

5. Мелешко В.В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: Учебн. пособ. / В.В. Мелешко, О.И. Нестеренко. – Кировоград: ПОЛИМЕД-Сервис, 2011. – 172 с.

*Надійшла до редакції
17 квітня 2012 року*

©Костюк А. Ю., Лакоза С. Л., 2012

УДК 629.1.05

АЛГОРИТМЫ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО–СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Мелешко В. В., Негода С. С.

*Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»,
г. Киев, Украина*

Рассмотрены ошибки интегрированных навигационных систем на базе инерциальной платформы и спутниковой навигационной системы. Рассматриваются ошибки интегрированной системы в установившемся режиме, время, затраченное на моделирование. В алгоритмах использованы фильтры первого и второго порядка, а также фильтр Калмана. Показано, что фильтр Калмана дает немного лучшую точность по отдельным параметрам, но требует больших вычислительных затрат. Рассмотрены как разомкнутый, так и замкнутый алгоритм интегрирования. Показаны преимущества замкнутой системы.

Ключевые слова: интегрированная система, алгоритмы интегрирования, фильтр.

Вступление

Несмотря на значительный прогресс в развитии как спутниковых, так и инерциальных средств навигации, в настоящее время широкое распространение получают интегрированные системы, основанные на комплексном использовании данных, вырабатываемых спутниковыми и инерциальными средствами.

Комплексное использование заключается в построении таких алгоритмов, с помощью которых обеспечивается максимальная точность определения основных навигационных параметров – координат, скорости и углов ориентации. Поскольку исходная измерительная информация в интегрированных системах, как правило, избыточна, роль этих алгоритмов в них весьма значительна.

Совершенствование интегрированных систем в настоящее время осуществляется как за счет использования современной аппаратуры потребителя (АП) спутниковой информации и получающих широкое распространение дешевых инерциальных измерителей, так и за счет совершенствования алгоритмов комплексной обработки всей имеющейся информации. В работах [1, 2] предлагается решение задачи обработки навигационных измерений с учетом дополнительного демпфирования ошибок навигационных параметров. В то же время отсутствует сравнение возможных алгоритмов интегрирования (комплексирования).

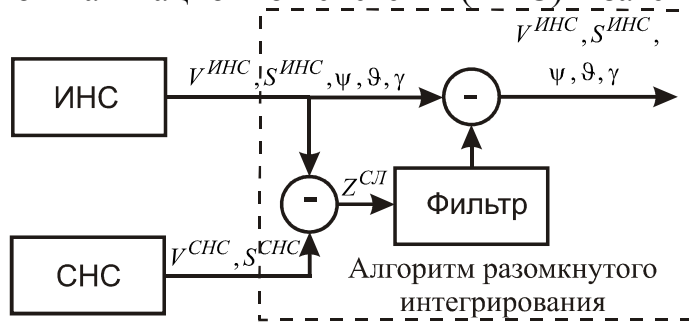
В настоящей статье рассматриваются алгоритмы интегрирования инерциальной навигационной системы (ИНС) и спутниковой навигационной системы (СНС), реализуемые в разомкнутой и замкнутой схемах с учетом возможного демпфирования ошибок. Проводится анализ алгоритмов интегрирования по

точности и быстродействию при применении различных видов фильтров, а именно фильтра Калмана и простых фильтров I-го и II-го порядков.

Цель данной статьи – выявление достоинств и недостатков исследуемых алгоритмов.

Алгоритмы интегрирования

При построении интегрированных систем ИНС/СНС, в частности, широкое применение получил прием, основанный на формировании разностных измерений, из состава которых путем фильтрации находят оценки ошибок инерциальной навигационной системы (ИНС) и затем их вычитают из сигналов ИНС.



$v^{ИНС}, S^{ИНС}$ – координаты и скорости по данным ИНС
 ψ, θ, γ – углы ориентации (курс, крен, тангаж)
 $v^{СНС}, S^{СНС}$ – координаты и скорости по данным СНС
 $Z^{СЛ}$ – разности измерений

Рис. 1. Разомкнутая схема интегрирования

Такую схему называют разомкнутой (рис. 1). В зависимости от применяемых фильтров может уточняться полный или неполный состав выходных параметров ИНС. В такой схеме отсутствуют какие-либо сигналы коррекции ИНС и СНС, что является ее достоинством. Однако в случае пропадания сигнала СНС эффект интегрирования тотчас исчезает.

Для того, чтобы уменьшить ошибки навигационных параметров и сохранить «память» коррекции ИНС, применяют замкнутое комплексирование, когда полученные на выходе фильтра оценки ошибок ИНС используют для формирования корректирующих воздействий на ИНС.

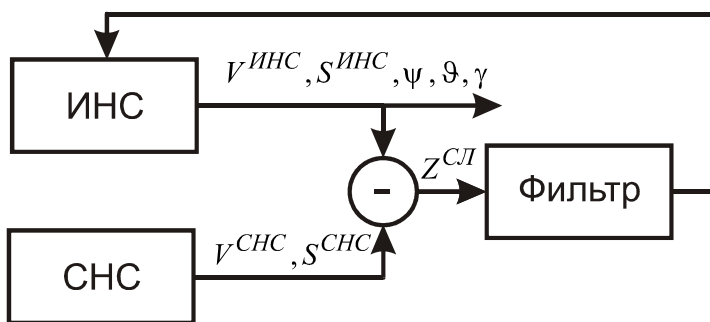


Рис. 2. Замкнутая схема интегрирования

Замкнутые схемы позволяют, не имея информации о полном векторе состояния системы, осуществить коррекцию всех значений навигационных параметров. При этом при пропадании сигнала от СНС в системе может сохраняться компенсация ошибок. На рис.2 представлена такая схема.

В качестве примера математическая модель платформенной ИНС [3] с использованием замкнутой схемы комплексирования может быть представлена в виде уравнений ошибок:

- уравнения ошибок ориентации платформы

$$\dot{\alpha}_x = -\omega_\eta \alpha_z + \omega_\zeta \alpha_y - \left(\frac{\Delta V_\eta}{R_\eta} + \frac{\Delta V_\xi}{R_o} \right) + \omega_{др} + k_1 \epsilon_x;$$

$$\dot{\alpha}_y = \omega_\xi \alpha_z - \omega_\zeta \alpha_x + \left(\frac{\Delta V_\xi}{R_\xi} + \frac{\Delta V_\eta}{R_o} \right) + \omega_{др} + k_1 \hat{\epsilon}_y; \quad (1)$$

$$\dot{\alpha}_z = -\omega_\xi \alpha_y + \omega_\eta \alpha_x + U \cos(\varphi) \Delta\varphi + \omega_{др} + k_1 \hat{\epsilon}_z;$$

- уравнения ошибок абсолютных линейных скоростей

$$\Delta \dot{V}_\xi = a_\eta \alpha_z - a_\zeta \alpha_y - \left(\frac{V_\zeta}{R_\xi} \Delta V_\xi + \left(\frac{V_\zeta}{R_o} - \omega_\zeta \right) \Delta V_\eta \right) + C \Delta\varphi_0 + \Delta a + k_2 \Delta \hat{V}_\xi;$$

$$\Delta \dot{V}_\eta = -a_\xi \alpha_z + \alpha_x a_\zeta - \left(\frac{V_\zeta}{R_o} \Delta V_\xi + \frac{V_\zeta}{R_\eta} \Delta V_\eta \right) + D \Delta\varphi_0 + \Delta a + k_2 \Delta \hat{V}_\eta; \quad (2)$$

$$C = \left(u_{31} u_{11} dU^2 + R_1 U^2 u_{11} \cos(\varphi_0) + R_1 U^2 u_{31} (-\sin(\varphi_0) \cos(\chi_0)) + V_\eta U \cos(\varphi_0) \right);$$

$$D = \left(u_{31} u_{21} dU^2 + R_1 U^2 u_{21} \cos(\varphi_0) + R_1 U^2 u_{31} (-\sin(\varphi_0) \sin(\chi_0)) + V_\xi U \cos(\varphi_0) \right).$$

- уравнения ошибок широты и долготы

$$\Delta \dot{\varphi} = \frac{\cos(\chi_0) \Delta V_\xi}{R_2} + \frac{\sin(\chi_0) \Delta V_\eta}{R_2} - A \Delta\varphi_0 + k_3 \Delta \hat{\varphi}; \quad (3)$$

$$\Delta \dot{\lambda} = \frac{\sin(\chi_0) \Delta V_\xi}{R_1 \cos(\varphi_0)} - \frac{\cos(\chi_0) \Delta V_\eta}{R_1 \cos(\varphi_0)} - B \Delta\varphi_0 + k_3 \Delta \hat{\lambda}.$$

В данных уравнениях α_x, α_y – ошибки ориентации платформы в плоскости горизонта, α_z – ошибка ориентации в азимуте; ω_η, ω_ξ – западная и северная составляющие абсолютной угловой скорости соответственно; V_η, V_ξ, V_ζ – западная, северная и вертикальная составляющие абсолютной линейной скорости соответственно; a_η, a_ξ, a_ζ – западная, северная и вертикальная составляющие кажущегося ускорения; $R_\eta (R_1), R_\xi (R_2), R_o$ – радиусы кривизны земного эллипсоида; φ, χ – широта и угол поворота платформы; U – угловая скорость вращения Земли, u_{ij} – направляющие косинусы между осями гринвичского и сопровождающего трехгранников; $\hat{\alpha}_x, \hat{\alpha}_y, \hat{\alpha}_z$ – оценки ошибок ориентации платформы; $\Delta \hat{V}_\eta, \Delta \hat{V}_\xi$ – оценка ошибок западной и северной составляющих абсолютной линейной скорости; $\Delta \hat{\varphi}, \Delta \hat{\lambda}$ – оценка ошибок широты и долготы; k_1 – коэффициент коррекции ошибки установления платформы в плоскости горизонта; k_2 – коэффициент коррекции ошибки абсолютной линейной скорости; k_3 – коэффициент коррекции ошибки широты и долготы. Правые крайние слагаемые уравнений описывают корректирующие воздействия. Диапазон изменения коэффициентов коррекции определяется устойчивостью системы.

Для использования в системе фильтра Калмана уравнения представим в векторно-матричном виде. Тогда математическая модель системы будет запи-

сана в формі:

$$\dot{\bar{x}} = \Phi \bar{x} + \mathbf{B} \bar{u} + \mathbf{G} \bar{w},$$

где \bar{x} – вектор переменных состояния системы, \bar{w} – вектор белых шумов системы с единичной интенсивностью и нормальным распределением, Φ – матрица состояния, \mathbf{B} – матрица управления, \mathbf{G} – матрица формирования входных возмущений.

Пусть вектор переменных состояния имеет следующий вид:

$$x = [\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z, \Delta\varphi, \Delta\lambda, \Delta V_\xi, \Delta V_\eta]^T.$$

Вектор управления формируется из постоянных ошибок чувствительных элементов системы (акселерометров и гироскопов) и может быть представлен в виде:

$$\bar{u} = [\bar{\omega}_{дрx}, \bar{\omega}_{дрy}, \bar{\omega}_{дрz}, \Delta\bar{a}_x, \Delta\bar{a}_y]^T.$$

Оценка наблюдаемости переменных состояния системы по известному критерию наблюдаемости [4] показывает, что угол ошибки азимутального канала не наблюдается.

Применяемые простые фильтры *I-go*, *II-go* порядков имеют структуру $F(p) = \frac{1}{(Tp + 1)}$ и $F(p) = \frac{1}{(T_1^2 p^2 + 2\zeta T_1 p + 1)}$ соответственно. Здесь T , T_1 – постоянные времени фильтра.

Постоянная времени фильтра влияет на сглаживание высокочастотной шумовой составляющей сигналов. Увеличение значений постоянных времени фильтра приводит к уменьшению шумовой составляющей ошибок. Оптимальными будем считать значения постоянных времени фильтра, обеспечивающие максимальную точность при заданном времени переходного процесса.

Использование простых фильтров в алгоритме фильтрации замкнутой навигационной системы не дает возможности оценить все значения ошибок навигационных параметров. В такой системе оцениваемыми ошибками являются: ошибки широты $\Delta\varphi$, долготы $\Delta\lambda$ и составляющих относительных линейных скоростей Δv_N и Δv_E .

Можно рассматривать вариант коррекции угловой ориентации платформы не по оценкам углов ошибок $\hat{\alpha}_x$, $\hat{\alpha}_y$ и $\hat{\alpha}_z$, а по оценкам ошибок скоростей. Тогда первые два уравнения системы (1) будут представлены в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_x &= -\omega_\eta \alpha_z + \omega_\zeta \alpha_y - \left(\frac{\Delta V_\eta}{R_\eta} + \frac{\Delta V_\xi}{R_o} \right) + \omega_{др} + k_3 \Delta V_\eta^\epsilon; \\ \dot{\alpha}_y &= \omega_\xi \alpha_z - \omega_\zeta \alpha_x + \left(\frac{\Delta V_\xi}{R_\xi} + \frac{\Delta V_\eta}{R_o} \right) + \omega_{др} + k_4 \Delta V_\xi^\epsilon; \end{aligned}$$

здесь k_3 – коэффициент коррекции ошибки α_x ; k_4 – коэффициент коррекции ошибки α_y .

Результаты моделирования

Для оценки точности и времени вычислений определения навигационных параметров проведено моделирование работы системы.

Пусть эквивалентные ошибки гироскопов и акселерометров имеют значения:

- угловая скорость дрейфа гироскопов: $\omega_{др} = 0.01$ °/час;
- ошибка акселерометров $\Delta a = 10^{-4}$ м/с².

Начальные значение ошибок географических координат и линейной абсолютной скорости соответствуют ошибкам СНС и имеют следующие значения:

- ошибка широты и долготы: $\Delta\varphi_0 = 1 \cdot 10^{-5}$ рад; $\Delta\lambda_0 = 1 \cdot 10^{-5}$ рад;
- ошибка линейной скорости: $\Delta V_0 = 0.1$ м/с.

На графиках рис.3 представлены ошибки абсолютных линейных скоростей при использовании в замкнутой интегрированной системе фильтра Калмана и простых фильтров I - го и II - го порядков.

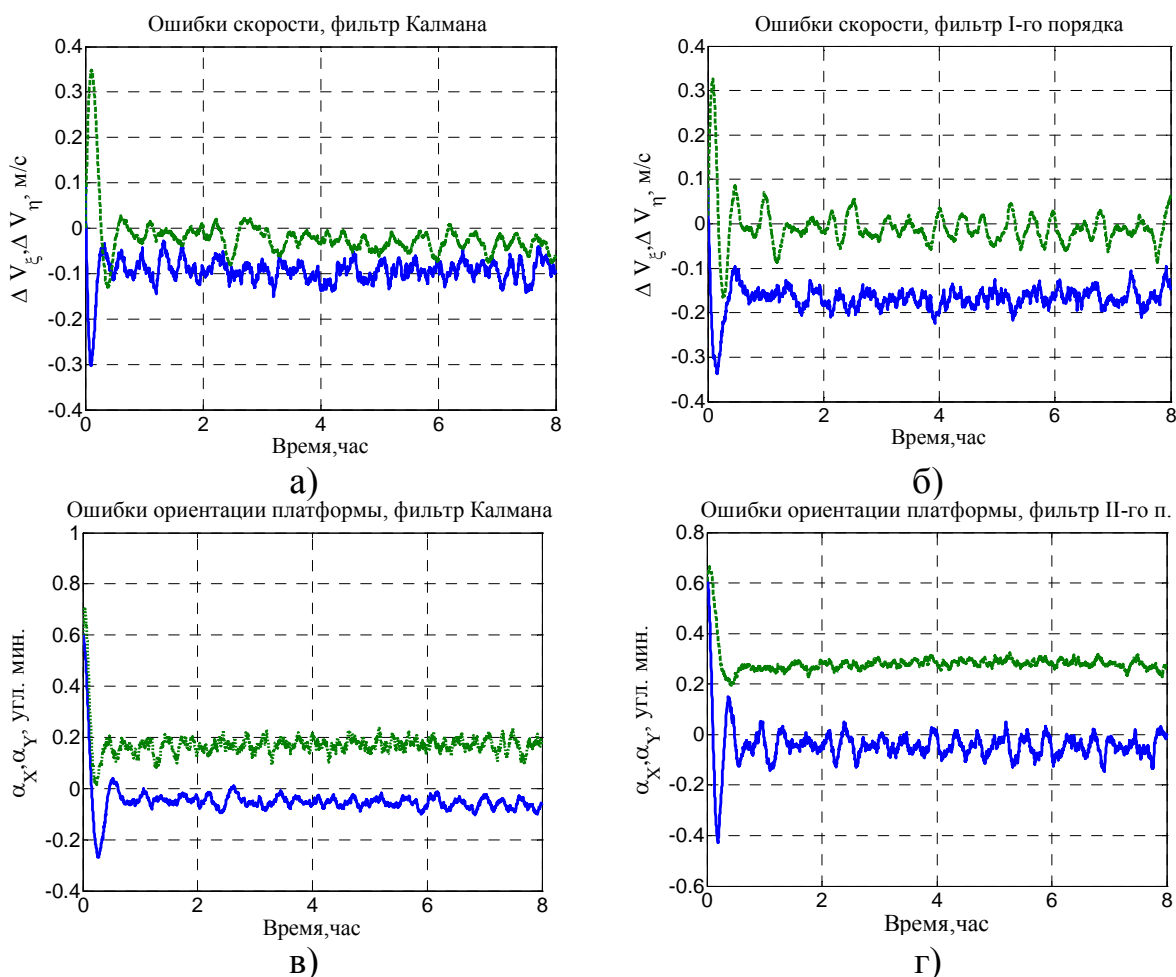


Рис. 3. Ошибки навигационных параметров

Значения ошибок навигационных параметров при движения объекта по поверхности Земли в северном направлении в течение 8 часов представлены в таблице 1. В столбце "Время вычислений" приведено время получения результата моделирования. Оно дает относительную оценку вычислительных затрат.

Таблиця 1. Установившиеся ошибки интегрированной системы

| Вид фильтра | Значение установившихся ошибок навигационных параметров | | | | | | Время вычислений с |
|---------------|---|--------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|--------------------------|--------------------|
| | α_x , угл.мин. | α_y , угл.мин. | φ , угл.мин. | λ , угл.мин. | ΔV_ξ , м/с | ΔV_η , м/с | |
| Калмана | 0.1 | 0.2 | 0.01 | 0.01 | 0.05 | 0.05 | 4.2 |
| I-го порядка | 0.1 | 0.4 | 0.01 | 0.01 | 0.2 | 0.05 | 1.8 |
| II-го порядка | 0.1 | 0.38 | 0.01 | 0.01 | 0.1 | 0.05 | 1.9 |

Выводы

Рассмотрены разновидности алгоритмов фильтрации для замкнутой интегрированной системы, а именно, использование фильтра Калмана, простых фильтров I-го, II-го порядков. Использование в алгоритме комплексирования фильтра Калмана дает нам возможность добиться большей точности в определении абсолютной линейной скорости и ошибок углов наклона платформы в плоскости горизонта. Значения ошибок широты и углов наклона в плоскости горизонта приблизительно имеют одинаковые значения (см. табл. 1). При этом время, которое затрачивается на вычисление значений ошибок навигационных параметров, в системе с фильтром Калмана увеличивается вдвое по сравнению с системой с простыми фильтрами.

Один из возможных путей повышения точности – калибровка инструментальных погрешностей и их учет при использовании фильтра Калмана. Использование замкнутой схемы с компенсацией влияния инструментальных погрешностей позволит значительно снизить потери точности при пропадании сигнала СНС.

Литература

1. Станчич Р. Интегрирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы низкой точности и GPS, концепция и результаты / Р. Станчич, С. Граовац // Гироскопия и навигация. – 2008. – № 2. – С. 16 - 28.
2. Інерціально-супутникові навігаційні системи / М.К. Філяшкін, В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т. І. Лукінова. – К.: Вид – во НАУ, 2009. – 306 с.
3. Мелешко В. В. Исследование алгоритма и погрешностей ИНС типа 802 [Электронный ресурс]. – К.: НТУУ «КПИ», 2009. URL: <http://www.kafpson.kpi.ua/arch.htm>
4. Мелешко В. В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: Учебное пособие / В. В. Мелешко, О. И. Нестеренко. – Кировоград: ПОЛИМЕД-Сервис, 2011. – 172 с.

Надійшла до редакції
2 квітня 2012 року

©Мелешко В. В., Негода С. С., 2012