

УДК 681.516.31

П.Н.Беляев (асп., каф. РИС), А.Н.Шестун, д.т.н., гл. констр. (ОАО «НПП Конверсия»),
Г.Е.Бердичевский, зам. гл. констр. (ОАО «НПП Конверсия»)

КОМПЛЕКСИРОВАННАЯ СИСТЕМА АВТОСОПРОВОЖДЕНИЯ ПО НАПРАВЛЕНИЮ

Система автосопровождения подвижных (или неподвижных) объектов визирования (ОВ) по направлению, находящихся на земной поверхности, входит в состав активной радиолокационной головки самонаведения, размещаемой на беспилотном летательном аппарате (БПЛА). Система предназначена для выполнения автосопровождения ОВ по азимуту и углу наклона.

При работе системы автосопровождения по направлению (АСН) на ее входе действует сигнал, обусловленный движением ОВ, колебаниями БПЛА вокруг центра масс и собственными линейными перемещениями БПЛА, а также радиочастотные помехи. Колебания БПЛА компенсируются системой гиостабилизации равносигнального направления антенного устройства системы автосопровождения ОВ. Таким образом, для повышения точности и помехоустойчивости системы АСН целесообразно её комплексирование [1] с нерадийтехническим измерителем, в качестве которого рассматривается инерциальный измеритель параметров вектора визирования (ИИПВВ) точки прицеливания (ТП) (или ОВ, если он неподвижен), разработанный в ОАО «НПП Конверсия» [2].

Работа ИИПВВ основана на автономном определении параметров вектора визирования в базовой антенной системе координат, связанной одной своей осью с направлением оптической оси антенного устройства системы АСН. Параметрами вектора визирования являются текущие значения составляющих пространственной угловой координаты ТП и наклонной дальности сближения БПЛА с ТП. Алгоритм идеальной работы ИИПВВ в векторной форме имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\vec{V}} = \vec{a} - \vec{g} - \vec{n} - \vec{\omega} \times \vec{V}; \\ \dot{\vec{L}} = \vec{V} - \vec{\omega} \times \vec{L}; \\ \dot{\vec{\xi}}_0 = \vec{\xi}_0 \times \vec{\omega} + \Omega_{\xi_0} \cdot \vec{\eta}_0 - \Omega_{\eta_0} \cdot \vec{\xi}_0; \\ \dot{\vec{\eta}}_0 = \vec{\eta}_0 \times \vec{\omega} + \Omega_{\eta_0} \cdot \vec{\xi}_0 - \Omega_{\xi_0} \cdot \vec{\eta}_0; \\ \dot{\vec{\zeta}}_0 = \vec{\zeta}_0 \times \vec{\omega} + \Omega_{\zeta_0} \cdot \vec{\xi}_0 - \Omega_{\xi_0} \cdot \vec{\zeta}_0, \end{cases}$$

где: \vec{L} – вектор визирования; \vec{a} – ускорение, обусловленное суточным вращением Земли; \vec{n} – вектор кажущегося ускорения; \vec{g} – напряженность гравитационного поля Земли; $\vec{\omega}$ – абсолютная угловая скорость вращения БПЛА; \vec{V} – линейная скорость перемещения БПЛА; ξ_0, η_0, ζ_0 – декартовы координаты БПЛА в опорной системе координат; $\Omega_{\xi_0}, \Omega_{\eta_0}, \Omega_{\zeta_0}$ – проекции угловой скорости вращения Земли на оси геоцентрической опорной системы координат, связанной с ТП.

Измеренное комплексированной системой значение угловой координаты $e(t)$ равно

$$\hat{e}_{fb}(t) = \frac{K_g(p)}{1 + K_g(p)} \cdot [e(t) - \delta e_{eq}(t) + \delta \hat{e}_{eq}(t)], \text{ где } K_g(p) \text{ – передаточная функция привода}$$

антенного устройства; $\delta e_{eq}(t)$ – эквивалентная погрешность определения расчетной угловой координаты; $\delta \hat{e}_{eq}(t)$ – точная оценка эквивалентной погрешности. Когда полоса пропускания контура АС достаточно широка, ошибка измерения угловой координаты ОВ (ТП) определяется приближенным выражением $\hat{e}(t) = e(t) - \hat{e}_{fb}(t) \approx \delta e_{eq}(t) - \delta \hat{e}_{eq}(t)$.

Поскольку диапазон изменения сигнала $\delta e_{eq}(t)$ значительно уже, чем диапазон изменения сигнала, обусловленного линейным перемещением БПЛА и колебаниями БПЛА

вокруг центра масс, то сигнал $\delta e_{eq}(t)$ может быть отфильтрован с линейной ошибкой, что обеспечивает более высокую точность определения угловых координат цели по сравнению с известными некомплексированными системами автосопровождения [1].

На рис. 1 приведены результаты компьютерного моделирования алгоритма идеальной работы ИИПВВ на аэробаллистической траектории – значения наклонной дальности L и угловых координат e_1, e_2 вектора визирования в антенной системе координат.

На данном этапе разработки для указанной траектории максимальная ошибка вычисления наклонной дальности L составила 1,77% относительно максимального значения. Расчет ошибок по методу вариаций [3] при максимальных погрешностях задания исходных данных (инструментальные погрешности датчиков) показал результаты: $\delta L = 133,53$ м, $\delta e_1 = -0,00018$ рад, $\delta e_2 = -0,00154$ рад.

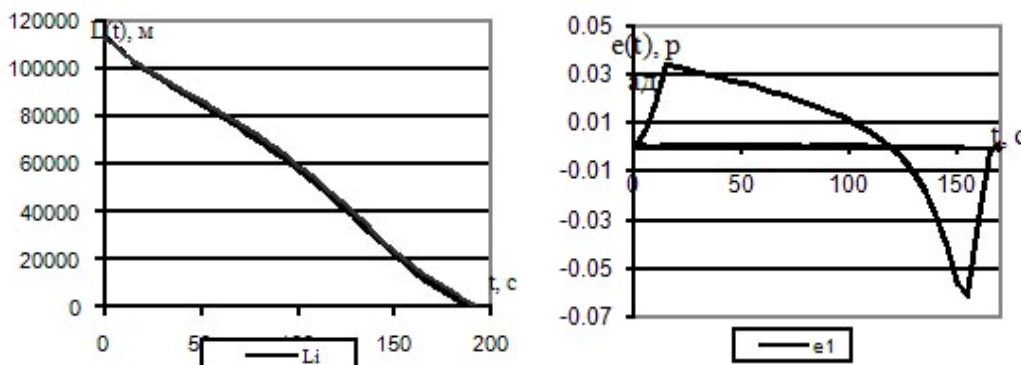


Рис. 1. Результаты компьютерного моделирования

ЛИТЕРАТУРА:

1. Первачев С.В., Валуев А.А., Чиликин В.М. Статистическая динамика радиотехнических следящих систем. М.: Советское радио, 1973.
2. Бердичевский Г.Е. Теоретические основы построения инерциального измерителя параметров векторов визирования и его практическое применение в бортовых системах самонаведения// Международная академия. Вестник, 1998, № 9-1с.
3. Андреев В.Д., Теория инерциальной навигации. Автономные системы. М.: Наука, 1966.