

УДК 623.4.011

А.Б. Скорик, С.В. Ольховиков А.А. Зверев, Т.Н. Котенко

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЯ ЗУР. АНАЛИЗ ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ НАВЕДЕНИЯ ЗУР НА ЭТАПЕ САМОНАВЕДЕНИЯ

В статье рассматриваются вопросы построения математической модели функционирования бортового вычислителя ЗУР с комбинированным наведением (инерциальное с радиокоррекцией + полуактивное самонаведение). Приводятся основные математические соотношения и алгоритмы выработки команд наведения ЗУР при реализации управления на этапе самонаведения. Анализируются особенности построения и функционирования комплексного измерителя.

Ключевые слова: модифицированный метод пропорционального наведения, бортовой вычислитель, самонаведение, комплексный измеритель.

Введение

Постановка проблемы и анализ литературы. Работа является заключительной в серии из 4-х статей, посвященных вопросам построения математической модели бортового вычислителя современных зенитных ракет (на примере ЗУР 9М83, используемой в ЗРК С-300В), [1 – 3]. По принципу построения система управления полетом (СУП) ЗУР средней дальности с вертикальным стартом является комбинированной, с последовательным сочетанием автономного вывода ракеты в район захвата цели полуактивной головкой самонаведения с помощью инерциальной системы управления и с самонаведением на конечном участке траектории. В работах [1, 2] были рассмотрены особенности моделирования на этапах пуска, начального склонения и инерциального наведения ракеты. В работе [3] проведен анализ основных математических соотношений и алгоритмов выработки команд целеуказания и наведения следящих систем бортового координатора ЗУР. В работе [4] содержится обширная информация по теории построения комплексных измерителей систем самонаведения. В данной статье рассматриваются особенности построения математической модели наведения ЗУР на этапе полуактивного самонаведения и анализируются алгоритмы функционирования бортового вычислителя ракеты. **Актуальность данной работы** связана с тем, что до настоящего времени в известной литературе вопросы использования модифицированного метода пропорционального сближения в системах самонаведения современных ЗУР рассмотрены недостаточно.

Цель статьи. Рассмотрение математической модели функционирования бортового вычислителя ЗУР с комбинированным наведением (инерциальное с радиокоррекцией + полуактивное самонаведение). Анализ основных математических соотношений и алгоритмов, описывающих функционирование бортового вычислителя ЗУР на этапе самонаведения.

Основной материал

Этап самонаведения начинается с момента поступления в БВУ команды "СМН" и заканчивается выработкой в БВУ команды "Доворот", либо при снятии команды "СМН". Вычисление значения команд управления ракетой с момента поступления в БВУ команды "СМН" целесообразно осуществлять в несколько приемов. Первоначально осуществляется вычисление команд наведения $\hat{\lambda}_{ya}$, $\hat{\lambda}_{za}$ формируемых относительно линии визирования цели (в антенной системе координат) в плоскостях Y, Z.

$$\hat{\lambda}_{ya} = k^c \cdot V_{омн} \cdot \hat{\omega}_{зр} \cdot \frac{1}{57,3}, \quad \hat{\lambda}_{za} = k^c \cdot V_{омн} \cdot \hat{\omega}_{уг} \cdot \frac{1}{57,3}, \quad (1)$$

где k^c – коэффициент навигации (алгоритм расчета будет рассмотрен ниже); $\hat{\omega}_{уг}$, $\hat{\omega}_{зр}$ – оценки угловой скорости вращения ЛВЦ в плоскостях Y,Z; $V_{омн}$ – относительная скорость сближения ракета-цель.

Современная теория оптимального управления показывает, что качество функционирования системы наведения существенно зависит от того, насколько точно оцениваются параметры $\hat{\omega}$ и $V_{омн}$. Один из перспективных путей повышения точности измерений заключается в объединении различных по принципу действия измерителей в единую измерительную систему, называемую часто комплексным измерителем (КИ) [4]. В теории и практике использования КИ большое распространение нашли схемы комплексных измерителей с введением дополнительной информации внутрь кольца слежения. Один из вариантов таких схем приведена на рис. 1 [4]. Устройства, которые реализуются по схеме на рис. 1, часто называют КИ с корреляцией. При этом сигнал корреляции z_2 (сигнал позиционной коррекции) содержит информацию о том же измеряемом параметре x_1 , что и сигнал z_1 . А КИ с таким корректирующим сигналом называется следящим измерителем с позиционной коррекцией [4].

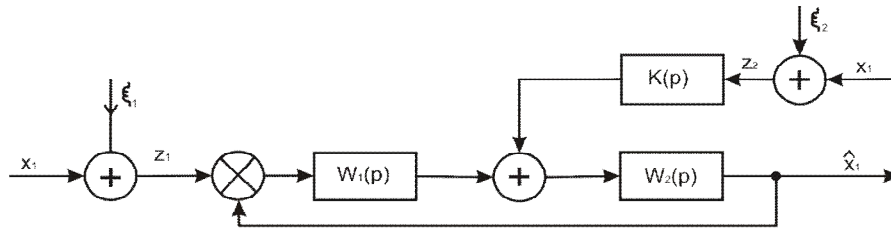


Рис. 1. Структурная схема слеящего измерителя с позиционной коррекцией

В [2] было показано, что между угловыми скоростями вращения и проекциями относительной скорости существует определенная корреляция

$$\omega_y = -\frac{\Delta \dot{z}}{\ell}, \quad \omega_z = -\frac{\Delta \dot{y}}{\ell}. \quad (2)$$

Это свойство используется в БВУ для оптимальной оценки угловой скорости вращения ЛВЦ.

$$\hat{\omega}_{zr} = \frac{1}{\ell^*} (\lambda_{yc} + \Delta V_{yca} \cdot 57,3), \quad (3)$$

$$\hat{\omega}_{yr} = \frac{1}{\ell^*} (\lambda_{zc} + \Delta V_{zca} \cdot 57,3), \quad (4)$$

$$\lambda_{zc}(t_n) = \lambda_{zc}(t_{n-1}) + \lambda_{zc}^n(t_{n-1}) \cdot \frac{1}{f_a}, \quad (5)$$

$$\lambda_{yc}(t_n) = \lambda_{yc}(t_{n-1}) + \lambda_{yc}^n(t_{n-1}) \cdot \frac{1}{f_a}, \quad (6)$$

$$\lambda_{yc}^n(t) = \kappa_{\phi k} \cdot V_{отн} [K_{\phi}^* (\omega_{zr} - \hat{\omega}_{zr}^{np}) - \hat{\omega}_{zr}], \quad (7)$$

$$\lambda_{zc}^n(t) = \kappa_{\phi k} \cdot V_{отн} [K_{\phi}^* (\omega_{yr} - \hat{\omega}_{yr}^{np}) - \hat{\omega}_{yr}], \quad (8)$$

где $\kappa_{\phi k} = \begin{cases} 1 & \text{при НЗЦ;} \\ 3 & \text{при БЦ;} \\ 4 & \text{в остальных случаях;} \end{cases}$,

$\ell^* = \begin{cases} \ell & \text{при } \ell > 200\text{м;} \\ \ell = 200 & \text{при } \ell \leq 200\text{м;} \end{cases}$ $K_{\phi}^* = \begin{cases} 1 & \text{при "ЗЧ";} \\ 0 & \text{в ост. случаях;} \end{cases}$

ω_{zr}, ω_{yr} - измеренные ГСН угловые скорости вращения ЛВЦ в плоскостях Y,Z; $\hat{\omega}_{zr}^{np}, \hat{\omega}_{yr}^{np}$ - команды программной компенсации обтекателя (методика их расчета не рассматривается в данной работе); f_a - частота дискретизации; $\Delta V_{yca}, \Delta V_{zca}$ - проекции $V_{отн}$ на оси Y_a, Z_a антенной системы координат; ℓ - расстояние от ракеты до цели, рассчитываемое по данным инерциальной системы [2].

$$\ell(t_i) = \sqrt{\Delta x_u^2(t_i) + \Delta y_u^2(t_i) + \Delta z_u^2(t_i)}, \quad (9)$$

где $\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u$ - проекции вектора относительной дальности между целью и ракетой $\Delta \vec{r}$ в ИСК-Р [2].

Расчет $V_{отн}$ на этапе самонаведения осуществляется для случаев наличия и отсутствия команды "ЗЧ" - захват частоты.

$$V_{отн} = \begin{cases} -\dot{\ell}(t) & \text{при отсутствии команды "ЗЧ"}; \\ \frac{-(F_d(t_n) - \Delta F_{пу}) \cdot \dot{\ell}(t_{смн})}{F_d^{убп}(t_{смн}) - \Delta F_{пу}} & \text{при "ЗЧ"}, \end{cases} \quad (10)$$

где $t_{смн} < t_n < t_{дов}$.

При отсутствии захвата цели $\dot{\ell}(t)$ - скорость сближения ракеты с целью, равна

$$\dot{\ell}(t_i) = (\Delta x_u \Delta \dot{x}_u + \Delta y_u \Delta \dot{y}_u + \Delta z_u \Delta \dot{z}_u) / \ell(t_i), \quad (11)$$

где $\Delta \dot{x}_u, \Delta \dot{y}_u, \Delta \dot{z}_u$ - проекции относительной скорости в ИСК-Р.

При наличии слежения за доплеровской частотой ("ЗЧ") для вычисления $V_{отн}$ используются измеренное текущее значение доплеровской добавки частоты $F_d(t_n)$, поступающее с ГСН ракеты и расчетное на момент начала самонаведения значение доплеровской добавки частоты $F_d^{убп}$ [3].

$$F_d^{убп} = K_{\lambda} (\dot{r}_p - \dot{r}_c - \dot{\ell}_{смн}) / 2 + \Delta F_{пу}; \quad (12)$$

$$\dot{\ell}_{смн} = \left| \Delta \dot{x}_p, \Delta \dot{y}_p, \Delta \dot{z}_p \right| \begin{vmatrix} \text{Cos} \epsilon_r \text{Cos} \beta_r \\ \text{Cos} \gamma_r \text{Sin} \epsilon_r \text{Cos} \beta_r + \text{Sin} \gamma_r \text{Sin} \beta_r \\ \text{Sin} \gamma_r \text{Sin} \epsilon_r \text{Cos} \beta_r - \text{Cos} \gamma_r \text{Sin} \beta_r \end{vmatrix}, \quad (13)$$

где K_{λ} - литерный коэффициент; $\Delta F_{пу}$ - сигнал подстройки гетеродина ГСН под литер подсвета [3]; $\dot{\ell}_{смн}$ - скорость сближения вдоль линии визирования цели ГСН ракеты; ϵ_r, β_r - углы, определяющие направление радиус-вектора цели в системе координат ГСН, а, следовательно, и разворот антенной системы координат (АСК); $\Delta \dot{x}_p, \Delta \dot{y}_p, \Delta \dot{z}_p$ - проекции относительной скорости сближения на оси РСК; \dot{r}_p - проекции скорости \vec{v}_p на линию ПУ - ЗУР; \dot{r}_c - проекции скорости \vec{v}_c на линию ПУ - цель [3].

Вычисление $\Delta V_{yca}, \Delta V_{zca}$ имеет особенность.

Модель относительного движения ракеты и цели рассчитывается в инерциальной СК ракеты (ИСК-Р) [1], а начальное положение антенны ГСН "привязано" к РСК. Поэтому, вычисление осуществляется путем последовательного перерасчета и фильтрации координат сначала в РСК, а далее в АСК.

$$\begin{vmatrix} \Delta V_{xкр} \\ \Delta V_{yкр} \\ \Delta V_{zкр} \end{vmatrix} = C^T \left[\Phi(p) \begin{vmatrix} \dot{x}_{цу} \\ \dot{y}_{цу} \\ \dot{z}_{цу} \end{vmatrix} - \begin{vmatrix} \dot{x}_{пу} \\ \dot{y}_{пу} \\ \dot{z}_{пу} \end{vmatrix} \right], \quad (14)$$

где $\Phi(p) = 1 / (1 + \tau_p)$; $\tau_p = 0,7$; C - матрица направляющих косинусов (МНК), задающее преобразование из ИСК-Р в РСК [1].

Пересчет из РСК в АСК осуществляется с использованием МНК P_{λ} , задающей преобразование из РСК в антенную систему координат ($Ox_a y_a z_a$)

$$\begin{bmatrix} \Delta V_{xка} & \Delta V_{yка} & \Delta V_{zка} \end{bmatrix}^T = P_A \begin{bmatrix} \Delta V_{xкр} & \Delta V_{yкр} & \Delta V_{zкр} \end{bmatrix}^T. \quad (15)$$

При знаходженні МНК P_A , послідовальність вращення должна быть следующей:

1) поворот по крену на угол γ_Γ РСК относительно оси X_p (преобразование $\text{Rot}(X, \gamma_\Gamma)$) [1];

$$P_A = \begin{pmatrix} \cos \varepsilon_\Gamma \cos \beta_\Gamma & \sin \varepsilon_\Gamma \cos \beta_\Gamma \cos \gamma_\Gamma + \sin \beta_\Gamma \sin \gamma_\Gamma & \sin \varepsilon_\Gamma \cos \beta_\Gamma \sin \gamma_\Gamma - \sin \beta_\Gamma \cos \gamma_\Gamma \\ -\sin \varepsilon_\Gamma & \cos \varepsilon_\Gamma \cos \gamma_\Gamma & \cos \varepsilon_\Gamma \sin \gamma_\Gamma \\ \cos \varepsilon_\Gamma \sin \beta_\Gamma & \sin \varepsilon_\Gamma \sin \beta_\Gamma \cos \gamma_\Gamma - \cos \beta_\Gamma \cos \gamma_\Gamma & \sin \varepsilon_\Gamma \sin \beta_\Gamma \sin \gamma_\Gamma + \cos \beta_\Gamma \cos \gamma_\Gamma \end{pmatrix}. \quad (16)$$

Кроме нахождения оценок $\hat{\omega}_{y\Gamma}$, $\hat{\omega}_{z\Gamma}$ и $V_{омн}$ для вычисления команд наведения в АСК необходимо рассчитать коэффициент навигации k^c . Расчеты осуществляются согласно алгоритма:

$$k^c = \begin{cases} 1 + 4\Delta t & \text{при } (\Delta t = \ell^*/V_{омн}) < \tau^*; \\ 4\tau^* + 1 & \text{при } (\Delta t = \ell^*/V_{омн}) \geq \tau^*, \end{cases} \quad (17)$$

где $\tau^* = \begin{cases} 0,75 & \text{при } u_{щ} > 20000\text{м}; \\ 1,25 & \text{в остальных случаях.} \end{cases}$

Полученные выражения (3) – (17) позволяют рассчитать параметры команд наведения (1) в АСК.

В дальнейшем, команды наведения $\hat{\lambda}_{ya}$, $\hat{\lambda}_{za}$ пересчитываются в команды наведения $\lambda_{y\Gamma}$, $\lambda_{z\Gamma}$ в системе координат ГСН ракеты.

$$\lambda_{y\Gamma} = \hat{\lambda}_{ya} / \text{Cos} \varepsilon_\Gamma + W_{xp} \text{tg} \varepsilon_\Gamma, \quad (18)$$

$$\lambda_{z\Gamma} = \hat{\lambda}_{za} - \left(\hat{\lambda}_{ya} \text{tg} \varepsilon_\Gamma + \frac{W_{xp}}{\text{Cos} \varepsilon_\Gamma} \right) \frac{\beta_\Gamma}{57,3}, \quad (19)$$

где W_{xp} – продольное ускорение ракеты.

Учитывая разворот ракеты по крену команды $\lambda_{y\Gamma}$, $\lambda_{z\Gamma}$ пересчитываются в команды $\lambda_{y\Gamma}$, $\lambda_{z\Gamma}$ в ракетной системе координат:

$$\lambda_{y\Gamma}^{сМН} = \lambda_{y\Gamma} \text{Cos} \gamma_\Gamma - \lambda_{z\Gamma} \text{Sin} \gamma_\Gamma + W_{вес} \cdot c_{22}, \quad (20)$$

$$\lambda_{z\Gamma}^{сМН} = \lambda_{y\Gamma} \text{Sin} \gamma_\Gamma + \lambda_{z\Gamma} \text{Cos} \gamma_\Gamma + W_{вес} \cdot c_{23}, \quad (21)$$

$$W_{вес} = \begin{cases} 0 & \text{при БЦ } \vee \text{ НЗЦ;} \\ 10\text{м/с}^2 & \text{в остальных случаях.} \end{cases} \quad (22)$$

где $W_{вес}$ – команда компенсации веса; c_{22} , c_{23} – коэффициенты МНК С, значения которых приведены в работе [1].

2) поворот по курсу на угол ε_Γ относительно оси Z' (преобразование $\text{Rot}(Z, \varepsilon_\Gamma)$) [1];

3) поворот по азимуту на угол β_Γ относительно оси Y'' (преобразование $\text{Rot}(Y, \beta_\Gamma)$) [1].

Получаемая в результате преобразований МНК P_A может быть представлена в следующем виде:

После ограничения, полученные команды используются для управления ракетой.

$$\lambda_{y\Gamma}^{огр} = \lambda_{y\Gamma}^{сМН} \left(\lambda_{огр} / \sqrt{(\lambda_{y\Gamma}^{сМН})^2 + (\lambda_{z\Gamma}^{сМН})^2} \right) K_{кор}, \quad (23)$$

$$\lambda_{z\Gamma}^{огр} = \lambda_{z\Gamma}^{сМН} \left(\lambda_{огр} / \sqrt{(\lambda_{y\Gamma}^{сМН})^2 + (\lambda_{z\Gamma}^{сМН})^2} \right) K_{кор}, \quad (24)$$

где $\lambda_{огр}$, $K_{кор}$ – функция ограничения и коэффициент коррекции команд управления аэродинамическими рулями.

Вывод

В статье рассмотрены особенности моделирования наведения ракеты на этапе инерциального с радиокоррекцией управления. Полученные результаты можно использовать в качестве учебного материала.

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 // Системы озброєння і військова техніка. – 2011. – №. 1(25). – С. 54-57.
2. Математическое моделирование бортового вычислителя ЗУР. Ч. 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. – Вип. 5(95). – С. 170-173.
3. Математическое моделирование бортового вычислителя ЗУР. Ч. 3. Анализ задачи расчета команд целеуказания для бортового координатора ЗУР с вертикальным стартом / А.Б. Скорик, О.В. Гаврентюк, С.В. Ольховиков, Я.В. Совгир // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Х.: ХУПС, 2012. – Вип. 4(33). – С. 210-213.

Поступила в редколлегию 2.09.2013

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

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БОРТОВОГО ОБЧИСЛЮВАЧА ЗКР. АНАЛІЗ ЗАВДАННЯ МОДЕЛЮВАННЯ НАВЕДЕННЯ ЗКР НА ЕТАПІ САМОНАВЕДЕННЯ

А.Б. Скорик, С.В. Ольховіков, О.О. Зверев, Т.М. Котенко

У статті розглядаються питання побудови математичної моделі функціонування бортового обчислювача ЗКР з комбінованим наведенням (інерціальне з радіокоррекцією + напівактивне самонаведення). Наводяться основні математичні співвідношення та алгоритми вироблення команд наведення ЗУР при реалізації управління на етапі самонаведення. Аналізуються особливості побудови і функціонування комплексного вимірювача.

Ключові слова: модифікований метод пропорційного наведення, бортовий обчислювач, комплексний вимірювач.

MATHEMATICAL MODELLING OF SAM AIRBORNE COMPUTER. ANALYSIS OF PROBLEMS OF SIMULATION SAM GUIDANCE AT THE STAGE OF SELF-HOMING

A.B. Skoryk, S.V. Olkhovikov, A.A. Zverev, T.M. Kotenko

The article deals with a mathematical model of the on-board calculator SAM combined guidance (inertial with radio + semi-active homing). The basic mathematical relationships and the development of algorithms for production teams aiming missiles at the realization of self-homing. The features of the construction and operation of a complex measuring instrument.

Keywords: modified method of proportional navigation, trip computer, a complex measuring instrument.