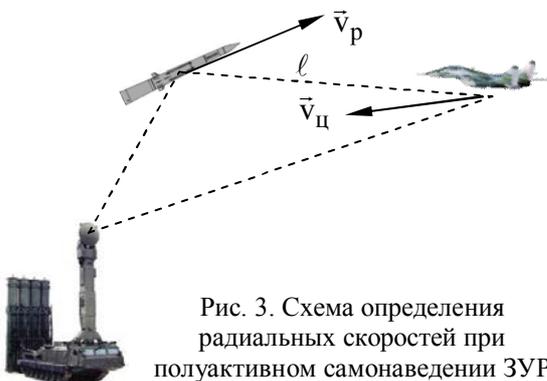


Рис. 3. Схема определения радиальных скоростей при полуактивном самонаведении ЗУР

Перед стартом ЗУР осуществляется подстройка приемника БК по частоте под сигнал подсвета ПУ, для чего формируется команда наведения по частоте

$$F_d^H = \frac{2\dot{\gamma}_{ц}}{\lambda} + \Delta F_{пу} = K_\lambda \dot{\gamma}_{ц} + \Delta F_{пу}, \quad (16)$$

где λ – длина волны передатчика подсвета; K_λ – литерный коэффициент, вводимый с ПУ (при расчетах можно использовать значение $K_\lambda = 57$); $\Delta F_{пу}$ – сигнал подстройки гетеродина БК под литер подсвета.

Из рис. 3 видно, что в полете для наведения ССВ БК необходимо учитывать доплеровские сдвиги частоты пропорциональные:

$\dot{\gamma}_p$ – проекции скорости \vec{v}_p на линию ПУ – ЗУР;

$\dot{\gamma}_c$ – проекции скорости \vec{v}_c на линию ПУ – цель;

V_p^1 – проекции скорости \vec{v}_p на линию ЗУР – цель;

V_c^1 – проекции скорости \vec{v}_c на линию ЗУР – цель.

В полете БВУ формирует команду F_d^H – *целеуказания по частоте*:

$$F_d^H = \frac{K_\lambda}{2} (\dot{\gamma}_p - \dot{\gamma}_c - \dot{\ell}) + \Delta F_{пу}; \quad (17)$$

$$\dot{\gamma}_p = (x_{пу} \dot{x}_{пу} + y_{пу} \dot{y}_{пу} + z_{пу} \dot{z}_{пу}) / r_p(t_n); \quad (18)$$

$$\dot{\gamma}_c = (x_{цц} \dot{x}_{цц} + y_{цц} \dot{y}_{цц} + z_{цц} \dot{z}_{цц}) / r_c(t_n); \quad (19)$$

$$r_p(t_i) = \sqrt{x_{пу}^2(t_i) + y_{пу}^2(t_i) + z_{пу}^2(t_i)}; \quad (20)$$

$$r_c(t_i) = \sqrt{x_{цц}^2(t_i) + y_{цц}^2(t_i) + z_{цц}^2(t_i)}; \quad (21)$$

$$\dot{\ell}(t_i) = (\Delta x_u \Delta \dot{x}_u + \Delta y_u \Delta \dot{y}_u + \Delta z_u \Delta \dot{z}_u) / \ell(t_i). \quad (22)$$

Более подробно вопросы расчета координат изложены в [2]. При стрельбе в режиме НЛЦ по малоскоростным целям $|\vec{V}_c| \leq 140\text{м/с}$. существует вероятность захвата переотраженного от земли сигнала цели.

Доплеровская частота переотраженного сигнала меньше частоты сигнала цели, поэтому поиск по частоте целесообразно вести с области более высоких частот. В такой ситуации принимается допущение, что $\dot{\gamma}_c = V_c^1 = \dot{\gamma}_c^* = 140\text{м/с}$ и выражение (17) преобразуется к виду:

$$F_d^H = \frac{K_\lambda}{2} (V_p^1 + \dot{\gamma}_p + 2\dot{\gamma}_c^*) + \Delta F_{пу}; \quad (23)$$

$$V_p^1 = (\Delta x_u \dot{x}_{пу} + \Delta y_u \dot{y}_{пу} + \Delta z_u \dot{z}_{пу}) / \ell. \quad (24)$$

Этап инерциального управления заканчивается после захвата цели на автосопровождение аппаратурой самонаведения и поступлении в БВУ команды "СМН" (самонаведение).

На етапі СМН змінюється алгоритм розрахунку команд для слідячої системи БК по швидкості. Для розрахунку F_d^H вираження (17) приводиться до виду

$$F_d^H = \frac{K_\lambda}{2} (\dot{r}_p - \dot{r}_c - \dot{\ell}_{\text{СМН}}) + \Delta F_{\text{пу}}. \quad (25)$$

Розрахунок швидкостей V_p^1 і $\dot{\ell}_{\text{СМН}}$ здійснюється в РСК.

$$V_p^1 = (V_{xp} \Delta x_p + V_{yp} \Delta y_p + V_{zp} \Delta z_p) / \ell; \quad (26)$$

$$\dot{\ell}_{\text{СМН}} = (\Delta \dot{x}_p \Delta x_p + \Delta \dot{y}_p \Delta y_p + \Delta \dot{z}_p \Delta z_p) / \ell. \quad (27)$$

З рис. 2 можна знайти вираження для пересчету координат цілі з АСК в РСК

$$\begin{pmatrix} \Delta x_p \\ \Delta y_p \\ \Delta z_p \end{pmatrix} = C_\gamma^T \begin{pmatrix} \Delta x_k \\ \Delta y_k \\ \Delta z_k \end{pmatrix} = \ell C_\gamma^T \begin{pmatrix} \text{Cos} \varepsilon_r \text{Cos} \beta_r \\ \text{Sin} \varepsilon_r \text{Cos} \beta_r \\ -\text{Sin} \beta_r \end{pmatrix}. \quad (28)$$

Підставив значення МНК C_γ преобразуємо праву частину вираження (28) до виду

$$\ell D = \ell \begin{pmatrix} \text{Cos} \varepsilon_r \text{Cos} \beta_r \\ \text{Cos} \gamma_r \text{Sin} \varepsilon_r \text{Cos} \beta_r + \text{Sin} \gamma_r \text{Sin} \beta_r \\ \text{Sin} \gamma_r \text{Sin} \varepsilon_r \text{Cos} \beta_r - \text{Cos} \gamma_r \text{Sin} \beta_r \end{pmatrix}. \quad (29)$$

С урахуванням (29) вираження (26), (27) преобразуються до виду, в якому використовуються в БВУ

$$V_p^1 = |V_{xp}, V_{yp}, V_{zp}| D; \quad (30)$$

$$\dot{\ell}_{\text{СМН}} = |\Delta x_p, \Delta y_p, \Delta z_p| D. \quad (31)$$

Вираження (30, 31) є кінцевими при побудові розглядаваної моделі.

Вывод

В статті проведено аналіз основних математических співвідношень і алгоритмів, використовуваних в БВУ ЗУР, при розробці команд цілеуказання і наведення слідячих систем БК ЗУР.

Отримані результати можуть бути використані як навчальний матеріал.

Список литературы

1. Математическое моделирование бортового вычислителя зур. Анализ задачи моделирования управления зур с вертикальным стартом на этапе склонения / А.Б. Скорик, О.В. Гаврентюк, А.А. Скорик, П.А. Дранник // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХУПС. – 2011. – № 1(25). – С. 54-57.

2. Скорик А.Б. Математическое моделирование бортового вычислителя ЗУР. Часть 2. Анализ задачи моделирования наведения ЗУР на этапе инерциального управления / А.Б. Скорик, О.В. Гаврентюк, А.А. Скорик, А.М. Доска // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС, 2011. – Вып. 5(95). – С. 170-173.

3. Устройство зенитного ракетного вооружения, контрольно-испытательного и технологического оборудования ЗРК. Бортовая аппаратура зенитной ракеты 9м83: уч. пособ. / М.И. Исаков, Е.Е. Лавровский, О.Н. Пивоваров, И.П. Смишко КВЗРИУ. – К., 1987. – 80 с.

Поступила в редколлегию 20.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Малайчук, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БОРТОВОГО ОБЧИСЛЮВАЧА ЗКР. ЧАСТИНА 3. АНАЛІЗ ЗАВДАННЯ РОЗРАХУНКУ КОМАНД ЦІЛЕУКАЗІВКИ ДЛЯ БОРТОВОГО КООРДИНАТОРА ЗКР З ВЕРТИКАЛЬНИМ СТАРТОМ

А.Б. Скорик, О.В. Гаврентюк, С.В. Ольховіков, Я.В. Совгир

У статті розглядаються питання побудови математичної моделі функціонування бортового обчислювача ЗКР з комбінованим наведенням. Наводяться основні математичні співвідношення та алгоритми вироблення команд, що забезпечують функціонування слідкуючих систем бортового координатора ЗКР на етапах інерціального управління і самонаведення.

Ключові слова: апаратура самонаведення, бортовий обчислювальний пристрій, напівактивне самонаведення, система супроводу за швидкістю, управління антеною БК, МНК.

MATHEMATICAL MODELING OF SAM AIRBORNE COMPUTER. THE PART 3. ANALYSIS OF PROBLEMS OF CALCULATION TARGETING COMMANDS FOR ONBOARD COORDINATOR SAM WITH VERTICAL START

A.B. Skorik, O.V. Gavrentjuk, S.V. Olhovikov, Y.V. Sovgir

The article deals with the construction of a mathematical model of the functioning of on-board calculator with a combined guided missiles. The basic mathematical equations and algorithms for generation of commands for the operation of tracking systems on-board SAM Coordinator on the stages of inertial control and homing.

Keywords: homing devices, onboard computing device, semi-active homing, tracking system for speed, control of the antenna of the homing head, the matrix of direction cosines.