

СИНТЕЗ КОМПЛЕКСНОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.Ю. Минчук, 5 курс

Научный руководитель – А.Н. Мороз, к.т.н

Военная академия Республики Беларусь

Поскольку вертикальный канал бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) является неустойчивым, то для получения оценки высоты осуществляют комплексирование информации БИНС

с различными источниками. В данной работе рассматривается комплексирование информации вертикального канала БИНС и радиовысотомера.

Структурная схема канала комплексирования изображена на рисунке 1.

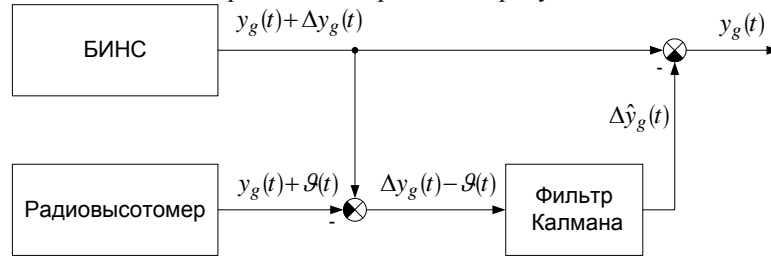


Рисунок 1 – Структурная схема канала комплексирования

Сигналы вертикального канала БИНС и радиовысотомера имеют вид:

$$y_B(t) = y_g(t) + \Delta y_g(t),$$

$$y_{PB}(t) = y_g(t) + \mathfrak{I}(t),$$

где $y_g(t)$ – измеряемая высота полета; $\Delta y_g(t)$ – погрешность измерения высоты БИНС; $\mathfrak{I}(t)$ – погрешность измерения высоты радиовысотомером.

Сигналы $y_B(t)$ и $y_{PB}(t)$ подаются на вычитающее устройство, на выходе которого образуется разностный сигнал:

$$z(t) = \Delta y_g(t) - \mathfrak{I}(t).$$

Разностный сигнал поступает в комплексный фильтр, то есть является его измерением. В матричном виде измерение записывается в следующем виде:

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{x}(t) + \mathfrak{I}(t),$$

где $\mathbf{H}(t) = [1 \ 0]^T$ – матрица измерения.

Задача комплексного фильтра состоит в подавлении помехи \mathfrak{I} радиовысотомера при минимальном искажении Δy_g . Модель динамики погрешностей выработки высоты БИНС имеет вид [1, с. 227]:

$$\Delta \dot{V}_{Yg} = n, \Delta \dot{y}_g = \Delta V_{Yg},$$

где ΔV_{Yg} , Δy_g – ошибки выработки вертикальной скорости и высоты; n – формирующий белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и заданной спектральной плотностью $S_n = \text{const}$.

В матричном виде модель динамики можно записать в виде:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t)\boldsymbol{\omega}(t),$$

где $\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ – динамическая матрица пересчета; $\mathbf{x}(t) = [y_g \ V_{Yg}]^T$ – вектор состояния;

$\mathbf{G}(t) = [0 \ 1]^T$ – матрица возмущения; $\boldsymbol{\omega}(t)$ – вектор возмущения.

Уравнения оптимальной фильтрации имеют следующий вид [2, с. 240]:

$$\frac{d\hat{\mathbf{x}}(t)}{dt} = \mathbf{F}(t)\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}(t)(\mathbf{z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{x}}(t)), \hat{\mathbf{x}}(t_0) = \mathbf{x}_0,$$

$$\mathbf{K}(t) = \mathbf{D}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{N}^{-1},$$

$$\frac{d\mathbf{D}(t)}{dt} = \mathbf{F}(t)\mathbf{D}(t) + \mathbf{D}(t)\mathbf{F}^T(t) - \mathbf{D}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{N}^{-1}\mathbf{H}(t)\mathbf{D}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{Q}\mathbf{G}^T(t),$$

где $\hat{\mathbf{x}}(t)$ – оценка вектора состояния; $\mathbf{K}(t)$ – матрица коэффициентов усиления; $\mathbf{D}(t)$ – матрица дисперсий ошибок фильтрации; \mathbf{N} – матрица спектральных плотностей шума наблюдения; \mathbf{Q} – матрица спектральных плотностей формирующих шумов.

На рисунке 2 изображена одна из реализаций входного воздействия и полученная по ней оценка $\Delta\hat{y}_g(t)$, а также ошибка полученной оценки $\delta = y_g(t) - \Delta\hat{y}_g(t)$.

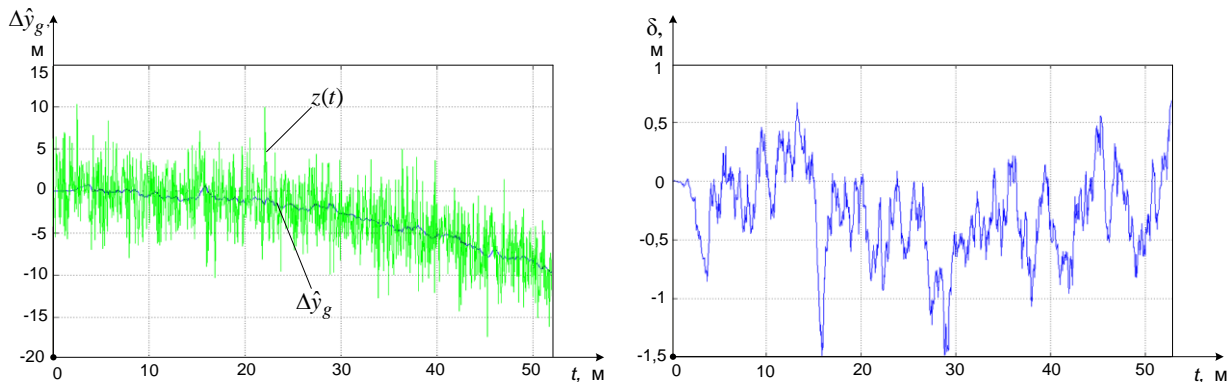


Рисунок 2– Результат работы фильтра

Таким образом, представленный комплексный измеритель позволяет получить достаточно точную оценку высоты полета летательного аппарата. Величина погрешности измерения высоты комплексным измерителем будет меньше погрешностей отдельных измерителей.

Список использованных источников

1. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов / Под общ. ред. д.т.н. В.Я. Распопова. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.
2. Перов А.И. Статистическая теория радиотехнических систем. – М.: Радиотехника, 2003. – 400 с.: ил.