

УДК 621.396

Тесно связанный алгоритм комплексирования НАП СРНС и многоцелевой ИНС

© Авторы, 2012

А.Ю. Шатилов – к.т.н., науч. сотрудник, кафедра радиотехнических систем, Национальный исследовательский университет «МЭИ»

И.А. Нагин – аспирант, кафедра радиотехнических систем, Национальный исследовательский университет «МЭИ»

Разработан тесно связанный алгоритм комплексирования навигационной аппаратуры потребителей (НАП) спутниковых радионавигационных систем (СРНС) и инерциальной навигационной системы (ИНС). При синтезе интеграционного фильтра применен подход, в котором априорная модель динамики потребителя выражена через измерения акселерометров и гироскопов, что позволило повысить вычислительную эффективность алгоритма. В алгоритме реализована поддержка следящих систем НАП СРНС, что привело к повышению помехоустойчивости приёма. С другой стороны, информация от СРНС позволила оценивать и компенсировать погрешности датчиков ИНС, что привело к более точной работе системы в автономном режиме (во время сбоев работы СРНС). Приведены результаты синтеза и моделирования алгоритма для ИНС тактического класса точности.

Ключевые слова: спутниковые навигационные системы, инерциальные системы навигации, комплексирование, помехоустойчивость.

A tightly-coupled GNSS/INS integration algorithm has been developed. It implements an approach where user dynamics model is expressed via accelerometer and gyro measurements - that resulted in higher computational efficiency. In proposed algorithm INS data is fed to receiver's tracking loops to compensate line-of-sight dynamics and tighten their bandwidths. It increases the receiver's sensitivity and anti-jam capability. From the other hand, receiver's PVT output allowed to estimate and compensate IMU errors - that resulted in more precise INS navigation solution in standalone mode (during GNSS outages). The development and test results for the proposed algorithm with tactical-grade IMU are presented in this paper.

Keywords: satellite navigation system, inertial navigation system, integration, anti-jam capability.

Введение

Известно [1], что взаимодополняющие свойства приемника СРНС и ИНС при комплексировании позволяют достичь более точных, непрерывных и достоверных навигационных определений. Тесно связанная схема комплексирования предполагает, что информация от ИНС подается в системы слежения приемника СРНС, где помогает компенсировать динамическую составляющую, вызванную движением потребителя. Это дает возможность сужения полос пропускания следящих систем, а следовательно, увеличения чувствительности и помехоустойчивости приемника в условиях большой динамики движения. С другой стороны, информация от СРНС позволяет оценивать и компенсировать погрешности датчиков ИНС. Такая компенсация приводит к меньшей скорости роста погрешностей ИНС в автономном режиме, когда данные от СРНС недоступны. Более того, компенсация ошибок инерциальных датчиков приводит к более точной поддержке систем слежения приемника, что ведет к еще большему выигрышу в чувствительности и помехоустойчивости.

Цель работы – разработка алгоритма, обеспечивающего достижение максимальной помехоустойчивости приемника СРНС путем использования информации от ИНС; уменьшение скорости роста ошибок навигационных определений во время сбоя СРНС путем оценивания и компенсации ошибок датчиков ИНС в те моменты времени, когда информация от СРНС доступна. Алгоритм применяется в многоцелевой инерциально-спутниковой навигационной системе (ИСНС), поэтому он не использует какие-либо априорные сведения о характере движения потребителя.

Синтез алгоритма

Проведем синтез алгоритма в рамках тесно связанной схемы комплексирования по выходу навигационного решения приемника СРНС и выходам акселерометров и гироскопов инерциального измерительного блока (ИИБ) [1].

Для достижения высоких характеристик точности при пропадании сигналов СРНС требуется оценивание не только координат и вектора скорости ИНС, но и углов ориентации. Причем необходимо оценивать не столько ошибки самих навигационных параметров, сколько их первопричины – погрешности инерциальных датчиков. Это усложняет разработку и настройку алгоритма, но дает оптимальный результат с точки зрения достижения минимума СКО ошибки навигационных параметров.

Примем модель измерений инерциальных датчиков в виде

$$a_{\text{гпв},k} = (I + m_{a,k})A_{\text{гпв},k} + b_{a,k} + n_{a,k}, \quad \omega_{\text{гпв},k} = (I + m_{\omega,k})\Omega_{\text{гпв},k} + b_{\omega,k} + n_{\omega,k}, \quad (1)$$

где k – номер отсчета; $A_{\text{оп},k}$ – истинное ускорение в собственной системе координат (ССК) ИИБ; $\Omega_{\text{оп},k}$ – истинный вектор угловых скоростей в ССК ИИБ $\mathbf{b}_{a,k}$, $\mathbf{b}_{g,k}$ – векторы смещения нулей акселерометров и гироскопов соответственно; $\mathbf{m}_{a,k}$, $\mathbf{m}_{g,k}$ – матрицы перекоса осей и погрешностей масштабных коэффициентов; $\mathbf{n}_{a,k}$, $\mathbf{n}_{g,k}$ – векторы шумовых ошибок, которые полагаются независимыми белыми гауссовскими шумами. Элементы $\mathbf{m}_{a,k}$, $\mathbf{m}_{g,k}$, $\mathbf{b}_{a,k}$, $\mathbf{b}_{g,k}$ считаются винеровскими процессами.

Измерительные оси датчиков привязываются к осям ИИБ в процессе юстировки с некой малой погрешностью, которую принципиально невозможно устранить. При анализе инерциальных алгоритмов эта погрешность обычно считается нулевой. Учтем это в матрицах перекосов осей, полагая ось R датчика строго привязанной к оси R ИИБ, при этом матрицы $\mathbf{m}_{a,оп,k}$ будут иметь вид:

$$\mathbf{m}_x = \begin{pmatrix} m_x11 & 0 & 0 \\ m_x21 & m_x22 & m_x23 \\ m_x31 & m_x32 & m_x33 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Эта особенность является принципиальной для устранения неоднозначности определения угловой ориентации.

На выходе приемника СРНС формируются измерения скорости и координат потребителя в прямоугольной связанной системе координат ECEF:

$$\mathbf{X}_{\text{оп},i} = \mathbf{X}_{\text{эф},i} + \delta_{X,i}, \quad \mathbf{V}_{\text{оп},i} = \mathbf{V}_{\text{эф},i} + \mathbf{n}_{V,i}, \quad (3)$$

где i – номер отсчета; $\mathbf{X}_{\text{эф},i}$ – вектор истинных координат потребителя; $\delta_{X,i}$ – вектор ошибок по координатам с матрицей ковариаций $\mathbf{R}_{X,i}$; $\mathbf{V}_{\text{эф},i}$ – истинный вектор скорости; $\mathbf{n}_{V,i}$ – вектор белых гауссовских шумов с матрицей ковариаций $\mathbf{R}_{V,i}$; $\mathbf{R}_{X,i}$, $\mathbf{R}_{V,i}$ считаются известными по результатам решения приемником СРНС навигационной задачи.

Измерения от ИИБ поступают с гораздо большей частотой, нежели измерения от приемника СРНС (рис. 1, где приведена временная диаграмма поступления измерений от приемника СРНС и ИИБ), и это учитывается в алгоритме. При моделировании будем полагать, что измерения от гироскопов и акселерометров поступают с частотой 1000 Гц, а с выхода приемника СРНС – с частотой 10 Гц.

Для оценивания и компенсации погрешностей инерциальных датчиков, а также для формирования интеграционных оценок вектора скорости, ускорения и угловой ориентации потребителя синтезируем комплексный фильтр на основе расширенного фильтра Калмана (РФК). Основной задачей РФК является оценивание погрешностей датчиков БИНС \mathbf{b}_a , \mathbf{b}_g , \mathbf{m}_a , \mathbf{m}_g для их последующей компенсации и получения более точного автономного решения. Единственный способ оценивания этих погрешностей – использование дополнительного источника информации – приемника СРНС. Этот приемник предоставляет измерения координат и скоростей потребителя, которые могут быть включены в вектор состояния. Измерения координат представляются в данном случае избыточными, поскольку вся информация о динамике движения потребителя уже заложена в векторе скорости. Поэтому координаты потребителя могут быть исключены из вектора состояния РФК – их можно оценить в отдельном контуре. Также, в вектор состояния необходимо включить информацию об ориентации потребителя, связующую ССК ИИБ и систему координат ECEF. Полный вектор состояния представим в следующем виде:

$$\mathbf{x} = \left[\mathbf{V}_{\text{эф}}^T \quad \left(\mathbf{q}_{\text{оп}}^{\text{эф}} \right)^T \quad \left(\mathbf{b}_g \right)^T \quad \left(\hat{\mathbf{m}}_g \right)^T \quad \left(\mathbf{b}_a \right)^T \quad \left(\hat{\mathbf{m}}_a \right)^T \right]^T, \quad (4)$$

где $\mathbf{q}_{\text{оп}}^{\text{эф}}$ – кватернион, представляющий собой ориентацию ССК ИИБ в СК ECEF; $\hat{\mathbf{m}}_g$ – элементы матрицы \mathbf{m}_g , записанные в виде вектора по строкам; $\hat{\mathbf{m}}_a$ – элементы матрицы \mathbf{m}_a , записанные в виде вектора по строкам. Полное количество элементов вектора состояния – 27.

Отличительной чертой данного РФК является то, что при его синтезе априорное динамическое уравнение для компонент $\mathbf{q}_{\text{оп}}^{\text{эф}}$ и $\mathbf{V}_{\text{эф}}$ было записано через измерения акселерометров и гироскопов. По сути, это привело к тому, что шаг экстраполяции фильтра Калмана реализует шаг инерциального алгоритма навигации. Динамика кватерниона $\mathbf{q}_{\text{оп}}^{\text{эф}}$ может быть записана в дискретном виде как [1]

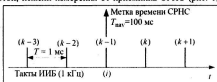


Рис. 1

$$\mathbf{q}_{\text{гпр},k}^{\text{сэф}} = \Delta_k^* \otimes \mathbf{q}_{\text{гпр},k-1}^{\text{сэф}} \otimes \Delta_{\text{гпр},k}, \quad (5)$$

где \otimes – операция перемножения кватернионов;

$$\Delta_k^* = \begin{bmatrix} \cos(\omega_k T / 2) & 0 & 0 & -\sin(\omega_k T / 2) \\ 0 & \cos(\omega_k T / 2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos(\omega_k T / 2) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos(\omega_k T / 2) \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

– сопряженный малый кватернион поворота Земли за время $t_{k-1} \dots t_k$, $\omega_k = 7.292115E-5$ рад/с — угловая скорость вращения Земли.

$$\Delta_{\text{гпр},k} = \mathbf{Q}(\rho_k), \quad \rho_k \approx \frac{T}{2} (\Omega_{\text{гпр},k} + \Omega_{\text{гпр},k-1}) \quad (7)$$

– малый кватернион поворота потребителя в инерциальном пространстве за время $t_{k-1} \dots t_k$, $\mathbf{Q}(\rho_k)$ – функция преобразования вектора вращения ρ_k в кватернион [1, 2].

С помощью модели измерений гироскопов (1) можно выразить $\Omega_{\text{гпр}}$ (а также ρ_k) в (7) через измерения гироскопов ($\omega_{\text{гпр}}$) и их погрешности:

$$\begin{aligned} \Omega_{\text{гпр},k} &= (\mathbf{I} + \mathbf{m}_{g,k})^{-1} (\omega_{\text{гпр},k} - \mathbf{b}_{g,k} - \mathbf{n}_{g,k}), \\ \rho_k &\approx T (\mathbf{I} - \mathbf{m}_{g,k-1}) \left[\frac{1}{2} (\omega_{\text{гпр},k} + \omega_{\text{гпр},k-1}) - \mathbf{b}_{g,k-1} \right] + \mathbf{n}_{\rho,k}, \end{aligned} \quad (8)$$

где $\mathbf{n}_{\rho,k} \approx -\frac{T}{2} (\mathbf{n}_{g,k} + \mathbf{n}_{g,k-1})$. Выражения для ρ_k в (8) получены в предположении, что $\mathbf{m}_{g,k} = \mathbf{m}_{g,k-1}$, $\mathbf{b}_{g,k} = \mathbf{b}_{g,k-1}$, $(\mathbf{I} + \mathbf{m}_g)^{-1} \approx (\mathbf{I} - \mathbf{m}_g)$.

Вектором шумов $\mathbf{n}_{\rho,k}$ можно пренебречь для всех типов гироскопов (ВОГ, ЛКГ, механических), кроме микромеханических (MEMS). Выражения (5) – (8) представляют собой модель динамики $\mathbf{q}_{\text{сэф}}^{\text{сэф}}$, которая определяет алгоритм счисления ориентации в инерциальной навигации.

Модель динамики $\mathbf{V}_{\text{сэф}}$ следует из основного уравнения навигации [2]

$$\frac{d\mathbf{V}_{\text{сэф}}(t)}{dt} = \mathbf{C}(\mathbf{q}_{\text{гпр}}^{\text{сэф}}(t)) \cdot \mathbf{A}_{\text{гпр}}(t) - 2\Omega_{\text{ЭК}} \mathbf{V}_{\text{сэф}}(t) + \mathbf{g}(\mathbf{X}_{\text{сэф}}(t)), \quad (9)$$

где $\mathbf{A}_{\text{гпр}}(t)$ – кажущееся ускорение в ССК; $\mathbf{C}(\mathbf{q}_{\text{гпр}}^{\text{сэф}}(t))$ – матрица вращения от ССК к ECEF, выраженная через компоненты кватерниона $\mathbf{q}_{\text{гпр}}^{\text{сэф}}$ [1]; $\mathbf{g}(\mathbf{X}_{\text{сэф}}(t))$ – гравитационное ускорение в ECEF (учитывающее центростремительное ускорение из-за вращения Земли); $\Omega_{\text{ЭК}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_k & 0 \\ \omega_k & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$.

Выполнив численное дискретное интегрирование (9) и выразив неизвестное ускорение $\mathbf{A}_{\text{гпр}}$ из (1) как $\mathbf{A}_{\text{гпр},k} = (\mathbf{I} - \mathbf{m}_{a,k})(\mathbf{a}_{\text{гпр},k} - \mathbf{b}_{a,k} - \mathbf{n}_{a,k})$, можно получить модель динамики $\mathbf{V}_{\text{сэф}}$ для синтеза РФК в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_{\text{сэф},k} &= (\mathbf{I} - 2T\Omega_{\text{ЭК}}) \mathbf{V}_{\text{сэф},k-1} + \mathbf{g}(\tilde{\mathbf{X}}_{\text{сэф},k}) T + \frac{T}{2} \left[\mathbf{C}(\mathbf{q}_{\text{гпр},k}^{\text{сэф}}) \cdot \tilde{\mathbf{A}}_{\text{гпр},k} + \mathbf{C}(\mathbf{q}_{\text{гпр},k-1}^{\text{сэф}}) \cdot \tilde{\mathbf{A}}_{\text{гпр},k-1} \right] + \mathbf{n}_{\text{DF},k}, \\ \tilde{\mathbf{A}}_{\text{гпр},k} &= (\mathbf{I} - \mathbf{m}_{a,k-1})(\mathbf{a}_{\text{гпр},k} - \mathbf{b}_{a,k-1}), \quad \tilde{\mathbf{A}}_{\text{гпр},k-1} = (\mathbf{I} - \mathbf{m}_{a,k-1})(\mathbf{a}_{\text{гпр},k-1} - \mathbf{b}_{a,k-1}), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\tilde{\mathbf{A}}_{\text{гпр},k}$, $\tilde{\mathbf{A}}_{\text{гпр},k-1}$ – скомпенсированные измерения акселерометров; $\mathbf{n}_{\text{DF},k}$ – вектор шумов, отражающий неточности модели и влияние шумов акселерометров.

Процесс $\mathbf{n}_{\text{DF},k}$ полагается белым гауссовским шумом с нестационарной матрицей ковариаций $\mathbf{D}_{\text{DF},k}$. При этом матрица $\mathbf{D}_{\text{DF},k}$ крайне мала, и в ряде случаев ее можно считать нулевой.

Вектор гравитационного ускорения $\mathbf{g}(\tilde{\mathbf{X}}_{\text{сэф},k})$ аппроксимирован известной функциональной зависимостью [3]. Оценки $\tilde{\mathbf{X}}_{\text{сэф},k}$ для его расчета формируются так, чтобы исключить явление неустойчивости вертикального канала ИНС.

Реализация РФК состоит из следующих шагов:

1. Инициализация вектора состояния и его матрицы дисперсий.

Инициализация вектора состояния производится согласно следующим его выражения:

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = \left[\left(\mathbf{V}_{\text{гмв},j} \right)^T \left(\mathbf{q}_{\text{прв}}^{\text{эф}}(R_0, P_0, Y_0) \right)^T \quad 0 \dots 0 \right]^T, \quad (11)$$

где $\mathbf{V}_{\text{гмв},j}$ – текущее измерение скорости приемником СРНС; $\mathbf{q}_{\text{прв}}^{\text{эф}}(R_0, P_0, Y_0)$ – кватернион ориентации, который может быть получен при начальной выставке БИНС (гироскомпасировании).

Начальные значения для матрицы дисперсий \mathbf{E}_0 задаются в соответствии с априорными сведениями о дисперсиях вектора состояния;

2. Экстраполяция вектора состояния.

Обозначим оценку какой-либо величины символом « e », а экстраполированную оценку символом « \sim ». Тогда экстраполированная оценка вектора состояния может быть записана в общем виде как: $\hat{\mathbf{x}}_k = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1})$, где $\mathbf{f}(\cdot)$ – известная функция, определяемая моделью динамики. В частности, подвектор $\mathbf{V}_{\text{эф}}$ экстраполируется в соответствии с (10), подвектор $\mathbf{q}_{\text{прв}}^{\text{эф}}$ – в соответствии с (5) – (8), а остальные компоненты – в соответствии с винеровской динамической моделью;

3. Экстраполяция матрицы дисперсий.

Динамическую модель вектора состояния можно записать в виде марковского процесса

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{G}(\mathbf{x}_{k-1}) \cdot \xi_k, \quad (12)$$

где ξ_k – вектор дискретных белых гауссовских шумов с единичной ковариационной матрицей.

Тогда матрица дисперсий РФК экстраполируется как

$$\hat{\mathbf{E}}_k = \frac{\partial \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1})}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \mathbf{E}_{k-1} \left(\frac{\partial \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1})}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \right)^T + \mathbf{P}, \quad (13)$$

где $\mathbf{P} = \mathbf{G}(\hat{\mathbf{x}}_k) \cdot \mathbf{G}(\hat{\mathbf{x}}_k)^T$ – постоянная матрица в данной задаче.

4. Шаг оценивания в РФК.

При наличии достоверных измерений от приемника СРНС ($\mathbf{V}_{\text{гмв},k}$, $\mathbf{X}_{\text{гмв},k}$), производится шаг оценивания в РФК, который можно описать уравнениями

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k &= \hat{\mathbf{E}}_k \cdot \mathbf{H}^T \cdot \left(\mathbf{H} \cdot \hat{\mathbf{E}}_k \cdot \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_{V,k} \right)^{-1}, \\ \mathbf{E}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}) \cdot \hat{\mathbf{E}}_k, \quad \hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k \cdot \left(\mathbf{V}_{\text{гмв},k} - \hat{\mathbf{V}}_{\text{эф},k} \right), \end{aligned} \quad (14)$$

где $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_{3 \times 24} \end{bmatrix}$; \mathbf{K}_k – матрица коэффициентов.

Отметим, что ресурсоёмкая операция обращения матрицы в (14) производится, во-первых, только в редкие моменты поступления измерений от СРНС, а во-вторых, только над матрицей размерностью 3×3 . Поэтому, несмотря на большую размерность РФК (27 состояний), он обладает высокой вычислительной эффективностью.

Измерения от СРНС учитываются только на шаге оценивания. Именно в этот момент происходит уточнение оценок погрешностей инерциальных датчиков. При отсутствии достоверных измерений от приемника СРНС на текущем такте оценивания не происходит и РФК работает только в режиме экстраполяции:

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k, \quad \mathbf{E}_k = \hat{\mathbf{E}}_k. \quad (15)$$

Экстраполяция в РФК представляет ни что иное как алгоритм автономной навигации ИНС. Поэтому переход от режима комплексирования в режим автономного числения в ИНС происходит максимально гладко и прозрачно.

Оценивание координат потребителя и контроль целостности измерений от СРНС реализованы в отдельном контуре. Оценивание координат выполнено путём обычной коррекции измерений ИНС координатами от СРНС. Контроль целостности основан на анализе измерений скорости и координат от СРНС и их сравнении с предсказанными отклонениями этих величин. Не будем останавливаться на этой части тесно связанного алгоритма ввиду её тривиальности.

Расширенный фильтр Кальмана, контур оценивания координат и система контроля целостности образуют систему комплексной вторичной обработки информации, структура которой приведена на рис. 2.

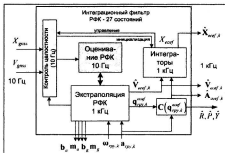


Рис. 2

$$Vaid_k = (\dot{V}_{cef,k} - V_{sat,k})^T \cdot R_k,$$

$$Aaid_k = (\dot{A}_{cef,k} - a_{sat,k})^T \cdot R_k = \frac{\|\dot{V}_{cef,k} - V_{sat,k}\|^2}{D_k} + \frac{Vaid_k^2}{D_k},$$

где $X_{sat,k}$, $V_{sat,k}$, $a_{sat,k}$ – векторы координат, скорости и ускорения для данного спутника; R_k – направляющий вектор единичной длины; D_k – дальность до данного спутника; $Vaid_k$, $Aaid_k$ – расчетные значения радиальной скорости и ускорения соответственно.

Вопросы первичной обработки информации в приёмнике СРНС с поддержкой систем слежения (в том числе, радиальным ускорением) широко освещены в литературе [1, 5 – 7]. В данной системе применены известные методы использования поддерживающей информации в системах слежения, на которых не будем заострять внимание.

Полная структурная схема ИСНС, реализующая предложенный алгоритм комплексирования, изображена на рис. 3.

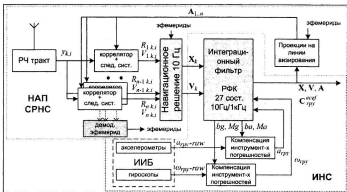


Рис. 3

Данная схема являлась следствием тесносвязанного подхода. Одно из её практических достоинств - небольшое число связей между НАП СРНС и ИНС. Это дает возможность аппаратурной реализации данной схемы в российской сфере разработок ИСНС, где реализация более сложных глубоко интегрированных систем невозможна по организационным причинам.

Результаты моделирования

Работа предлагаемого алгоритма была промоделирована в среде MATLAB. В модель был заложен ИИБ тактиче-ского класса точности, величины остаточных погрешностей которого приведены в табл. 1.

Оценка ускорения потребителя в ECEF вычисляется из скомпенсированных измерений акселерометров и оцен-ки скорости и ориентации в РФК:

$$\dot{A}_{cef,k} = C(q_{cep,k}^{cef}) \cdot \tilde{A}_{cep,k} - 2\Omega_{Ea} \tilde{V}_{cef,k} + g(\tilde{X}_{cef,k}),$$

где $\tilde{A}_{cep,k}$ определяется (10).

Вектор ускорения $\dot{A}_{cef,k}$ используется для расчета радиальных ускорений, с помощью которых осуществ-ляется поддержка систем слежения навигационного при-емника. Радиальное ускорение – это вторая производная по времени расстояния между спутником и потребителем. Алгоритм расчета радиальных ускорений следующий:

$$R_k = \frac{(\tilde{X}_{cef,k} - X_{sat,k})}{D_k}, \quad D_k = \|\tilde{X}_{cef,k} - X_{sat,k}\|,$$

(17)

(18)

(19)

Таблица 1.

Параметры	Погрешности ИИБ
Гироскопы	
Смещение нуля (1σ)	0,1 °/ч
Погрешность масштаба (1σ)	10^{-4}
Перекоз измерительных осей (1σ)	5 угл. мин
Шумовая составляющая (1σ)	1.8E-7 рад/с
Акселерометры	
Смещение нуля (1σ)	10^{-4} g
Погрешность масштаба (1σ)	10^{-4}
Перекоз измерительных осей (1σ)	5 угл. мин
Шумовая составляющая (1σ)	1.72E-5 м/с ²

Помехоустойчивость приёмника СРНС оценивалась при работе по новым сигналам ГЛОНАСС L3OC, имеющим пилот-компоненту. Некогерентный режим не использовался. Динамика опорного генератора, влияющая на помехоустойчивость, моделировалась винеровской частотой с параметром $S_{\text{др}} = 11 \text{ рад}^2/\text{с}^2$ [6], что примерно соответствует девиации Аллана $1 \cdot 10^{-10}$ при $\tau = 1 \text{ с}$. Динамика движения потребителя была задана максимальным ускорением 50 g и максимальным рывком 50 g/c (траектория движения – синусоидальная).

Результаты моделирования по оценке точности и помехоустойчивости ИСНС в различных режимах приведены в табл. 2.

Таблица 2.

Режим	Комплексированный, после установления РФК	Только НАП СРНС	Только ИНС	Автономный (во время сбоя СРНС)
Предельная ошибка координат ($\pm 2\sigma$), м	0,15*	0,7*	800 за 10 мин	25 за 10 мин
Предельная ошибка скорости ($\pm 2\sigma$), м/с	0,004	0,8	5 за 10 мин	0,15 за 10 мин
Предельная ошибка углов ориентации ($\pm 2\sigma$), угл. мин.	0,4	-	4 за 10 мин	0,5 за 10 мин
Помехоустойчивость приёма сигналов СРНС (J/S), дБ	67...70	50...52	-	-

* Только инструментальные ошибки, не учитывающие внешних погрешностей СРНС (многолучевость, ионосфера, погрешности эфемерид, уход шкал времени спутников).

Время установления процессов в алгоритме комплексирования составило 250...300 с до выхода на постоянный уровень точности. Это демонстрирует рис. 4, на котором приведены ошибки оценивания скорости в процессе установления РФК.

Помехоустойчивость (J/S) приёма СРНС в комплексированной системе составила 67...70 дБ, что это на 17 дБ выше, чем помехоустойчивость приёмника без комплексирования.

Моделирование показало, что алгоритм действительно эффективно оценивает и компенсирует инструментальные погрешности датчиков ИИБ по информации от СРНС, что наглядно продемонстрировано на рис. 5.

Из рисунка видно, что ошибки оценивания смещения нулей гироскопов уменьшаются (через переходной процесс) от начального значения – $0,4 \cdot 10^{-6}$ рад/с до $\pm 0,05 \cdot 10^{-6}$ рад/с, т.е. почти на порядок.

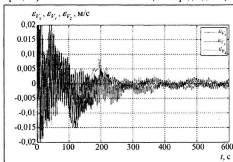


Рис. 4

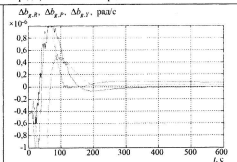


Рис. 5

- Алгоритм разработан для реализации в многоцелевой ИНС, состоящей из трех отдельных компонент: приемника СРНС, ИИБ и навигационного компьютера. Разделение алгоритма на несколько частей позволяет проще реализовать его в реальном устройстве. Таким образом, алгоритм может быть использован в большом количестве систем ИНС/СРНС для авиации, военных применений, а также в дешевых гражданских системах на основе MEMS датчиков.

Отметим, что в алгоритме не было использовано никакой информации, специфичной для конкретного потребителя, т.е. отсутствуют какие-либо встроенные соотношения, связывающие кажущиеся ускорения и угловые скорости с навигационными параметрами объекта (например, «курс по вектору скорости»). Это гарантирует, что алгоритм действительно не зависит от характеристик конкретного потребителя.

Интеграционная часть алгоритма построена на базе расширенного фильтра Калмана, вектор состояния которого включает в себя скорость потребителя, ориентацию потребителя в кватернионной форме и ошибки инерциальных датчиков (всего 27 элементов). Отличительной чертой этого РФК является то, что модель динамики потребителя выражена через измерения акселерометров и гироскопов. Это приводит к цельной структуре фильтра, которая реализует инерциальный алгоритм счисления во время шага экстраполяции РФК. Шаг оценивания (коррекции) фильтра происходит лишь в моменты, когда доступны измерения приемника СРНС. Этот подход обеспечивает надежную работу алгоритма во время сбоя приемника СРНС, хорошую оценку ковариаций РФК и удобную программную реализацию алгоритма.

В вектор состояния РФК включены все основные погрешности датчиков ИИБ: смещения нулей, масштабные коэффициенты и перекосы осей чувствительности. Это позволяет использовать любой тип ИИБ – от навигационного класса точности до низшего класса ИИБ на основе MEMS. Смена типа ИИБ заключается лишь в необходимости перенастройки постоянных параметров фильтра.

Для того чтобы избежать проблему неопределенности ориентации, вызванную взаимным рассогласованием осей акселерометров, гироскопов и ИИБ, используется методика введения опорной оси. Методика предполагает, что ось одного из акселерометров и одного из гироскопов совпадают с соответствующей осью ИИБ. Таким образом, матрицы перекосов осей уменьшаются с 9 до 7 элементов, что уменьшает вектор состояния и вычислительную нагрузку.

Часть алгоритма, отвечающая за поддержку систем слежения, использует оценку вектора ускорения в системе координат ECEF с выхода интеграционного фильтра. Благодаря поддержке систем слежения, в условиях большой динамики (макс. рывок 50 g/c, макс. ускорение 50g) удается снизить полосу ФАП с 42 Гц до 0,7...1 Гц, что ведет к увеличению помехоустойчивости на 17 дБ.

В целом, результаты моделирования показывают, что алгоритм позволяет достичь высоких точностных характеристик, недоступных ни для ИНС, ни для приемника СРНС в отдельности. Это оказалось возможным благодаря эффективной оценке и компенсации инструментальных погрешностей датчиков ИИБ по информации от СРНС.

Статья подготовлена при проведении НИР в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы.

Литература

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. М: Радиотехника. 2010.
2. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. Moscow. BMSTU Press. 2004.
3. DEPARTMENT OF DEFENSE WORLD GEODETIC SYSTEM 1984. Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems. URL: <http://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/wgs84fn.pdf>.
4. Grewal M. S., Weill L.R., Andrews A.P. Global Positioning Systems, Inertial navigation, and Integration. NewYork: A John Wiley & Sons. Inc. Publication. 2001.
5. Kaplan Elliott D., Hegarty Christopher J. Understanding GPS: principles and applications. 2nd ed. ARTECH HOUSE. INC. Norwood. MA. 2006.
6. Шатилов А.Ю. Методика расчета помехоустойчивости комплексной ФАП в НАП СРНС/ИНС // Радиотехника (Журнал в журнале). 2009. № 7. С. 113 – 120.
7. Шатилов А.Ю. Методика расчета помехоустойчивости комплексной ФАП в НАП СРНС/ИНС // Радиотехника (Журнал в журнале). 2011. № 7. С. 87 – 94.
8. Шатилов А.Ю. Использование критерия срыва слежения при оценке помехоустойчивости следящих систем // Радиотехника (Журнал в журнале). 2010. № 11. С. 29 – 33.

Поступила 21 мая 2012 г.

A Tightly-Coupled GNSS/IMU Integration Algorithm for Multi-Purpose INS

© Authors, 2012

A.Yu. Shatilov, I.A. Nagin

It's not a secret that complementary properties of GNSS receiver and INS allow to get more reliable and precise navigation solutions. Tightly-coupled GNSS/INS integration scheme implies that INS data is fed to receiver's tracking loops to compensate line-of-sight dynamics and tighten their bandwidths. It increases the receiver's sensitivity and antijam capability under high dynamic movement. From the other hand, GNSS navigation data allows to estimate and compensate INS errors at the IMU sensors level. It results in more precise INS standalone navigation solution during GNSS outages. Moreover, the compensation of IMU errors also results in more precise inertial aiding data for receiver's tracking loops that even more increases their sensitivity and antijam capability.

The development of proposed tightly-coupled algorithm is aimed towards: (1) achievement of maximum receiver's antijam capability by using tracking loops aiding with precise data from compensated IMU, and (2) reducing the INS error growth in standalone navigation mode (when GNSS data is not available) by estimation and compensation of IMU errors in periods of GNSS availability. The algorithm is intended to work with multi-purpose GNSS/INS integrated system and it should not depend on user's specific properties.

The proposed tightly-coupled algorithm was tested on simulation model. The following preliminary simulation results are obtained for tactical-grade IMU with 0.1 deg/hr gyro drift, 0.0001g accelerometer bias, 5 arcmin axes misalignment. The best antijam results obtained for new GLOWASS L30C / GPS L5 signals that comprise pilot component. User dynamic had been chosen highest possible for today: 50g acceleration and 50 g/s jerk. Algorithm simulation resulted in velocity error of ± 0.02 m/s, whereas GNSS receiver provides only ± 0.8 m/s precision under such a high dynamic. During GNSS outage the positioning error at INS output grewed to ~ 25 m over first 10 minutes that is 32 times better than that for INS with same uncompensated IMU. The velocity error grewed only to ± 0.15 m/s over first 10 minutes that is ~ 33 times better than that for uncompensated IMU. Attitude errors were at the level of ± 0.5 angular minutes that is approximately 8 times lower than those of standalone INS with uncompensated IMU. We have to note that positioning error in integrated mode could not be reduced significantly in compare to standalone GNSS receiver. This is because of long-term pseudorange error components, such as multipath, ionospheric, ephemeris and SV clock errors. Antijam capability (1/S) of developed system is 67...70 dB - this is 17 dB higher than 1/5 of standalone receiver without aiding. The convergence time of integration algorithm is about 250-300 seconds to best precision. Presented results show that proposed algorithm efficiently achieves the declared objectives.

It would be fair to mention the bottlenecks of simulation model. The model does not account for (1) processing delay and (2) lever-arm between GNSS antenna and IMU sensitivity center. Nevertheless, known compensation techniques allow to minimize these effects in real system.

The navigational part of algorithm is built around EKF which state vector includes user velocity, user attitude in quaternion form and IMU sensor errors (27 states overall). Key feature of this EKF is that the user velocity dynamic model is expressed via IMU outputs: acceleration and rotation rate vector measurements in body frame. It lead to seamless filter design that implements INS mechanization algorithm within EKF extrapolation step. Filter update step is issued only in the moment of GNSS data availability. Such an approach results in more robust working during GNSS outages, good estimation of EKF covariance and convenient software/hardware implementation of the algorithm.

In EKF design the generic IMU error model is used. The biases, scale factors and axes misalignments both for accelerometers and gyros are included in state vector. It allows using most types of IMU: from navigation-grade to low-grade ones. Switching from IMU to IMU is just a question of constant parameters tuning. To avoid used attitude uncertainty problem caused by mutual accelerometer/gyro axes misalignment, the 'pivot axis' technique is suggested. It requires that one of the accelerometer and one of the gyro axes must be aligned to each other precisely. Hence the axes misalignment matrices are reduced from 9-element to 7-element ones - it shortens state vector and therefore computational cost.

No user specific information was used in filter's design. I.e. there's no built-in movement equations, connecting specific forces and rotation rates with navigation parameters of certain object (car or plane, for example). It makes the proposed system really independent from carrier's properties.

The loops aiding part of algorithm takes user acceleration vector in ECEF frame from INS mechanization routine. Based on these data, the line-of-sight (LOS) jerks are evaluated. It is the LOS jerk data used to aid receiver's PLLs. Jerk aiding allows PLL to keep the 3-rd order during switching from unaided mode to the aided one - that must be resulted in more smooth tracking. Due to jerk aiding in high dynamic conditions, the PLL bandwidth is reduced from 42 Hz to 0.7...1 Hz that increases antijam capability by 17 dB. The DLL with bandwidth of 0.1 Hz is always aided from PLL and does not affect overall antijam performance.

User position estimation and GNSS measurements integrity control are implemented in another part of proposed algorithm. Position estimation is implemented in rather straightforward way of INS correction with GNSS data. Integrity control is based on GNSS position and velocity measurements analysis with respect to their predicted covariances.

Proposed algorithm is designed to be put into hardware of multi-purpose INS consisting of 3 separate hardware units: GNSS receiver, IMU and navigation computer. The division of the algorithm into several parts suggests the hardware structure flexibility. So it can be practically used in variety of INS'es for aerospace and military applications as well as in low-cost civil applications with MEMS-based IMU's.