

УДК 623.4.011

А.Б. Скорик, Н.И. Камчатный, Н.И. Рожков, М.В. Кусяк

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗРЫВАТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА. Часть 1. АНАЛИЗ ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАДИОВЗРЫВАТЕЛЯ СОВРЕМЕННЫХ ЗУР СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ

В статье рассматриваются вопросы построения математической модели функционирования взрывательного устройства зенитной управляемой ракеты (ЗУР) средней дальности с комбинированным наведением (инерциальное с радиокоррекцией + полуактивное самонаведение). Приводятся основные математические соотношения и алгоритмы выработки команд доплеровского полуактивного радиовзрывателя. Анализируются особенности совместного функционирования системы наведения и взрывательного устройства.

Ключевые слова: взрывательное устройство, полуактивный доплеровский радиовзрыватель, бортовое вычислительное устройство, самонаведение, область срабатывания РВ.

Введение

Постановка проблемы и анализ литературы. Классический подход к анализу стрельбы ЗУР предусматривает разделение процесса поражения цели на этап наведения и этап поражения цели боевой частью.

В соответствии с этапами стрельбы разделены система наведения (СН) и взрывательное устройство (ВУ). С момента старта ракеты и до попадания ракеты в некоторую окрестность цели работает система наведения. Вокруг цели существует некоторая область, называемая "мертвой зоной". В пределах этой зоны, в силу ограниченности динамических характеристик следящих систем РГС, происходит срыв слежения. В дальнейшем движение ракеты происходит либо с ускорением, соответствующим моменту срыва слежения, либо с нулевым ускорением. Работа системы наведения прекращается и начинается работа ВУ [1,2].

В современных ЗУР СД не происходит отключения системы наведения вплоть до момента подрыва БЧ. Поэтому при анализе функционирования ВУ необходимо рассматривать алгоритмы совместной работы бортового вычислительного устройства (БВУ) [3–6], радиовзрывателя и предохранительно-исполнительного механизма, объединяемых в единую систему управления подрывом боевой части.

Актуальность данной работы связана с тем, что до настоящего времени в известной литературе вопросы построения математических моделей взрывательных устройств современных ЗУР СД с вертикальным пуском рассмотрены недостаточно.

Цель статьи. На примере ЗУР СД с вертикальным пуском 9М83 провести анализ математической модели функционирования системы управления подрывом боевой части.

Основной материал

Следует отметить, что на определенном этапе развития ракетного оружия полуактивные фазодоплеровские взрыватели, построенные по классической схеме [2], получили очень широкое развитие. Наличие в ВУ фазового и доплеровских частотных каналов обеспечивало достаточную помехозащищенность в условиях воздействия АШП и при работе в пассивных помехах. Однако развитие систем РЭБ и расширение типов используемых активных помех, в частности применение несинхронных и когерентных помех, послужило причиной значительного снижения помехозащищенности классических полуактивных фазодоплеровских ВУ.

В полуактивных ВУ современных ЗУР СД приняты меры по улучшению их помехозащищенности и повышению точности согласования области срабатывания ВУ с областью поражения БЧ.

Взрывательное устройство 9Э322, используемое в ракете 9М83, построено по схеме полуактивного доплеровского радиовзрывателя. В 9Э322 используется комбинированная антенная система, состоящая из слабонаправленной антенны носового канала, установленной на антенне РГС, и бортового канала [3]. В зависимости от условий встречи ракеты с целью и помеховой обстановки ВУ осуществляется прием отраженных сигналов одним из каналов: носовым или бортовым. При работе бортовым каналом прием сигналов осуществляется первой или второй бортовыми антеннами. ВУ работает в режиме амплитудной пеленгации цели, т.е. срабатывает при попадании отраженного от цели сигнала в главный максимум антенны. Для исключения преждевременных срабатываний при приеме помеховых сигналов с направлений боковых лепестков ДН при работе по постановщику активной помехи, введена

схема компенсации, работающая от слабонаправленной антенны, названной компенсационной. ДН компенсационной антенны перекрывает все боковые лепестки ДН бортовых антенн. Конструктивно компенсационная антенна совмещена в одном приборе с узконаправленной бортовой антенной (ДН в меридиональной плоскости имеет размер $6^\circ - 7^\circ$). ДН первой бортовой антенны меняет свою ориентацию в зависимости от величины и направления вектора относительной скорости ракета-цель.

Боевое функционирование современных ЗУР СД с вертикальным стартом условно можно разбить на ряд этапов [4]: *предпусковой; пусковой; движение в контейнере; склонение; инерциальное управление; самонаведение; доворот ракеты по крену; ближнее взведение и подрыв.*

Функционирование ВУ моделируется на последних двух этапах. В данной работе не рассматривается вопрос регулировки чувствительности ВУ.

В процессе полета в БВУ ракеты постоянно рассчитываются расстояние от ракеты до цели - l и скорость изменения расстояния от ракеты до цели - \dot{l} , которые вычисляются по следующим формулам:

$$l(t_i) = \sqrt{\Delta x_u^2(t_i) + \Delta y_u^2(t_i) + \Delta z_u^2(t_i)}, \quad (1)$$

$$\dot{l}(t_i) = (\Delta x_u \Delta \dot{x}_u + \Delta y_u \Delta \dot{y}_u + \Delta z_u \Delta \dot{z}_u) / l(t_i), \quad (2)$$

где $\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u, \Delta \dot{x}_u, \Delta \dot{y}_u, \Delta \dot{z}_u$ - соответственно разности координат и скоростей цели и ракеты в инерциальной системе координат (методика расчета подробно изложена в работе [5]).

Команда "Доворот" в модели формируется при выполнении условия:

$$l < l_0 + \dot{l} \Delta t_0, \quad (3)$$

где $\Delta t_0 = 0,5c$; $l_0 = 1000m$.

Для вычисления значения требуемого угла доворота ракеты по крену $\tilde{\gamma}^{дов}$ используется предположение о том, что отношение проекции промаха в плоскостях курса и тангажа пропорционально отношению нормальных ускорений в тех же плоскостях. Кроме того, расчет $\gamma^{дов}$ связан с особенностями управления антенной ГСН ракеты.

Поворот антенны ГСН технически возможен на углы $\beta_\Gamma = \pm 35^\circ, \varepsilon_\Gamma = -35^\circ \dots + 68^\circ, \gamma_\Gamma = \pm 540^\circ$, в связи с чем, при управлении антенной реализован способ разворота плоскости "большой" прокачки антенны в сторону цели с помощью канала крена, работающего по принципу обнуления угла отворота антенны по азимуту β_Γ (рис. 1) [3]. После отворота по крену направление радиус-вектора цели в системе координат ГСН определяется углами $\varepsilon_\Gamma, \beta_\Gamma$ (рис. 1).

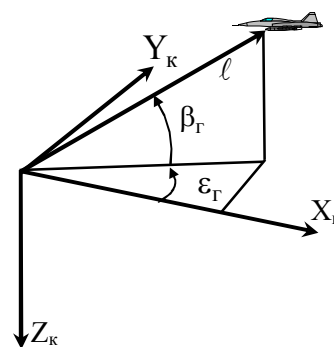


Рис. 1. Система координат ГСН

Таким образом, реализуется ситуация "акульей погони", когда цель практически "лежит" в плоскости β_Γ .

Вычисление *требуемого угла доворота* $\tilde{\gamma}^{дов}$ реализуется по следующему алгоритму.

$$\tilde{\gamma}^{дов} = \begin{cases} 90^\circ (1 - \text{sign} C_y) & \text{при } |C_z| < 0,01; \\ -\text{arctg} \frac{C_y}{C_z} + 90^\circ \text{sign} C_z & \text{при } |C_z| \geq 0,01, \end{cases} \quad (4)$$

$$C_y = \lambda_y^{дов} - 0,1W_{y\Gamma}, \quad C_z = \lambda_z^{дов} - 0,1W_{z\Gamma}, \quad (5)$$

$$\lambda_y^{дов} = \frac{V_{отн} \omega_{z\Gamma}}{\text{Cos} \varepsilon_\Gamma}, \quad \lambda_z^{дов} = V_{отн} \omega_{y\Gamma}, \quad (6)$$

где $V_{отн}$ - относительная скорость сближения ЗУР и цели; $\omega_{y\Gamma}, \omega_{z\Gamma}$ - угловые скорости вращения линии визирования цели (ЛВЦ) в плоскостях наведения; $W_{y\Gamma}, W_{z\Gamma}$ - нормальные ускорения ракеты в СК ГСН.

Нормальные ускорения ракеты (W_{xp}, W_{yp}, W_{zp}) измеряются в ракетной системе координат (РСК). Учитывая особенности управления антенной пересчет значения ускорения в систему координат ГСН $W_{x\Gamma}, W_{y\Gamma}$ осуществляется согласно таких выражений

$$W_{y\Gamma} = W_{yp} \text{Cos} \gamma_\Gamma + W_{zp} \text{Sin} \gamma_\Gamma - W_{xp} \text{tg} \varepsilon_\Gamma, \quad (7)$$

$$W_{z\Gamma} = -W_{yp} \text{Sin} \gamma_\Gamma + W_{zp} \text{Cos} \gamma_\Gamma + \frac{1}{57,3} \frac{W_{xp}}{\text{Cos} \varepsilon_\Gamma} \beta_\Gamma. \quad (8)$$

Расчет *реализуемого значения угла доворота* $\gamma^{дов}$ осуществляется следующим образом

$$\gamma^{дов} = -(\tilde{\gamma}^{дов} + \gamma_\Gamma + n_\gamma 360), \quad (9)$$

$$n_\gamma = \begin{cases} -\text{sign}(\gamma_\Gamma + \tilde{\gamma}^{дов}) & \text{при } |\gamma_\Gamma + \tilde{\gamma}^{дов}| > 180^\circ; \\ 0 & \text{при } |\gamma_\Gamma + \tilde{\gamma}^{дов}| < 180^\circ. \end{cases} \quad (10)$$

В случае если вычисленное значение $\gamma^{дов}$ не превышает по модулю величину 100° , оно используется для разворота ракеты по крену. При превышении этого значения разворот производится на угол 100° , при этом дополнительно рассчитывается направление разворота ракеты по крену

$$\gamma^{\text{дов}} = -100^\circ \text{sign}(\tilde{\gamma}^{\text{дов}} + \gamma_\Gamma + n_\gamma 360). \quad (11)$$

Вычисление значения команд управления ракетой на этапе "поворота" целесообразно осуществлять в несколько приемов.

Первоначально осуществляется вычисление команд наведения $\hat{\lambda}_{ya}$, $\hat{\lambda}_{za}$ формируемых относительно линии визирования цели (в антенной СК)

$$\hat{\lambda}_{ya} = \kappa^c \cdot V_{\text{отн}} \cdot \hat{\omega}_{z\Gamma} \cdot \frac{1}{57,3}, \quad (12)$$

$$\hat{\lambda}_{za} = \kappa^c \cdot V_{\text{отн}} \cdot \hat{\omega}_{y\Gamma} \cdot \frac{1}{57,3}. \quad (13)$$

где κ^c – коэффициент навигации; $\hat{\omega}_{y\Gamma}$, $\hat{\omega}_{z\Gamma}$ – оценки угловой скорости вращения ЛВЦ в плоскостях Y,Z.

Расчет угловых скоростей осуществляется по тем же методикам, что и на этапе самонаведения [6].

Расчет $V_{\text{отн}}$ осуществляется по данным инерциальной системы

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{\Delta \dot{x}_и^2 + \Delta \dot{y}_и^2 + \Delta \dot{z}_и^2}. \quad (14)$$

Далее, команды наведения $\hat{\lambda}_{ya}$, $\hat{\lambda}_{za}$ пересчитываются в команды наведения $\lambda_{y\Gamma}$, $\lambda_{z\Gamma}$ в системе координат ГСН ракеты, при этом учитывается команда компенсации продольного ускорения ракеты W_{xp} .

$$\lambda_{y\Gamma} = \frac{\hat{\lambda}_{ya}}{\text{Cos}\varepsilon_\Gamma} + W_{xp} \text{tg}\varepsilon_\Gamma, \quad (15)$$

$$\lambda_{z\Gamma} = \hat{\lambda}_{za} - \left(\hat{\lambda}_{ya} \text{tg}\varepsilon_\Gamma + \frac{W_{xp}}{\text{Cos}\varepsilon_\Gamma} \right) \frac{\beta_\Gamma}{57,3}, \quad (16)$$

И окончательно, учитывая разворот ракеты по крену рассчитываются команды управления ракетой в РСК.

$$\lambda_{y\Gamma}^{\text{дов}} = \lambda_{y\Gamma} \text{Cos}\gamma_\Gamma - \lambda_{z\Gamma} \text{Sin}\gamma_\Gamma + W_{\text{вес}} \cdot a_{22}, \quad (17)$$

$$\lambda_{z\Gamma}^{\text{дов}} = \lambda_{y\Gamma} \text{Sin}\gamma_\Gamma + \lambda_{z\Gamma} \text{Cos}\gamma_\Gamma + W_{\text{вес}} \cdot a_{23}, \quad (18)$$

где $W_{\text{вес}}$ – команда компенсации веса ракеты.

Значения коэффициентов a_{22} , a_{23} – рассчитываются по формулам:

$$a_{22}(t_\Pi) = c_{22}(t_{\text{дов}}) \text{Cos}[\gamma_\Gamma - \gamma_\Gamma(t_{\text{дов}})] - c_{23}(t_{\text{дов}}) \text{Sin}[\gamma_\Gamma - \gamma_\Gamma(t_{\text{дов}})], \quad (19)$$

$$a_{23}(t_\Pi) = c_{22}(t_{\text{дов}}) \text{Sin}[\gamma_\Gamma - \gamma_\Gamma(t_{\text{дов}})] + c_{23}(t_{\text{дов}}) \text{Cos}[\gamma_\Gamma - \gamma_\Gamma(t_{\text{дов}})], \quad (20)$$

где $t_{\text{дов}}$ – время выдачи команды "Доворот"; c_{22} , c_{23} – коэффициенты матрицы направляющих косинусов C - задающей преобразование из РСК в инерциальную СК (методика расчета коэффициентов матрицы C приведена в работе [4]).

Система наведения ракеты осуществляет управление ЗУР в соответствии с выражениями (17, 18) с

момента выдачи команды "Доворот" и до момента времени $t_{\text{бв}}+1с$. Т.е. еще в течении 1с после формирования команды БВ (ближнее взведение ВУ) осуществляется управление ракетой. После чего команды управления обнуляются и далее, ракета летит прямолинейно.

Однако подобное возможно только при промахах т.к. среднее время от момента выдачи команды БВ и до подрыва БЧ составляет примерно 0,3 с.

Команда БВ выдается на этапе "поворота".

Алгоритм формирования команды БВ заключается в контроле выполнения хотя бы одного из трех условий:

а) снятие команды "захват частоты" (происходит при срыве автосопровождения цели ГСН) и отсутствие команды "шумовая помеха" (при сопровождении ГСН цели по сигналу помехи команда "захват частоты" не выдается);

$$\text{б) } \omega_{y\Gamma}^2 + \omega_{z\Gamma}^2 \geq K_{\text{бв}}, \text{ где } K_{\text{бв}} = (6\text{град/с})^2:$$

- при работе носовой антенной РВ;

- при работе бортовой антенной РВ при наличии команды БЦ (баллистическая цель) и при $V_{\text{отн}} > 3200$ м/с;

$$\text{в) } \omega_{y\Gamma}^2 + \omega_{z\Gamma}^2 \geq K_{\text{бв}}, \text{ где } K_{\text{бв}} = (11,5\text{град/с})^2$$

в остальных случаях.

В БВУ ракеты осуществляется расчет оптимального угла срабатывания ВУ - $\varphi_{\text{ср}}$ и частоты отстройки фильтров $\Delta F_{\text{ср}}$ частотного канала ВУ.

$$\text{Cos}\varphi_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{отн}} + V_3 \text{Cos}\Omega}{\sqrt{V_3^2 + V_{\text{отн}}^2 + 2V_{\text{отн}} \text{Cos}\Omega}}, \quad (21)$$

$$\text{Cos}\Omega = \text{Sin}\varepsilon_\Gamma \text{Cos}\beta_\Gamma \text{Cos}\tilde{\gamma}^{\text{дов}} - \text{Sin}\beta_\Gamma \text{Sin}\tilde{\gamma}^{\text{дов}}, \quad (22)$$

$$\Delta F_{\text{ср}} = V_{\text{отн}} (1 - \text{Cos}\varphi_{\text{ср}}). \quad (23)$$

Информация о доплеровской частоте сопровождаемой ГСН цели запоминается по команде БВ. Далее, запомненная частота непрерывно сравнивается с текущим значением доплеровской частоты. Фиксация момента срабатывания ВУ производится узкополосными фильтрами Ф1 или Ф2.

Фильтр Ф2 имеет более широкую полосу пропускания и обеспечивает фиксацию сигнала от цели при работе носовым каналом на малых промахах, когда время пролета цели очень мало.

В зависимости от $\Delta F_{\text{ср}}$ фильтры перестраиваются по частоте. На угол $\varphi_{\text{ср}}$ выставляется антенна бортового канала.

Следующим вопросом, который необходимо рассмотреть при моделировании ВУ есть алгоритм переключения носового и бортового антенных каналов

Включение носового канала происходит по команде ФИН, бортового – по команде ФИБ. Форми-

рование команд происходит на этапе "дворота" до момента выдачи команды БВ.

Команда ФИН выдается при выполнении одного из условий:

а) $t_{\text{дов}} \leq t \leq t_{\text{дов}} + 0,125c$ (т.е. первоначально всегда включается носовой канал);

б) $t \geq t_{\text{дов}} + 0,125c$ и ограничении на работу бортовым каналом.

Команда ФИБ выдается при выполнении одного из 3-х условий: а) при воздействии на приемное устройство ВУ широкополосной активной помехи;

б) если после начального включения носового канала обнаружено воздействие на приемное устройство ВУ пассивной помехи; в) при наличии команды ФИН и выполнении условий: $V_{\text{отн}} < 1000 \text{ м/с}$ или $\varphi_{\text{ср}} > 50^\circ$.

Если после начала работы бортового канала пассивные помехи все же воздействуют на приемное устройство, подключенное к узконаправленной антенне, то при отсутствии АШП вновь подключается носовая антенна.

Но при этом команда на подрыв БЧ вырабатывается не в ВУ, а в БВУ ракеты.

При дальнейшем моделировании с помощью модели кинематического звена оцениваются относительные координаты ракеты и цели, и определяется момент подрыва БЧ.

Вывод

В статье на примере взрывательного устройства 9Э322, используемого в ракете 9М83, проведен анализ особенностей построения математической модели функционирования системы управления подрывом боевой части использующей *доплеровский полуактивный радиовзрыватель*.

Список литературы

1. Проектирование зенитных управляемых ракет. Учебник / Под ред. И.С. Голубева, В.Г. Светлова. – М.: МАИ, 1999. – 725 с.

2. Бурцев В.В. Системотехнічні основи побудови та бойового використання комплексів і систем зенітного озброєння. Навч. пос. / В.В. Бурцев. – Х.: ХУПС, 2005. – 288 с.

3. Устройство зенитного ракетного вооружения, контрольно-испытательного и технологического оборудования ЗРК. Бортовая аппаратура зенитной ракеты 9М83. Уч. пос. / М.И. Исаков, Е.Е. Лавровский, О.Н. Пивоваров, И.П. Смешко. – К.: КВЗРИУ, 1987. – 80 с.

4. 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. – 2011. – №. 1(25). – С. 54 – 7.

5. 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. – Вип. 5(95). – С. 170 – 173.

6. Математическое моделирование бортового вычислителя ЗУР. Анализ задачи моделирования наведения на этапе самонаведения / А.Б. Скорик, С.В. Ольховиков, А.А. Зверев, Т.Н. Котенко // Наука і техніка Повітряних Сил ЗСУ. – Х.: Харківський університет Повітряних Сил, 2013. – № 4(13). – С. 50 – 52.

Поступила в редколлегию 28.03.2014

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

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПІДРИВНОГО ПРИСТРОЮ. Частина 1. АНАЛІЗ ЗАВДАННЯ МОДЕЛЮВАННЯ РАДІОПІДРИВАЧА СУЧАСНИХ ЗКР СЕРЕДНЬОЇ ДАЛЬНОСТІ

А.Б. Скорик, М.І. Камчатний, М.І. Рожков, М.В. Кусяк

У статті розглядаються питання побудови математичної моделі функціонування підривного пристрою ЗКР середньої дальності з комбінованим наведенням (інерціальне з радіокоррекцією + напівактивне самонаведення). Наводяться основні математичні співвідношення та алгоритми формування команд доплерівського напівактивного радіопідривача. Аналізуються особливості спільного функціонування системи наведення і підривного пристрою.

Ключові слова: підривний пристрій, напівактивний доплерівський радіопідривача, бортовий обчислювальний пристрій, самонаведення, область спрацьовування радіопідривача.

MATHEMATICAL MODELING DETONATION DEVICE. Part 1. ANALYSIS OF PROBLEMS OF MODERN MODELING RADIO CONTROLLED FUSES MEDIUM-RANGE SAM

A.B. Skoryk, N.I. Kamchatny, N.I. Rozhkov, M.V. Kussyak

The article deals with the mathematical model of the functioning of detonation device SAM medium range with a combined guidance (inertial with radio + semi-active homing). The basic mathematical relationships and algorithms generate commands Doppler semi-active radio controlled fuses. Analyzes the characteristics of the joint operation of the guidance system and detonation device.

Keywords: detonation device, semi-active Doppler radio controlled fuses, trip computer, homing, radio fuse tripping area.