

УДК 629.056.6

В.И. КОРТУНОВ, АЛИ АЛЬ ДХАХЕРИ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АНАЛИЗ КОРРЕКЦИИ КАК ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ В ИНТЕГРИРОВАННЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ**

Приведен анализ способов коррекции в интегрированных системах навигации при использовании дешевых низкоточных датчиков первичной информации. На примере комплексирования бесплатформенной инерциальной системы и магнитного датчика курса рассмотрена коррекция инерциальной системы как задача управления с целью повышения точности компенсации медленно меняющихся погрешностей.

интегрированная бесплатформенная инерциальная система, коррекция, погрешность датчиков, управление, фильтр датчика магнитного курса

Введение

Решение задачи навигации для подвижных объектов возможно различными средствами: радиотехническими, спутниковыми GPS/ГЛОНАС или инерциальными навигационными системами (ИНС). Применимость каждой системы определяется необходимой точностью решения задачи навигации, стоимостью аппаратуры и особенностями объекта навигации. Достоинства спутниковых систем заключаются в малом времени готовности системы, высокой точности определения навигационных параметров, глобальности решения задачи. Но вместе с тем имеющиеся недостатки: неполнота навигационных параметров (скорость, местоположения), подверженность помехам, низкая частота выдачи навигационных параметров (НП), пропадание сигналов при затенении объекта, – не позволяют применять такие системы непрерывно. Данные недостатки сдерживают применение таких систем для высокодинамичных объектов. Использование инерциальных средств навигации для динамичных объектов вызвано свойством автономности и удовлетворительной точности на ограниченных промежутках времени, возможностью получения полного вектора НП для решения задачи управления объектом.

С появлением на рынке миниатюрных микромеханических датчиков угловой скорости и ускорения (MEMS-sensors) и создание на их основе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с меньшими габаритами и стоимостью позволило расширить область применения таких систем и устанавливать их на автомобиле, беспилотном ЛА, мобильном роботе или средствах бытовой техники. Расширение области применимости инерциальных систем и появившаяся возможность интегрирования инерциальной системы с недорогими GPS-приемниками стимулировало создание недорогих интегрированных навигационных систем (low cost INS/GPS) [1 – 3].

Основным исследовательским аспектом данного направления является создание математического и программного обеспечения интегрированных систем, центральное место в котором занимают фильтры комплексной обработки информации или комплексные фильтры коррекции БИНС, включая и фильтр Калмана (ФК) для оценивания ошибок БИНС [4, 5].

Процесс коррекции БИНС включает два основных этапа – восстановление ошибок БИНС по внешним измерениям и их компенсацию. Рассмотрим подробнее данные этапы.

Под восстановлением ошибок БИНС понимаем процесс получения текущих значений ошибок путем непосредственного сравнения выходных параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем с эталонными значениями, или путем косвенных измерений, или оцениванием ненаблюдаемых переменных. Если рассматривается решение задачи коррекции БИНС с эталонными средствами, то задачу называют калибровкой системы. Решение задачи калибровки при косвенных измерениях основывается на методах идентификации или оценивании вектора состояния и входного сигнала [6, 7].

Под компенсацией понимаем процесс исключения или уменьшения влияния восстановленной ошибки на выходные параметры БИНС. Восстановление погрешностей датчиков отнесем к классу задач идентификации или оценивания неизмеряемых компонент вектора состояния и входа, а задачу компенсации рассмотрим как задачу управления процессом измерения с требуемыми показателями быстродействия и точности вычисления НП.

Рассмотрим особенности существующих методов коррекции БИНС по данным внешних измерителей – магнитного компаса, бародатчика и GPS-приемника.

1. Краткий обзор методов коррекции БИНС

Задача повышения точности БИНС решается в направлении совершенствования методов алгоритмической коррекции ошибок БИНС по внешним измерениям. Однако, при применении интегрированных систем для высокочастотных объектов, выяснилось, что необходимо повышать также быстродействие реализуемых алгоритмов коррекции. Поэтому, к таким схемам необходимо предъявлять как требования по точности, так и по быстродействию. Рассмотрим известные схемы компенсации именно с этих позиций.

Схемы компенсации различаются:

– по виду имеющихся связей – разомкнутые и замкнутые, т.е. с обратной связью [3, 4];

– по перечню разностных измерений – координат местоположения (позиционные), координат и скорости (позиционно-скоростные), псевдодальности до спутников (сильносвязанные позиционные), псевдодальности и псевдоскорости (сильносвязанные позиционно-скоростные);

– по перечню оцениваемых ошибок – с оцениванием погрешностей датчиков, ошибок угловых, скоростных и позиционных параметров БИНС;

– по виду обратных связей коррекции – с непрерывной коррекцией параметров и ошибок (в такте решения задачи навигации), либо с дискретной коррекцией (такт коррекции больше такта решения задачи навигации).

Из методов коррекции наибольшее распространение получил метод коррекции по схеме компенсации или схеме инвариантных оценок, который также называют принципом дополнительности [8, 9]. Основным элементом данной схемы считается фильтр, реализующий оценивание низкочастотных погрешностей датчиков БИНС типа дрейфа нуля, нелинейности масштабного множителя и др., и фильтрацию высокочастотных помех внешних измерителей. Данный метод выполняется по разомкнутой схеме и различается применительно для интегрированных БИНС правилом формирования разностных измерений и составом оцениваемого вектора состояния ФК. Так в работе [9] описаны возможности коррекции БИНС для слабосвязанной (*loosely coupled*) и сильносвязанной (*tightly coupled*) схем. Из приведенного анализа вытекают следующие особенности таких схем. Если для слабосвязанной схемы необходимы измерения минимум от четырех спутников, то для сильносвязанной схемы остается возможность работы по одному спутнику. Такая схема имеет дополнительные преимущества – возможность формирования разностей измерений по псевдодальности для организации обратных связей через GPS-приемник

для ускорения поиска пропавшего спутника, сужения полосы пропускания и повышение точности для параметров скорости и местоположения интегрированной БИНС. В целом, сильносвязанная схема повышает так называемое свойство целостности системы [3].

Применение таких схем коррекции без обратных связей для высокоточных систем с дрейфом гироскопов на уровне 0,001 – 0,1 град/час оправдано, потому что результирующая ошибка БИНС за 1 час работы остается малой по сравнению с величинами навигационных параметров. Но при применении дешевых и низкоточных гироскопов (дрейф 10 – 100 град/час) ошибка НП может превзойти уровень самих навигационных параметров, что нарушает предположение линейности используемого ФК. Для ограничения уровня ошибок применяют обратные связи по оценкам ошибок БИНС. Частота квантования таких обратных связей может не совпадать с частотой работы БИНС и, как правило, меньше основной частоты. Но различные оцениваемые параметры требуют различную частоту квантования. Очевидно, что коррекция по ошибкам углов должна проводиться чаще коррекции контура по местоположению. Поэтому используемые обратные связи являются разнотемповыми, а система определения НП многоконтурной и многотактной.

Одним из направлений совершенствования схем коррекции является учет динамики движения объекта или создания неинвариантных схем коррекции [3]. Неинвариантность понимается как независимость уравнений ошибок от текущих значений НП.

Центральной вычислительной процедурой алгоритмической части БИНС считается дискретный ФК, поэтому основные достижения в развитии данного метода определяют точностные характеристики БИНС. Задача оценивания для ФК имеет множество аспектов применимости, связанных с неполнотой и нелинейностью модели, негауссовыми возмущениями, робастностью измерений, неточностью

априорных данных и др. Достаточно полный анализ вопросов применимости ФК дан в работе [4], поэтому отметим только основные направления его совершенствования:

- повышение вычислительной устойчивости путем использования U/D-факторизации симметричной матрицы [4];
- повышение робастности ФК путем применения функций плотности вероятности с «тяжелыми хвостами» [4];
- обеспечение адаптивности путем анализа априорных и апостериорных невязок [1 – 3];
- применение сглаживающего фильтра на этапе постобработки результатов испытаний, так называемый R-T-S фильтр [3, 14].

В большинстве работ внимание уделяется именно вопросу оценивания ошибок БИНС, так как исходят из того, что компенсация реализуется просто. На первый взгляд для простых схем это оправдано, но при применении ФК высокой размерности и разнотактности контуров компенсации данная задача далеко не тривиальна.

2. Синтез фильтра коррекции гироскопического датчика курса как решение задачи управления

Рассмотрим схему коррекции курсовой системы при внешнем измерителе – датчике магнитного курса [13]. Типичный вид данной схемы представлен на рис. 1, а для анализа представим ее в эквивалентном виде, как показано на рис. 2.

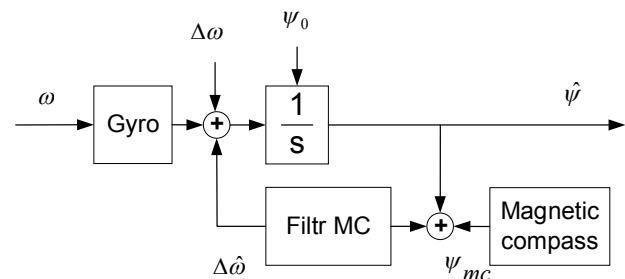


Рис. 1. Схема коррекции с обратной связью по датчику магнитного курса

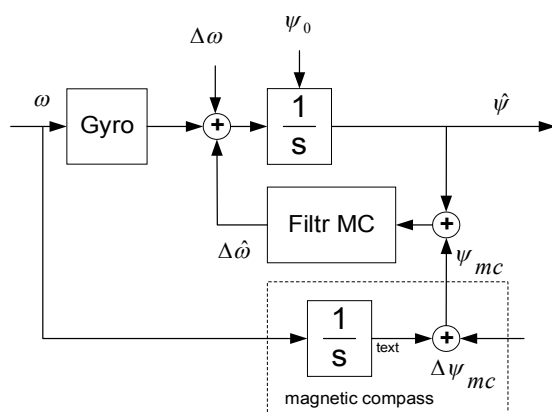


Рис. 2. Эквивалентная схема коррекции

На рисунках обозначено: ω – угловая скорость; ψ – курсовой угол; $\Delta\omega$ – погрешность гироскопа; ψ_{mc} – курсовой угол компаса; $\Delta\psi_{mc}$ – погрешность магнитного курса; $\hat{\psi}$ – комплексная оценка курсового угла.

Назначение фильтра в рассматриваемых схемах – оценивание медленно меняющейся погрешности датчика угловой скорости. Фильтр совместно с интегратором по входу гироскопа является фильтром высоких частот, поэтому фильтр не пропускает низкочастотную помеху гироскопа, т.е. по входу компаса является фильтром нижних частот [13]. Из рис. 2 видно, что данная схема подобна одной из схем управления по эталонной модели [12] (эталонной моделью является интегратор фильтра), а управляет процессом также интегратор, но гироскопа. Если записать ошибку выхода для схемы рис. 2, то преобразованная по Лапласу ошибка примет вид

$$\Delta\hat{\psi}(s) = \frac{W_0(s)}{1 + W_0(s)W_{filtr}(s)} \Delta\omega(s) + \frac{W_{filtr}(s)W_0(s)}{1 + W_0(s)W_{filtr}(s)} \Delta\psi_{mc}(s), \quad (1)$$

где $W_0(s) = \frac{1}{s}$; $W_{filtr}(s)$ – передаточная функция фильтра.

Из полученного выражения (1) можно сформулировать требования к фильтру для компенсации

возмущения как к корректирующему фильтру задачи управления. Данную задачу сформулируем как задачу «поглощения» возмущения [15] или как задачу теории инвариантности [16] – не пропускать («поглощать») помеху гироскопа, которая рассматривается как возмущение. Обеспечить полную инвариантность к возмущению в данной схеме невозможно, так как в соответствии с теорией инвариантности необходима двухконтурная схема компенсации. Но, обеспечить селективную инвариантность можно, выбрав передаточную функцию фильтра такой, чтобы ее знаменатель «поглощал» возмущения. Например, традиционно принимают $W_{filtr}(s) = \frac{k_1s + k_2}{s}$ [13], тогда «поглощение» возмущения в виде постоянной величины выполняется и такая помеха компенсируется. Запишем упрощенное представление выражения (1), подставив передаточную функцию фильтра. В результате получим

$$\Delta\hat{\psi}(s) = \frac{s}{s^2 + k_1s + k_2} \Delta\omega(s) + \frac{k_1s + k_2}{s^2 + k_1s + k_2} \Delta\psi_{mc}(s). \quad (2)$$

Если повысить степень знаменателя до двух и $W_{filtr}(s) = \frac{k_1s^2 + k_2s + k_3}{s^{-2}}$, то выполняется «поглощение» ошибок для линейной функции времени или для нестационарной помехи. Но повышение порядка полинома знаменателя с одной стороны ведет к увеличению степени поглощения, а с другой – к усложнению параметрической настройки (увеличение коэффициентов фильтра) и уменьшению быстродействия. Рассматривая данную задачу как задачу управления с «поглощением» возмущений, можно применить другие методы синтеза фильтра и другие подходы к задаче компенсации [17].

Продолжим рассуждения в рамках простых фильтров и представим схему компенсации в другом традиционном виде, как показано на рис. 3. Данная схема является схемой инвариантных оце-

нок. Задача фільтра в такій схемі – оцінювання результуючої помилки на виході інтегратора. Обычне вычитание оценки фильтра компенсирует ошибку.

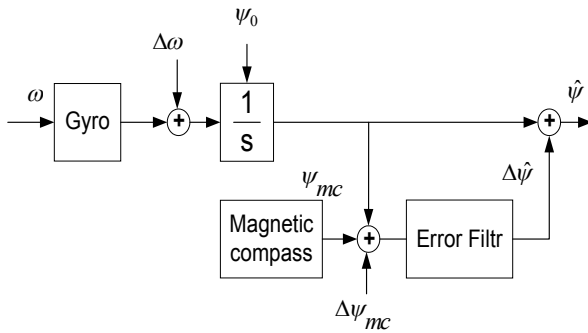


Рис. 3. Схема корекції без зворотного зв'язу

Такі схеми застосовують для зовнішніх вимірювань GPS-приймачів і вона є розімкненою. По-лучим необхідні передаточні функції для такої схеми. Для цього запишемо рівняння помилок комплексної системи, припускаючи що $\Delta\omega = \text{const}$, і побудуємо фільтр для оцінювання помилок виду

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\psi} &= \Delta\dot{\omega} + L_1(\Delta\psi - \Delta\psi); \\ \Delta\dot{\omega} &= L_2(\Delta\psi - \Delta\psi),\end{aligned}$$

де $\Delta\hat{\omega}$ – оцінка погрешности гироскопа; $\Delta\hat{\psi}$ – оцінка помилки кута; $\Delta\psi$ – формуюча різниця кутів вимірювань. Результуюче вираження для перетвореної по Лапласу помилки комплексної змінної приймає вигляд

$$\begin{aligned}\Delta\hat{\psi}(s) &= \frac{s}{s^2 + L_1s + L_2} \Delta\omega(s) + \\ &+ \frac{L_1s + L_2}{s^2 + L_1s + L_2} \Delta\psi_{mc}(s).\end{aligned}\quad (3)$$

Сравнивая вираження (2) і (3) заключаємо, що в частині «поглинання» погрешности датчика кутів швидкості вони збігаються. Збігання по динаміці виконується при однакових коефіцієнтах фільтрів, тому для цієї схеми можливо застосування інших підходів для забезпечення «поглинання» більш складних завад [6]. Прикладом

таких завад може служити дані з вихода датчика обертання, які показані на рис. 4.

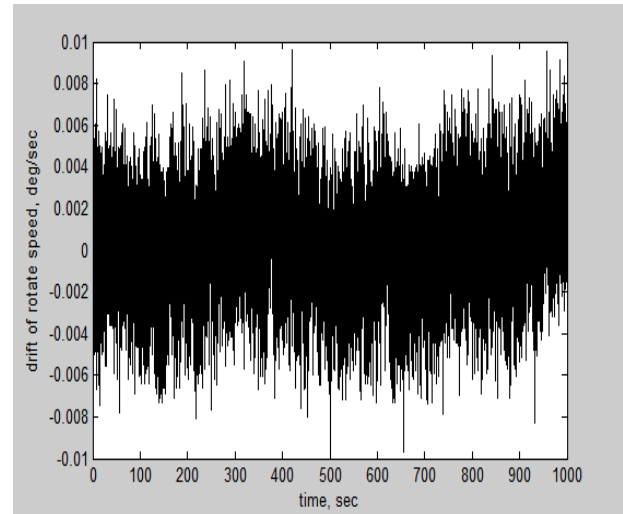


Рис. 4. Дрейф датчика обертання ADXRS300

Заключення

Схеми компенсації БІНС можуть мати різну реалізацію – з зворотним зв'язом по оцінці помилки або без зворотного зв'язу, а отримуваний результат компенсації однаковий. Принципове різниця заключається лише в тому, що схема з зворотним зв'язом компенсує помилку на вході інтегратора. Але для БІНС цей результат відрізняється тим, що при відключенні зовнішнього вимірювача в схемі зворотного зв'язу згадується оцінка дрейфу гироскопа і використовується незмінною до повторного включення зовнішнього вимірювача, а в схемі без зворотного зв'язу фільтр продовжує працювати в режимі прогнозу і компенсує лінійно зростаючу величину помилки. Видно, що в цих випадках змінюється місце в схемі компенсації помилки, але не змінюється результат компенсації. Застосування більш досконалих фільтрів на основі ітеративно-інверсного відновлення завади при розгляді корекції як задачі управління по заваді, дозволить збільшити точність БІНС, так як повільно змінюючіся помилки датчиків обертання (MEMS-датчики або волоконно-оптичні датчики) мають флуктуаційний характер.

Литература

1. Кузовков Н.Т., Сылычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.
2. Лебедев Д.В., Ткаченко А.И. Информационно-алгоритмические аспекты управления подвижными объектами. – К.: Наук. думка, 2000. – 310 с.
3. Дмитриев С.П., Степанов О.А. Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем // Интегрированные инерциально-спутниковые системы. Сб. статей и докладов. – С.-Пб. – 2004. – С. 67 – 82.
4. Летная отработка бортовых оценивающих фильтров / А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, В.Л. Будкин, Голиков В.П., Ларионов С.В. // Материалы XI Санкт-Петербургской междунациональной конференции по интегрированным навигационным системам. – С.-Пб.: ЦНИИ "Электроприбор". – 2004. – С. 19 – 28.
5. Браммер К., Зиффлинг Г. Фильтр Калмана-Бьюси / Пер. с нем. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1982. – 200 с.
6. Кортунюв В.И. Оценивание возмущений в динамических системах на основе итерационно-инверсных моделей // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2001. – Вып. 3 (13). – С. 56 – 60.
7. Кортунюв В.И. Итерационно инверсные фильтры оценивания возмущений в задачах контроля и управления // Труды Одесского политехнического университета. – Одесса: ОДПУ, 2001. – Вып. 4 (16). – С. 114 – 118.
8. Степанов О.А. Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем // Интегрированные инерциально-спутниковые системы. Сб. статей и докладов. – С.-Пб. – 2004. – С. 25 – 43.
9. Дмитриев С.П., Степанов О.А., Кошаев Д.А. Исследование способов комплексирования данных при построении инерциально-спутниковых систем // Интегрированные инерциально-спутниковые системы. Сб. статей и докладов. – С.-Пб. – 2004. – С. 43 – 59.
10. Grewal M.S., Weill L.R., Anderews A.P. Global Positioning System, Inertial Navigation, and Integration. – N.Y.: John Wiley@Sons, 2001. – 344 p.
11. Шмидт Дж. Линейные и нелинейные методы фильтрации // Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. К.Т. Лиондеса. – М.: Мир, 1980. – С. 49 – 73.
12. Чураков Е.П. Оптимальные и адаптивные системы. – М.: Энергоатомиздат, 1987.
13. Фролов В.С. Радиоинерциальные системы наведения. – М.: Сов. радио, 1976. – 180 с.
14. Лич Б. Недорогие бесплатформенные инерциальные навигационные системы, интегрированные с GPS, для проведения летных испытаний // Интегрированные инерциально-спутниковые системы. Сб. статей и докладов. – С.-Пб. – 2004. – С. 144 – 161.
15. Джонсон С. Теория регуляторов, приспособляющихся к возмущениям // Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. К.Т. Лиондеса. – М.: Мир, 1980. – С. 253 – 320.
16. Менский Б.М. Принцип инвариантности в автоматических системах. – М.: Машиностроение, 1972. – 248 с.
17. Кортунюв В.И., Дыбская И.Ю., Калякин А.В. Динамическая коррекция измерений на основе локальных итеративно инверсных фильтров // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 32. – С. 166 – 171.

Поступила в редакцию 08.09.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.