

Sciences Institute University of Southern California, IEEE Trans Device. Mater 2008. V. 6. P. 222—225.

6. Hagbae Kim, Kang G. Shin. Evaluation of Fault Tolerance Latency from Real-Time Application's Perspectives // IEEE Transactions on computers, January 2000. V. 49. No 1. P. 55—64.

7. АВЛГ.468711.001-2005. Системы автоматизированные информационно-измерительные для контроля и учёта энергоресурсов «Меркурий-Энергоучёт». Технические условия [Электрон. версия]: <http://td-str.ru/file.aspx?id=5605> (дата обращения 01.02.2017).

8. Павлов А. А., Павлов П. А., Царьков А. Н., Хоруженко О. В.

Функционально-кодовый контроль ошибок в автоматизированных системах измерительной техники // Измерительная техника. 2009. № 9. С. 3—5.

9. Павлов А. А., Царьков А. Н., Хоруженко О. В., Павлов П. А. Метод контроля ошибок в устройствах хранения и передачи информации автоматизированных систем измерительной техники // Измерительная техника. 2010. № 11. С. 21—25.

10. Раннёв Г. Г., Тарасенко А. П. Методы и средства измерений, М.: Академия, 2004.

Дата принятия: 04.04.2017.

681.513

Разработка алгоритма коррекции инерциальной навигационной системы в автономном режиме

КАЙ ШЭНЬ^{1,2}, М. С. СЕЛЕЗНЁВА¹, К. А. НЕУСЫПИН¹

¹Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Москва, Россия; e-mail: m.s.selezneva@mail.ru

²Нанкинский университет науки и технологий, Нанкин, Китай

Исследованы особенности и погрешности инерциальной навигационной системы и спутниковых навигационных систем. Рассмотрены алгоритмические способы коррекции инерциальной навигационной системы с использованием информации от спутниковой навигационной системы. Для коррекции инерциальной навигационной системы в автономном режиме предложено применение прогнозирующего тренда, модифицированного алгоритмом самоорганизации.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, погрешности навигационных систем, алгоритмическая коррекция, автономный режим, прогнозирующий тренд, алгоритм самоорганизации.

The features of inertial navigation systems, satellite navigation systems as well as their errors are researched. The algorithmic methods for correcting inertial navigation systems using information from satellite navigation systems are discussed. Under temporary disappearance of signals from satellite navigation system is was proposed to apply predictive trends and modified self-organization algorithms to correct inertial navigation systems in autonomous mode.

Key words: inertial navigation system, satellite navigation system, navigation system errors, algorithmic correction, autonomous mode, predictive trend, self-organization algorithm.

На летательных аппаратах (ЛА), предназначенных для длительных полётов в непосредственной близости от поверхности Земли, широкое распространение получили инерциальные навигационные системы (ИНС). Главным преимуществом автономных ИНС является их инвариантность к горизонтальным ускорениям. Однако погрешности автономных ИНС, обусловленные дрейфом гироскопов, акселерометров, а также другими возмущающими факторами, достигают больших значений [1, 2].

Использование дополнительных данных повышает точность ИНС. Чаще всего, это внешняя по отношению к ИНС информация от различных датчиков и систем, например от спутниковой навигационной системы (СНС) ГЛОНАСС/GPS [3, 4]. Для повышения точности навигационных определений ЛА сигналы ИНС и СНС обрабатываются с помощью алгоритма

оценивания, в качестве которого выступает фильтр Калмана и его адаптивные модификации [5, 6].

Так как сигналы СНС подвержены воздействиям активных и пассивных помех, то на некоторых интервалах полёта ЛА невозможно получать достоверную информацию от СНС. В условиях, когда источники внешней информации отключены, коррекция ИНС проводится посредством алгоритмов экстраполяции. Эти алгоритмы позволяют осуществлять прогноз погрешностей навигационной системы. Затем спрогнозированные оценки погрешностей учитываются при коррекции выходного сигнала ИНС.

В статье рассмотрена автономная ИНС. Сигналы СНС периодически пропадают. Необходимо скомпенсировать погрешности автономных ИНС, задействовав только их внутреннюю информацию. Предполагается, что автономному

режиму работы ИНС предшествовал период работы в режиме коррекции от СНС.

Авторы исследовали способ коррекции выходного сигнала автономной ИНС, задействовав алгоритм прогноза её погрешностей. Построение прогнозирующих моделей для краткосрочного прогноза осуществляли с помощью линейных трендов, а для долгосрочного прогноза – алгоритмом самоорганизации.

Погрешности автономных ИНС. Погрешности ИНС можно разделить на два типа: методические и инструментальные. К методическим, обусловленным способом проведения измерений, обычно относят погрешности, которые получаются из-за неточного знания структуры и параметров гравитационного поля Земли, а также количественных характеристик её формы. Также к методическим погрешностям ИНС следует отнести погрешности, вызванные упрощением алгоритмов. Обычно основная часть методических погрешностей компенсируется успешно.

К инструментальным погрешностям, возникающим вследствие погрешностей инерциальных датчиков или вычислительного устройства, относят, например, случайный дрейф гироскопов, нестабильность масштабных коэффициентов датчиков момента гироскопов или акселерометров и погрешности передачи информации. Причиной других погрешностей служат конструктивно-технологические факторы, такие как погрешности выполнения посадочных баз под инерциальные датчики, а также нестабильность взаимного положения этих баз вследствие деформации карданова подвеса в поле силы тяжести или старения материала подвеса. Последняя группа обусловлена погрешностями начальной ориентации ИНС, состоящими из неточности внешней информации и погрешностей устройств ввода данной информации в ИНС. Оценив реакцию автономной ИНС на определённые возмущающие факторы, можно сделать выводы о характере погрешностей ИНС.

Нулевой сигнал – это сигнал, который по каким-либо причинам появляется на выходе акселерометра, в то время как в действительности никакого ускорения нет. Этот сигнал обычно небольшой, представляет собой колебания с периодом Шулера и может привести к значительным погрешностям. В случае, когда погрешность акселерометра изменяется пропорционально времени работы последнего, погрешность ИНС можно представить в виде нарастающей с течением времени составляющей и наложенной на неё синусоидальной составляющей.

На практике при разработке алгоритмического обеспечения для каждого информационного канала используют упрощённые уравнения погрешностей автономных ИНС. Для одного из горизонтальных информационных каналов уравнение погрешностей ИНС в этом случае будут иметь вид [1]:

$$\mathbf{x}_k = \Phi \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1}, \quad (1)$$

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \Phi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ T & 1 & T \\ 0 & 0 & 1-\gamma T \end{bmatrix}; \mathbf{W}_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ w_{k-1} \end{bmatrix},$$

где $\mathbf{x}_k$ – вектор состояния системы; Φ – матрица системы; $\mathbf{W}_k$ – вектор входного шума; δV_k – погрешность при определении скорости ЛА; Φ_k – углы отклонения гиросtabilизированной платформы относительно опорной системы координат; ε_k – проекции скорости дрейфа гиросtabilизированной платформы на её же оси; g – ускорение силы тяжести; T – период дискретизации; R – радиус Земли; B – смещение нуля акселерометра; w_{k-1} – дискретный аналог белого гауссового шума; γ – средняя частота случайного изменения дрейфа.

Таким образом, получены уравнения ошибок ИНС в дискретной форме, которые в дальнейшем используют при разработке алгоритмов. Инструментальные погрешности можно разделить на погрешности акселерометров, интеграторов, гироскопов и погрешности ориентации гиросtabilизированной платформы. В условиях длительной работы ИНС в автономном режиме эти погрешности могут быть значительными. Поэтому ИНС необходимо корректировать с помощью внешних источников навигационной информации, например, СНС.

Спутниковые навигационные системы. Системы ГЛОНАСС и GPS имеют погрешности, возникающие в приёмном устройстве, и обусловленные шумами навигационной радиолонии, дискретным характером процесса измерений в этом устройстве, неодинаковостью группового времени запаздывания навигационных сигналов разных НКА в аналоговых модулях приёмного устройства, условиями распространения навигационных сигналов (ионосферой, тропосферой, многолучевостью) [7]. Достоверная информация об эфемеридах навигационных космических аппаратов (НКА) и улодах бортовой шкалы времени НКА в СНС отсутствует.

Существенное влияние на точность СНС оказывает взаимное расположение ЛА и рабочего созвездия НКА.

Активные помехи действуют чрезвычайно эффективно: простейшее устройство GPS-Jamming позволяет зашумить частоту спутниковых сигналов с помощью генератора случайных помех. Более сложные способы предполагают настройку на частоту сигнала спутника с последующими манипуляциями с его информационной составляющей.

Для восстановления сигналов СНС необходимо время, затрачиваемое на настройку системы. На интервале настройки СНС навигационная информация недоступна до момента появления устойчивых сигналов, и коррекция не осуществляется. Временной интервал настройки СНС зависит от многих факторов, в частности от конфигурации наблюдаемого созвездия спутников, характера присутствующих помех, а также от времени отсутствия информационного контакта с НКА.

Варианты потери информационного контакта с НКА, представлены в табл. 1. Интервал времени от предыдущего момента получения актуальной информации об альманахе и эфемеридах наблюдаемых спутников до текущего момента обозначим Δt , а промежуток времени, в течение которого происходят настройки показаний СНС после восстановления спутниковых сигналов – $\Delta t_{\text{н}}$. Если за определённое время Δt информация об альманахе и эфемеридах спутников оста-

Т а б л и ц а 1

Режимы потери информационного контакта с НКА

Потеря контакта	Режим возобновления функционирования спутникового приёмника	Δt , ч	$\Delta t_{\text{нр}}$, с
Краткосрочная	«Горячий» старт	$\leq 0,5$	1–4
Среднесрочная	«Теплый» старт	0,5–720	30–60
Долгосрочная	«Холодный» старт	≥ 720	60–1200

ётся актуальной, то потерю контакта можно считать краткосрочной. В случае, когда за указанное время информация об альманахе актуальна, а об эфемеридах спутников устарела, потеря контакта будет среднесрочной. Долгосрочной потеря считается при условии устаревшей информации и об альманахе, и об эфемеридах спутников за время Δt .

Анализ погрешностей ИНС. В процессе эксплуатации часто встречаются случаи, когда сигнал от одной из навигационных систем отсутствует на коротких интервалах времени. В этом случае для прогноза применяют априорную модель, имеющую низкую точность прогноза, а часто – вообще неадекватную исследуемому процессу.

Сведём достоинства и недостатки ИНС и СНС в табл. 2.

При использовании данных от ИНС и СНС открываются возможности построения интегрированных систем. В таких системах сохраняются все достоинства и в значительной степени снижается влияние недостатков.

Способы коррекции ИНС. Схема построения интегрированных систем, предполагающая применение алгоритма оценивания, представлена на рис. 1, а, где $\hat{\mathbf{x}}$ – оценка вектора $\mathbf{x}$, а $\tilde{\mathbf{x}}$ – вектор ошибок оценивания. Погрешности ИНС вычисляют с помощью разных алгоритмов оценивания [1, 5], в которых задействована модель погрешностей ИНС (1). В качестве алгоритма оценивания обычно используют различные адаптивные модификации фильтра Калмана.

Часть вектора состояния измеряют с помощью ИНС и GPS:

$$\mathbf{z}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{v}_{k+1}, \quad (2)$$

где $\mathbf{z}$ – вектор измерений; $\mathbf{x}$ – вектор погрешностей ИНС; $\mathbf{v}$ – вектор погрешностей измерений, представляющий собой погрешности СНС; $\mathbf{H}_{k+1}$ – матрица измерений.

Предполагается, что погрешности измерений являются дискретным аналогом гауссового белого шума с нулевым математическим ожиданием. Ковариационная матрица измерительного шума известна и является неотрицательно определённой матрицей. Погрешности измерений и входные возмущения некоррелированы – $\mathbf{M}[\mathbf{v}_j, \mathbf{W}_k^T] = 0$, при любых j, k . С учётом приведённых предположений уравнения (1), (2) соответствуют классической постановке задачи оценивания фильтром Калмана.

Сигналы ИНС и GPS алгебраически вычитаются, и сформированный вектор измерений $\mathbf{z}$ поступает на вход алгоритма оценивания. После обработки данных на выходе этого алгоритма получается $\hat{\mathbf{x}}$ оценка вектора погрешностей ИНС. Далее оценка погрешностей ИНС алгебраически вычитается из выходного сигнала ИНС, состоящего из достоверной информации о скорости и местоположении объекта и ошибок ИНС. Тем самым компенсируются погрешности в выходном сигнале ИНС.

В условиях исчезновения сигналов СНС априорную модель (1) можно применять для проведения коррекции только на очень коротких интервалах автономной работы. Необходимо построить прогнозирующую модель погрешностей ИНС. Для этого нужны алгоритмы, позволяющие формировать модели погрешностей ИНС различной точности.

Коррекция ИНС при исчезновении сигналов СНС. В условиях смены рабочего созвездия или при возникновении сильных активных и пассивных помех использовать сигналы СНС для коррекции ИНС не представляется возможным. В этом случае прогнозируют исчезнувшие сигналы – для коррекции берут последние значения сигналов СНС, априорные модели погрешностей ИНС и др. [1–4]. Схема коррекции ИНС в автономном режиме представлена на рис. 1, б, где $\hat{\mathbf{x}}$ – прогноз вектора $\mathbf{x}$, а $\tilde{\mathbf{x}}$ – вектор ошибок прогноза.

Т а б л и ц а 2

Достоинства и недостатки ИНС и СНС

Системы	Достоинства	Недостатки
ИНС	Автономность Высокий темп выдачи координат, скорости и углов ориентации Возможность выработки динамических параметров Аппаратное дублирование	Накопление ошибок Проблема начальной ориентации ИНС и её калибровки Проблема определения курса у полюса Зависимость точности от гравитационных аномалий
СНС	Отсутствие накапливающихся ошибок Отсутствие зависимости от гравитационных аномалий Малое время готовности Отсутствие зависимости от широты Измерение времени	Низкая скорость выдачи навигационных параметров Низкая помехозащищённость Потеря сигналов (затенение) Проблема целостности Начальная неоднозначность фазовых измерений Потеря целого числа периодов

При краткосрочном исчезновении сигнала СНС в качестве алгоритма построения модели применяют линейные тренды [2]. Прогнозирующие тренды просты в реализации, но имеют низкую точность. Для прогнозирования погрешностей ИНС при долгосрочном исчезновении сигналов СНС их не используют. Применение в схеме коррекции (см. рис. 1, б) эволюционных алгоритмов (нейросетей, генетических алгоритмов и алгоритмов самоорганизации) [8–10] сопряжено

с длительным временем построения моделей и повышенными требованиями к производительности бортового вычислителя.

Одним из способов реализации алгоритма построения модели на борту ЛА является разработка прогнозирующего тренда, модифицированного с помощью алгоритма самоорганизации, который может быть реализован на различных опорных функциях. При предварительной обработке имеющейся априорной информации можно правильно выбрать опорные функции, которые более точно отражают исследуемые процессы.

Функция тренда имеет вид

$$y(t) = h(u, s, t),$$

где $h(u, s, t)$ – нелинейная функция модели погрешностей ИНС; u – параметр тренда; s – случайная помеха.

При соответствующих допущениях [1, 9] можно записать:

$$y(t) = f(t, c) + s(t),$$

где $s(t)$ – аддитивная помеха; $f(t, c)$ – функция тренда.

Функцию тренда $f(t, c)$ можно аппроксимировать некоторой системой опорных функций:

$$f(t, c) = \sum_{i=0}^n c_i \varphi_i(t),$$

где $\varphi_i(t)$ – опорная функция.

При синтезе алгоритмов самоорганизации используют разнообразные опорные функции. Например, степенные полиномы $\varphi_i(t) = t^i$ для построения модели

$$y(t) = \sum_{i=0}^n c_i t^i;$$

тригонометрические функции $\varphi_{2i}(t) = \cos \omega_i t$, $\varphi_{2i-1}(t) = \sin \omega_i t$ для модели вида

$$y(t) = \sum_{i=0}^m c_i \cos \omega_i t + \sum_{i=0}^m d_i \sin \omega_i t, \quad i = 0, 1, 2, \dots, m;$$

экспоненциальные функции $\varphi_i(t) = e^{B_i t}$ для построения модели вида

$$y(t) = \sum_{i=0}^m c_i e^{B_i t}.$$

Линейные тренды отличаются простотой реализации и позволяют определить тенденцию изменения исследуемого процесса за минимальный интервал времени. Метод самоорганизации позволяет уточнять линейный тренд. Уточнение тренда проводится при его усложнении с помощью нелинейной части. Нелинейная часть модели

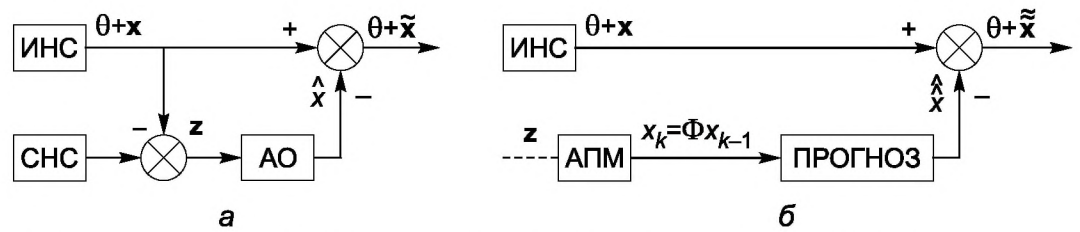


Рис. 1. Схема коррекции ИНС с внешним источником информации GPS (а) и в автономном режиме (б): ИНС – инерциальная навигационная система; СНС – спутниковая навигационная система; АО – алгоритм оценивания; θ – истинная навигационная информация; АПМ – алгоритм построения модели; ПРОГНОЗ – алгоритм прогноза; Φ – матрица модели погрешностей ИНС

строится методом самоорганизации. В качестве алгоритма самоорганизации выступает классический алгоритм, реализующий метод группового учёта аргумента. Для построения модели посредством классического алгоритма самоорганизации с полным базисом необходимо длительное время, которое в некоторых практических приложениях жёстко ограничено.

Алгоритм модифицированных трендов можно записать как

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + c_{k-1},$$

где $\hat{x}_k$ – прогноз погрешности ИНС; c_{k-1} – функция, характеризующая крутизну тренда.

С помощью коэффициента крутизны тренда определяют тенденцию происходящих изменений переменной состояния. Применение вместо коэффициента функции позволяет уточнить характер происходящих изменений. Функции выбирают из стандартного набора базисных функций.

Прогнозирующую модель в классическом алгоритме самоорганизации можно представить как

$$c_{k-1} = \sum_{i=1}^L a_i \mu_i(f_i, x),$$

где L – число базисных функций; μ_i – базисные функции из параметризованного множества F_p ; $F_p = \{a_i \mu_i(f_i, x) | i = 1, L\}$ – набор базисных функций. Каждая базисная функция определяется в соответствии с двухмерным вектором параметров $(a_i, f_i)^T$, у которого a_i – амплитуда, f_i – частота.

Использование генетических алгоритмов, алгоритмов самоорганизации и других эволюционных методов требует повышенной производительности бортового вычислителя. Предложенный алгоритм позволяет построить тренд, а затем и нелинейную модель в условиях дефицита времени и машинной памяти бортового вычислителя.

Продemonстрируем работоспособность представленного алгоритма на примере математического моделирования погрешностей ИНС среднего класса точности Ц060 [11]. Результаты математического моделирования погрешности ИНС при определении скорости δ_v и представленного прогнозирующего тренда, модифицированного алгоритмом самоорганизации, представлены на рис. 2.

На интервале времени 0–20 мин функционируют ИНС и

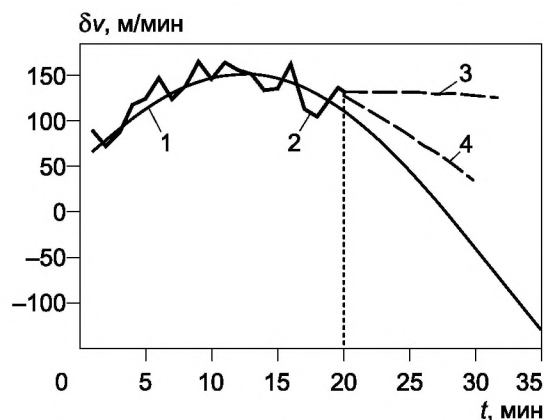


Рис. 2. Результаты моделирования и прогноз погрешности ИНС: 1 – погрешность ИНС при определении скорости; 2 – измерения z ; 3, 4 – прогноз погрешности ИНС при определении скорости с использованием линейного тренда и модифицированного линейного тренда, соответственно

СНС, а с 20 мин сигналы СНС исчезают, и затем строится модель и прогнозируется погрешность ИНС при определении скорости. Результаты моделирования подтвердили работоспособность алгоритма и достаточно высокую точность компенсации погрешностей ИНС в автономном режиме.

Заключение. Рассмотрены особенности и погрешности ИНС и СНС, способы совместной обработки навигационной информации с целью повышения точности навигационных определений ЛА. В условиях временного исчезновения сигналов СНС в схеме коррекции ИНС в качестве прогнозирующей модели погрешностей предложено использовать линейный тренд, модифицированный с помощью алгоритма самоорганизации. Результаты проведенного моделирования подтвердили эффективность разработанного алгоритма коррекции ИНС.

Л и т е р а т у р а

1. **Неусыпин К. А.** Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. М.: Изд-во МГОУ, 2009.
2. **Groves P. D.** Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems. Artech House, 2013.
3. **Селезнёва М. С., Неусыпин К. А.** Разработка измерительного комплекса с интеллектуальной компонентой // Измерительная техника. 2016. № 9. С. 10–14.
4. **Noureldin A., Karamat T. B., Georgy J.** Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2013.
5. **Chui C. K., Chen G. R.** Kalman filtering with real-time applications. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2009.
6. **Шэнь Кай, Пролетарский А. В., Неусыпин К. А.** Исследование алгоритмов коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 2. С. 28–39.
7. **Карутин С. Н., Власов И. Б., Дворкин В. В.** Дифференциальная коррекция и мониторинг глобальных навигационных спутниковых систем. М.: Изд-во МГУ, 2014.
8. **Емельянов В. В., Курейчик В. В., Курейчик В. М.** Теория и практика эволюционного моделирования. М: ФИЗМАТЛИТ, 2003.
9. **Ивахненко А. Г., Мюллер Й. Я.** Самоорганизация прогнозирующих моделей. Киев: Техника, 1985.
10. **Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л.** Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. М.: Горячая линия – Телеком, 2006.
11. **Джанджгава Г. И., Голиков В. П., Шкред В. К.** Алгоритмы обработки информации серийных самолетных платформенных инерциальных навигационных систем // Авиакосмическое приборостроение. 2008. № 11. С. 4–11.

Дата принятия: 10.03.2017.