

МОДЕЛЬ ПЕРЕХВАТА ЦЕЛИ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТОЙ С РАДИОКОМАНДНО-ИНЕРЦИАЛЬНЫМ НАВЕДЕНИЕМ

ОАО "АЛЕВКУРП", г. Минск, Республика Беларусь

Легкоступ В.В.

Маркевич В.Э. – канд. техн. наук

Осуществлено моделирование процесса наведения зенитной управляемой ракеты (ЗУР) на аэробаллистическую цель с использованием комбинированной системы наведения, выполнена оценка и сравнительный анализ показателей качества наведения командной и командно-инерциальной систем управления, показаны преимущества использования комбинированных систем наведения.

При наведении ЗУР на аэробаллистические цели (АБЦ) (корректируемые и планирующие авиабомбы, противорадиолокационные ракеты, ракеты систем залпового огня) для обеспечения высокой точности наведения целесообразно использовать метод пропорционального наведения (МПН) и его модификации.

Наряду с неоспоримыми достоинствами указанного метода (близкая к прямолинейной траектория, малые ошибки наведения, простота формирования сигнала управления, атака с любых ракурсов), существует ряд факторов, ограничивающих применение МПН при наведении от наземной Радиолокационной станции (РЛС):

- большие значения (до 30 град) углов упреждения при наведении на цель;
- высокая чувствительность МПН к маневру и необходимость оценки нормальных ускорений цели для их компенсации;
- низкая скрытность и помехозащищенность командной радиолинии управления и визирования ракеты.

Одним из путей решения указанных проблем является использование комбинированных командно-инерциальных систем наведения на основе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС).

В статье проведен сравнительный анализ качества функционирования радиоконандной и командно-инерциальной систем управления ЗУР при наведении на АБЦ.

Для исследования была разработана математическая модель контура наведения ЗУР, включающая в себя:

- измерители координат ракеты и цели;
- модель ракеты;
- устройство выработки команд (УВК).
- модель БИНС;

Модель измерителей цели и ракеты представлена следящими системами дальности-скорости и угловых координат, реализованными в виде фильтров второго порядка, с известными задающими (координаты цели и ракеты) и возмущающими воздействиями. При этом, увеличение угла упреждения ракеты приводит к росту ошибок измерения координат ЗУР из-за снижения отношения сигнал/шум.

Модель ракеты представляет систему нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих движение в скоростной, связанной и инерциальной системах координат (СК) под действием команд управления, формируемых в УВК.

Программная реализация алгоритма УВК обеспечивает вычисление команд управления и сигналов коммутации режимов работы бортового оборудования ракеты.

Модель БИНС реализует алгоритмы вычисления координат и параметров движения ракеты в стартовой системе координат по информации, поступающей от бортовых датчиков (датчики линейных ускорений и угловых скоростей).

Моделировалось наведение на маневрирующую цель с параметрами: скорость – 600м/с, угол пикирования – 85 град, радиальная дальность встречи – 20000м, курсовой параметр – 15000м, высота – 1000м.

Для сравнительного анализа использовались следующие характеристики: нормальные ускорения ракеты в процессе наведения и в точке встречи; величины мгновенного промаха ракеты в процессе наведения и в точке встречи; математическое ожидание (МО) и среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки наведения в точке встречи в системе координат, связанной с РЛС.

Промах ракеты определялся следующим образом:

$$\vec{h} = \frac{D}{\dot{D}} [\vec{\omega} \times \vec{D}], \quad \vec{D} = \vec{r}_u - \vec{r}_p, \quad \dot{\vec{D}} = \dot{\vec{r}}_u - \dot{\vec{r}}_p, \quad \vec{\omega} = M \theta \begin{bmatrix} \vec{D} \times \dot{\vec{D}} \\ \dot{\vec{D}}^T \vec{D} \end{bmatrix},$$

где \vec{r}_u, \vec{r}_p - радиус-векторы цели и ракеты; $\dot{\vec{r}}_u, \dot{\vec{r}}_p$ - производные радиус-векторов цели и ракеты; θ - вектор углов наклона линии визирования ракета-цель в инерциальной СК; $M \theta$ - матрица Эйлера.

На рисунках 1, 2 приведены результаты моделирования ошибки наведения для случая использования радиоконандного и комбинированного (смешанного) радиоконандно-инерциального наведения ракеты.

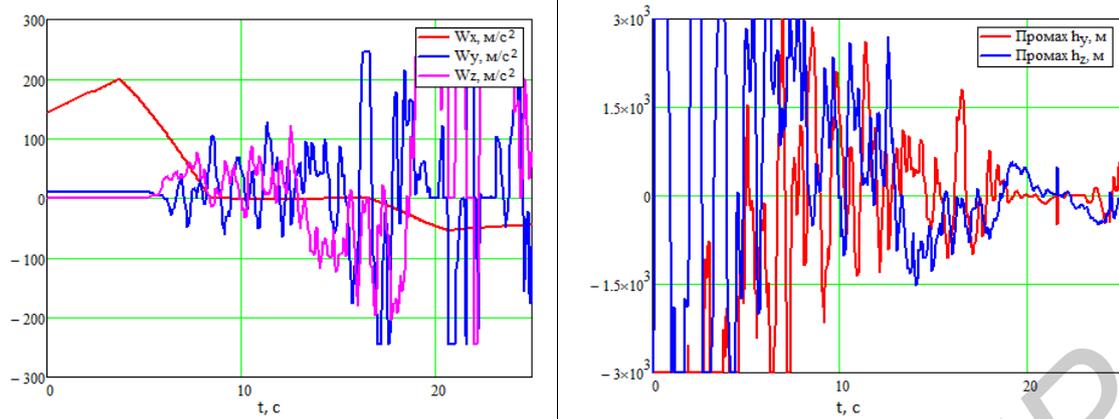


Рис. 1 – Нормальные ускорения и проекции промаха ЗУР при наведении без использования БИНС.

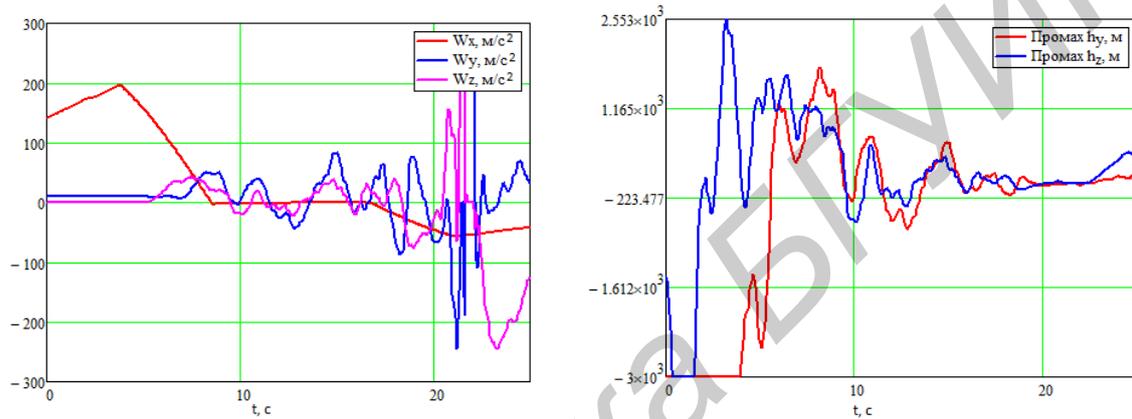


Рис. 2 – Нормальные ускорения и проекции промаха ЗУР при наведении с использованием БИНС.

Анализ показывает, что использование комбинированной системы наведения на базе БИНС позволяет снизить величину МО ошибки наведения ракеты в точке встречи в 1.8...2.5 раза, СКО – в 2.3...2.8 раза по сравнению с радиокомандной системой управления

Проведенное моделирование процесса перехвата аэробаллистической цели зенитной управляемой ракетой с различными системами наведения показало, что использование БИНС позволяет существенно снизить флюктуационные перегрузки ракеты и повысить точность наведения в 1.5...2.3 раза.

Список использованных источников:

1. Чердынцев, В. А. Системы передачи информации с расширением спектра сигналов / В. А. Чердынцев, Дубровский В.В. // Уч. метод. пособие для студентов радиотехнических специальностей. – Минск, 2009. – 131 с.
2. Карпушкин, Э. М. Радиосистемы передачи информации / Э. М. Карпушкин // Уч. метод. пособие для студентов учреждений, обеспечивающих получение высшего образования по специальности "Радиоэлектронные системы". – Минск, 2008. – 62 с.