УДК 621.391.26

Родионов Д.В.

КОМПЛЕКСНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЧНОСТИ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ И СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО ОБЪЕКТА

Для определения координат и параметров движения летательных аппаратов военного назначения используются навигационные системы, включающие в свой состав: инерциальную навигационную систему (ИНС), аппаратуру приёма сигналов спутниковой радионавигационной системы (СРНС), цифровой вычислитель [1].

Состав навигационной системы определён, исходя из необходимости решения с требуемой точностью такой важной навигационной задачи, как вычисление местоположения и коррекция результатов счисления. Основным средством определения скорости в большинстве случаев является ИНС. Знание координат местоположения объекта в начальный момент времени и интегрирование составляющих вектора скорости, выдаваемых ИНС, обеспечивает определение координат местоположения в любой момент времени.

Комплексная обработка информации инерциальной навигационной системы и спутниковой радионавигационной системы позволяет сочетать высокую точность определения координат и скорости летательного аппарата.

Цель работы – методами Марковской теории оценивания случайных процессов [2] получить квазиоптимальные оценки параметров движения летательного аппарата в горизонтальной плоскости.

Положение объекта в нормальной земной системе координат задаётся координатами (x, y, z). Задание математической модели объекта предполагает описание изменения данных координат во времени. Обычно изменение координат во времени можно задать системой дифференциальных уравнений вида:

$$\begin{aligned} &\frac{dx(t)}{dt} = V_{xg}(t), \quad &&\frac{dy(t)}{dt} = V_{yg}(t), \quad &&\frac{dz(t)}{dt} = V_{zg}(t); \\ &\frac{dV_{xg}(t)}{dt} = a_{xg}(t), \quad &&\frac{dV_{yg}(t)}{dt} = a_{yg}(t), \quad &&\frac{dV_{zg}(t)}{dt} = a_{zg}(t), \end{aligned} \tag{1}$$

где V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} – составляющие вектора земной скорости в нормальной земной системе координат; $a_{xg}(t), a_{yg}(t), a_{zg}(t)$ – ускорения объекта в нормальной земной системе координат.

В модели требуется задание изменения во времени ускорения объекта. Данная задача является довольно сложной, так как её решение зависит от типа объекта, вида совершаемого им движения и т.д. Она может быть решена только для отдельных случаев движения объекта, например, движение объекта с постоянной скоростью $a_{xg}(t)=0, a_{yg}(t)=0, a_{zg}(t)=0$.

В случае отсутствия достоверных сведений о моделях отдельных компонент вектора состояния или их малодостоверности важное значение имеет рациональное распределение информации [2]. Так как под векторами наблюдения и управления понимаются совокупности переменных, известных в результате измерения, то от исследователя зависит, сигналы каких измерителей отнести к вектору управления W, а каких к вектору наблюдения Ξ. Эта возможность и порождает метод распределения информации, в определённой степени являющийся развитием теории инвариантности. Этот метод позволяет, в частности, при полных отказах РТИ (СРНС) обеспечить автономность работы комплексных навигационных систем в режиме счисления текущих координат местоположения по данным измерителей скорости, сигналы которых и используются в качестве компонент вектора управления.

Согласно этому принципу, истинные значения составляющих вектора земной скорости объекта в математической модели (1) заменяются на измеренные ИНС, т. е. выходные сигналы ИНС используются в качестве компонент вектора управления.

Математическая модель изменения оцениваемых параметров объекта в горизонтальной плоскости в дискретном виде, полученная из (1), будет иметь вид:

$$\begin{array}{c} x(t_k)=x(t_{k-1})+TV_{xg}(t_{k-1})+0{,}5T^2(a_x^{ДЛУ}(t_k)-\Delta_{ax}(t_k)-\sigma_a\sqrt{2T/\alpha_a}n_{ax}(t_k)); \\ z(t_k)=z(t_{k-1})+TV_{zg}(t_{k-1})+0{,}5T^2(a_z^{ДЛУ}(t_k)-\Delta_{az}(t_k)-\sigma_a\sqrt{2T/\alpha_a}n_{az}(t_k)); \\ V_{xg}(t_k)=V_{xg}(t_{k-1})+T(a_x^{ДЛУ}(t_k)-\Delta_{ax}(t_k)-\sigma_a\sqrt{2T/\alpha_a}n_{ax}(t_k); \\ V_{zg}(t_k)=V_{zg}(t_{k-1})+T(a_z^{ДЛУ}(t_k)-\Delta_{az}(t_k)-\sigma_a\sqrt{2T/\alpha_a}n_{az}(t_k), \end{array}; \qquad (1)$$

где Т – интервал дискретизации; $a_x^{ДЛУ}(t_k), a_z^{ДЛУ}(t_k)$ – ускорения с выхода датчиков линейного ускорения; $\Delta_{ax}(t_k), \Delta_{az}(t_k)$ – составляющие вектора постоянных (медленно меняющихся) ошибок измерений; n_{ax}, n_{az} – составляющие вектора шумов наблюдения.

Тогда подлежащий оцениванию вектор состояния:

$$X(t_k)=[x(t_k), z(t_k), V_{xg}(t_k), V_{zg}(t_k), \Delta_{ax}(t_k), \Delta_{az}(t_k)]^T$$

описывается разностным векторно-матричным стохастическим уравнением

$$X(t_k)=\Phi_{xx}X(t_{k-1})+\Phi_{xv}W_{упр}(t_{k-1})+\Gamma_x N_x(t_{k-1}),$$

где Φ_{xx} – известная матрица размером (6x6); $\mathbf{W}_{упр}=[a_x^{ДЛУ}, a_z^{ДЛУ}]^T$ – вектор управления;

$\mathbf{\Gamma}_x(t_k,t_{k-1})$ – известная матрица размером (6х2); $\mathbf{N}_x=[n_{ax},n_{az}]^T$ – вектор формирующих шумов.

Вектор наблюдения, включающий сигналы на выходе СРНС, в дискретные моменты времени описывается выражением

$$\Xi(t_k)=HX(t_k)+\Gamma_{\Xi}N_{\Xi}(t_k),$$

где $\Xi=[X^{CPHC},Z^{CPHC}]^T,N_{\Xi}=[n_x,n_z]^T$; H – матрица наблюдения; $N_{\Xi}(t_k)$ – вектор шумов наблюдения; $\Gamma_{\Xi}(t_k)$ – известная матрица размером (2х2).

Алгоритм оценки вектора состояния имеет вид

$$\mathbf{X}^*(t_{k+1})=\mathbf{X}^*(t_{k+1}\,|\,t_k)+\mathbf{K}(t_{k+1})\left[\Xi(t_{k+1})-\mathbf{H}(t_{k+1})\mathbf{X}^*(t_{k+1}\,|\,t_k)\right],$$

где $\mathbf{X}^*(t_{k+1}\,|\,t_k)=\mathbf{\Phi}_{xx}(t_{k+1},t_k)\mathbf{X}^*(t_k)+\mathbf{\Phi}_{xV}(t_{k+1},t_k)\mathbf{W}_{\text{упр}}(t_k)$; $\mathbf{K}(t_{k+1})$ – матрица оптимальных коэффициентов передачи размером (13х4). Для вычисления матрицы оптимальных коэффициентов передачи используются соотношения:

$$\mathbf{K}(t_{k+1})=\mathbf{P}(t_{k+1}\,|\,t_k)\mathbf{H}^T(t_{k+1})\left[\mathbf{H}(t_{k+1})\mathbf{P}(t_{k+1}\,|\,t_k)\mathbf{H}^T(t_{k+1})+\mathbf{\Gamma}_{\Xi}\mathbf{\Gamma}_{\Xi}^T\right]^{-1};$$

$$\mathbf{P}(t_{k+1}\,|\,t_k)=\mathbf{\Phi}_{xx}(t_{k+1},t_k)\mathbf{P}(t_k)\mathbf{\Phi}_{xx}^T(t_{k+1},t_k)+\mathbf{\Gamma}_x(t_{k+1},t_k)\mathbf{\Gamma}_x^T(t_{k+1},t_k);$$

$$\mathbf{P}(t_{k+1})=\left[\mathbf{I}-\mathbf{K}(t_{k+1})\mathbf{H}(t_{k+1})\right]\mathbf{P}(t_{k+1},t_k),$$

где $\mathbf{P}(t_{k+1}\,|\,t_k)$ – матрица вторых центральных моментов (ковариаций) ошибок прогнозирования; $\mathbf{P}(t_{k+1})$ – матрица вторых центральных моментов (ковариаций) ошибок оценивания; $\mathbf{I}$ – единичная матрица размером (6х6).

Параметры датчиков имели значения: инерциальной навигационной системы $\alpha_{az}=100c^{-1}$, $\sigma_a=0{,}5\cdot10^{-3}\text{мс}^{-2}$; спутниковой радионавигационной системы $\sigma_{Vx}=\sigma_{Vz}=0{,}1мс^{-1}$, $\sigma_x=\sigma_z=5м$. Тактовый интервал времени выбирался равным $T=0{,}02c$. Предполагалось, что наземный объект двигается со скоростью 800 км/ч. Начальные значения вторых центральных моментов ошибок оценивания компонент вектора состояния брались равными: $p_{11}(t_0)=p_{22}(t_0)=10000м^2$, $p_{33}(t_0)=p_{44}(t_0)=1м^2c^{-2}$, $p_{55}(t_0)=p_{66}(t_0)=0{,}01м^2c^{-4}$. Результаты расчётов зависимости среднеквадратической ошибки оценивания координат и скорости летательного аппарата от времени, приведены на рис. 1 и рис. 2.

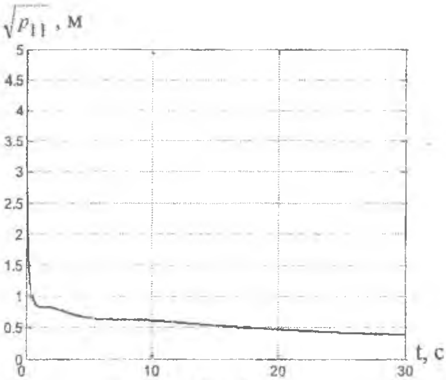

Рис. 1

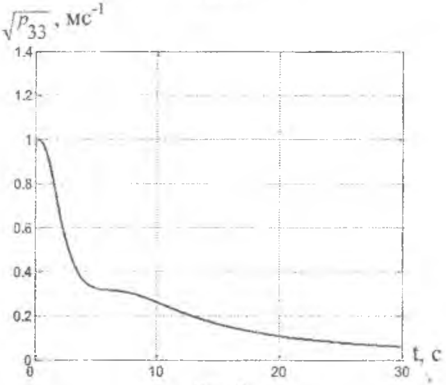

Рис. 2

Таким образом, комплексные квазиоптимальные алгоритмы обладают высокими характеристиками точности оценивания координат местоположения летательного объекта и его скорости.

Библиографический список

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы/ В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др./ Под ред. В.С. Шебшаевича. – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.
2. Ярлыков, М.С. Марковская теория оценивания случайных процессов/ М.С. Ярлыков, М.А. Миронов. – М.: Радио и связь, 1993. – 464 с.