

Б. В. КЛИМКОВИЧ, А. М. ТОЛОЧКО

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАПАЗДЫВАНИЙ В ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КАНАЛАХ ПРИ КАЛИБРОВКЕ БИНС В ИНЕРЦИАЛЬНОМ РЕЖИМЕ

Предложен метод определения запаздываний гироскопов и акселерометров при калибровке бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) навигационного класса точности. Метод основан на применении фильтра Калмана в навигационном режиме БИНС и позволяет получать в едином итерационном процессе оценку погрешностей как запаздываний гироскопов и акселерометров, так и масштабных коэффициентов, неточности установки осей чувствительности и смещений выходных характеристик акселерометров и гироскопов, координат чувствительных масс акселерометров относительно полюса связанной системы отсчета. Применение навигационного режима БИНС при калибровке снижает требования к точности работы поворотного стола. Полученные оценки калибровочных параметров являются самосогласованными, минимизирующими результирующую погрешность работы БИНС.

Метод опробован при калибровке БИНС на волоконно-оптических гироскопах.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, калибровка, навигационный режим работы, запаздывания гироскопов и акселерометров, фильтр Калмана.

Введение

Метод инерциальной навигации основан на численном интегрировании показаний датчиков кажущегося ускорения (акселерометров) и датчиков вращения (гироскопов) связанной системы координат относительно инерциального пространства [1–4]. Применяемые для интегрирования методы, как правило, рассматривают показания акселерометров и гироскопов как идеальные, а движение объекта навигации моделируется материальной точкой, находящейся в полюсе связанной системы координат. При этом предполагается, что показания акселерометров и гироскопов относятся к одному физическому моменту времени движения материальной точки. Отличие показаний реальных акселерометров и гироскопов от идеальных частично компенсируется инерциальным алгоритмом по результатам калибровки при изготовлении БИНС, либо по данным от дополнительных источников информации.

Калибровка БИНС в заводских условиях призвана снизить до приемлемых значений погрешности работы БИНС, связанные с погрешностями масштабных коэффициентов, их нелинейностью и несимметричностью, неточностью установки осей чувствительности и смещений акселерометров и гироскопов, разне-

Климкович Борис Владимирович. Кандидат физико-математических наук, главный научный сотрудник НП ООО «ОКБ ТСП» (Республика Беларусь, г. Минск). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Толочко Александр Михайлович. Инженер-конструктор 1-й категории НП ООО «ОКБ ТСП».

сением координат чувствительных масс акселерометров относительно полюса связанной системы отсчета. Для БИНС навигационного класса точности калибровка на поворотном столе проводится в два этапа – сначала грубая калибровка по сырым данным чувствительных элементов (ЧЭ) и известным углам поворота стола, затем точная калибровка без привлечения информации об угловом положении поворотного стола [5–7]. Причина такого разделения состоит в жестких требованиях к углу рассогласования осей гироскопов и акселерометров и масштабного коэффициента гироскопов для БИНС навигационного класса точности [8].

Вопрос о погрешностях БИНС навигационного класса точности, связанных с динамическими характеристиками акселерометров и гироскопов, поднимался в работах [9–13]. Показано, что при вибрационных движениях БИНС динамические погрешности проявляются вследствие конечности полосы пропускания акселерометров и гироскопов и зависят от формы их амплитудно- и фазочастотных характеристик. Коррекция таких погрешностей требует применения специальных вычислительных алгоритмов.

Динамические погрешности проявляются также вследствие наличия относительных запаздываний акселерометров и гироскопов при маневрировании БИНС в процессе эксплуатации и вращении на поворотном столе при калибровке.

В работе [9] точная калибровка по скоростям навигационного алгоритма при вращении БИНС вокруг горизонтальной оси совмещалась с определением относительных запаздываний акселерометров и гироскопов по величине дополнительной погрешности выработки линейной скорости. Данный подход не обеспечивает оценки полного набора их взаимных запаздываний, предполагая синхронность данных акселерометров.

В настоящей работе предлагается метод, обеспечивающий калибровку БИНС в навигационном режиме при учете полного набора относительных запаздываний акселерометров и гироскопов в едином цикле калибровки. Метод расширяет результаты работ [14, 15], где источником информации о погрешностях служат скорости навигационного алгоритма, а инструментом определения погрешностей калибровочных коэффициентов выступает фильтр Калмана. Это обеспечивает калибровку БИНС в целом с учетом канала передачи данных и погрешностей вычислительных алгоритмов.

Учет запаздываний гироскопов и акселерометров в фильтре Калмана при калибровке БИНС

Наличие физических ограничений ЧЭ БИНС на преобразования «воздействие – сигнал» по полосе пропускания Δf означает наличие у них групповой задержки $\tau_{gr} \approx 1 / \Delta f$. Кроме этого, дополнительные запаздывания обусловлены наличием фильтра перед аналого-цифровым преобразователем сигнала от акселерометра, временем аналого-цифрового преобразования, временем передачи цифрового значения в вычислитель и т.п.

Суммарное запаздывание для конкретного экземпляра гироскопа или акселерометра и сопутствующих аппаратных средств должно быть скорректировано таким образом, чтобы навигационный алгоритм оперировал с величинами скорости вращения связанной системы координат и проекций кажущегося ускорения, соответствующими одному физическому моменту времени. Корректировка в данном случае означает использование в одном такте счета навигационного

алгоритма данных от различных ЧЭ, взятых в более ранние моменты появления оцифрованных значений для более быстродействующих датчиков таким образом, чтобы сумма физической задержки и дополнительного программно-аппаратного запаздывания $\Theta_i^{a(g)}$ была одной величиной для всех гироскопов и акселерометров данного экземпляра БИНС.

Такое выравнивание запаздываний ЧЭ может выполняться программным буферизированием их цифровых значений. Этим способом можно получить программное запаздывание на время, кратное периоду опроса ЧЭ. При частоте опроса 1 кГц дискретность запаздываний в 1 мс не удовлетворяет требованиям к БИНС навигационного класса точности. Более высокое разрешение можно получить за счет интерполяции значений ЧЭ между двумя соседними отсчетами. Такой метод выравнивания пригоден при равномерном вращении БИНС, в частности при калибровке на поворотном столе, но не пригоден в режиме эксплуатации при наличии вибрации. В этом случае обычной практикой является комбинирование программного буферизирования и аппаратного смещения синхронизирующих стробов считывания данных для каждого датчика в отдельности. Таким способом может быть реализовано выравнивающее программно-аппаратное запаздывание с разрешающей способностью, достаточной для БИНС навигационного класса точности.

Сформированные программно-аппаратные запаздывания $\Theta_i^{a(g)}$ i -го акселерометра (гироскопа) имеют два свойства, важные для дальнейшего рассмотрения: величины $\Theta_i^{a(g)}$ неотрицательны, что отражает принцип причинности в физике; к $\Theta_i^{a(g)}$ может быть добавлена произвольная общая константа, оставляющая $\Theta_i^{a(g)}$ неотрицательными. Добавление произвольной константы не нарушает точность работы БИНС, изменяя при этом запаздывание в получении выходных навигационных данных.

Для обеспечения калибровки БИНС в навигационном режиме с применением фильтра Калмана [14, 15] с учетом влияния погрешностей запаздываний ЧЭ необходимо получить аналитические зависимости погрешностей линейного и углового ускорения от погрешностей запаздываний. Воспользовавшись малостью погрешностей запаздываний и плавностью вращения БИНС на поворотном столе, выразим вклад в погрешность i -го акселерометра T_i^a через разложение кажущегося ускорения G_i по малой величине погрешности запаздывания τ_i^a

$$T_i^a = \frac{dG_i}{dt} \tau_i^a. \quad (1)$$

Производная вектора $\vec{G}$ во вращающейся системе координат может быть выражена через векторное произведение угловой скорости $\vec{\Omega}$ и кажущегося ускорения $\vec{G}$ в связанном базисе [16]: $\frac{d\vec{G}}{dt} = -[\vec{\Omega} \times \vec{G}]$, что дает выражение для T_i^a :

$$T_i^a = -[\vec{\Omega} \times \vec{G}]_i \tau_i^a. \quad (2)$$

При калибровке БИНС полюс связанной системы неподвижен относительно навигационного базиса, поэтому $\vec{G} = g_0 |C_{20}, C_{21}, C_{22}|^T$, где C_{ij} – элементы из-

вестной матрицы перехода из связанного в навигационный базис в навигационном алгоритме.

Выражение (2) демонстрирует известный вывод [9, 10]: вращение БИНС в горизонтально расположенной оси приводит к погрешности в величине горизонтальной скорости, перпендикулярной к оси вращения, при наличии различия в запаздываниях сигналов от гироскопов и акселерометров.

Аналогичное выражение запишем для вклада в погрешность скорости углового вращения i -го гироскопа:

$$T_i^g = \frac{d\Omega_i}{dt} \tau_i^g, \quad (3)$$

где τ_i^g – погрешность запаздывания для i -го гироскопа.

Полная система уравнений погрешностей содержит модель погрешностей БИНС в горизонтном базисе ENU (уравнения (1)–(6) в работе [14]) и модель погрешностей акселерометров ΔB_i^a и гироскопов ΔB_i^g в виде:

$$\Delta B_i^a = b_i^a + \sum_{j=0}^2 M_{ij}^a G_j + \Delta_{si}^a(\vec{r}) + T_i^a + \sqrt{Q_i^a} \zeta_i^a(t), \quad (4)$$

$$\Delta B_i^g = b_i^g + \sum_{j=0}^2 M_{ij}^g \Omega_j + T_i^g + \sqrt{Q_i^g} \zeta_i^g(t), \quad (5)$$

где коэффициенты b_i^a (b_i^g) определяют погрешности смещения нулей; матрицы M_{ij}^a (M_{ij}^g) – погрешности масштабных коэффициентов и ориентаций акселерометров (гироскопов), $\Delta_{si}^a(\vec{r})$ – погрешности акселерометров, связанные с size-эффектом, $\zeta_i^{a(g)}(t)$ – порождающий белый шум с интенсивностью $Q_i^{a(g)}$.

Для определения значений $b_i^g, M_{ij}^g, b_i^a, M_{ij}^a, r_{ij}, \tau_i^a, \tau_i^g$, как и в работах [14, 15], принимается модель винеровского процесса:

$$\frac{\partial w}{\partial t} = \sqrt{Q_w} \zeta_w(t), \quad (6)$$

где w – каждая из величин $b_i^g, M_{ij}^g, b_i^a, M_{ij}^a, r_{ij}, \tau_i^a, \tau_i^g$ с соответствующей интенсивностью Q_w производящего белого шума $\zeta_w(t)$.

Как видно из выражений (2) и (3), для обеспечения наблюдаемости погрешностей запаздываний в динамических тестах при калибровке необходимо наличие вращения (наблюдаемость запаздываний акселерометров) и ускорения вращения (наблюдаемость запаздываний гироскопов). Вектор состояния фильтра Калмана x для динамического теста содержит, в отличие от работы [15], 45 элементов и имеет следующий вид:

$$x^T = \begin{bmatrix} \Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z, \gamma_x, \gamma_y, \gamma_z, b_x^a, b_y^a, b_z^a, M_{xx}^a, M_{xy}^a, M_{xz}^a, M_{yx}^a, \\ M_{yy}^a, M_{yz}^a, M_{zx}^a, M_{zy}^a, M_{zz}^a, b_x^g, b_y^g, b_z^g, M_{xx}^g, M_{xy}^g, M_{xz}^g, M_{yx}^g, \\ M_{yy}^g, M_{yz}^g, M_{zx}^g, M_{zy}^g, M_{zz}^g, r_{xx}, r_{xy}, r_{xz}, r_{yx}, r_{yy}, r_{yz}, r_{zx}, r_{zy}, r_{zz}, \\ \tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Вектор измерения фильтра Калмана z определяется, как и в работах [14, 15], скоростями навигационного алгоритма $z^T = \vec{V}^{INS}$.

Переходная матрица фильтра Калмана F_{ij} и матрица измерений H_{ij} образуются в соответствии с уравнениями (1)–(6) работы [14] и уравнениями (2)–(6) настоящей статьи.

Для анализа условий наблюдаемости и получения величин погрешностей запаздываний акселерометров и гироскопов при калибровке на двухосевом поворотном столе рассмотрим пример последовательности одноосных поворотов, представленных на рис. 1.

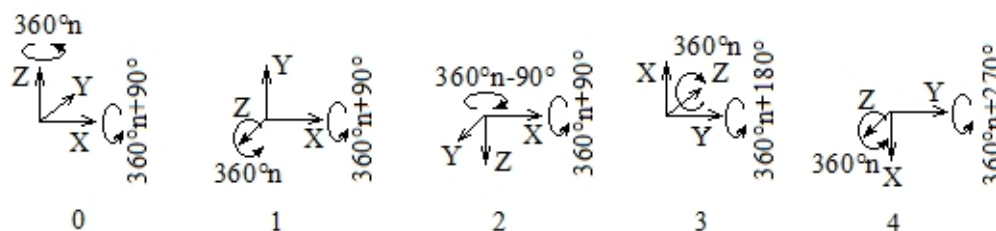


Рис. 1. План поворотов при калибровке на двухосевом поворотном столе

Внутренняя ось поворотного стола совпадает с осью Z связанной системы координат и вращается первой. Внешняя ось стола ориентирована на восток и вращается второй. Целое число n не равно нулю.

В процессе проведения статических и динамических тестов [14, 15] фильтр Калмана дает значимые погрешности (7) в меру их наблюдаемости в каждом тесте.

Наблюдаемость погрешностей запаздываний τ_i^a, τ_i^g возникает в динамическом тесте для гироскопа, вращающегося в горизонтальной оси, и двух ортогональных ему акселерометров. Для последовательности поворотов, представленных на рис. 1, наблюдаемыми будут отмеченные в табл. 1 тройки погрешностей запаздываний гироскопов и акселерометров.

Таблица 1

Номер поворота	0		1		2		3		4	
Номер значимого измерения		1	2	3		4	5	6	7	8
τ_x^g		X		X						
τ_y^g						X		X		X
τ_z^g			X				X		X	
τ_x^a			X			X	X	X	X	X
τ_y^a		X	X	X			X		X	
τ_z^a		X		X		X		X		X

Следует отметить, что при одноосном повороте вокруг горизонтальной оси физический смысл имеет только разность запаздываний между гироскопом и двумя акселерометрами, находящимися в ортогональной плоскости. Например, для 0-го поворота и 1-го значимого измерения смысл имеют разности $\tau_x^g - \tau_y^a$ и $\tau_x^g - \tau_z^a$. Целью калибровки является получение оценки величин $\tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a$, общей для всех поворотов стола. Для этого воспользуемся

методом наименьших квадратов, где вектор состояния $X_\tau = [\tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a]^T$, матрица измерений H_τ образована в соответствии с табл. 1.

Ранг матрицы $H_\tau^+ H_\tau$ равен 5. Это связано с тем, что величины $\tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a$ могут быть найдены с точностью до общего для всех постоянного слагаемого. Для снятия вырождения матрицы $H_\tau^+ H_\tau$ необходимо наложить условие на сумму величин $\tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a$, что дает равенство $\tau_x^g + \tau_y^g + \tau_z^g + \tau_x^a + \tau_y^a + \tau_z^a = 0$.

Тогда матрица измерения для оценки погрешностей запаздываний для поворотов, представленных на рис. 1, будет иметь вид:

$$H_\tau = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}$$

Исходя из наложенного условия на сумму погрешностей запаздываний величина нулевого элемента вектора измерения Z_τ равна нулю, остальные (1–8) элементы Z_τ содержат разности полученных фильтром Калмана оценок $\tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a$ в динамических тестах.

Общая для всех поворотов плана вращения стола оценка погрешностей запаздываний определяется известным выражением метода наименьших квадратов:

$$X_\tau = (H_\tau^+ H_\tau)^{-1} H_\tau^+ Z_\tau. \quad (8)$$

Оценка погрешностей запаздываний $\tau_x^g, \tau_y^g, \tau_z^g, \tau_x^a, \tau_y^a, \tau_z^a$ должна в конце каждой итерации быть вычтена из программно-аппаратных запаздываний $\Theta_i^{a(g)}$. В силу принципа причинности необходимо обеспечить неотрицательность $\Theta_i^{a(g)}$ нахождением минимальной из шести величин $\Theta_i^{a(g)}$ и последующим вычитанием найденного минимального значения из $\Theta_i^{a(g)}$.

Полученные скорректированные $\Theta_i^{a(g)}$ учитываются навигационным алгоритмом в следующей итерации калибровки.

Требование высокой угловой маневренности для реализации наблюдаемости погрешностей по запаздываниям ЧЭ совпадает с требованием обеспечения наблюдаемости погрешностей параметров size-эффекта [15], что позволяет проводить одновременную калибровку в динамических тестах матрицы гироскопов

M_{ij}^g , параметров size-эффекта r_{ij} и погрешностей запаздываний τ_i^a, τ_i^g . Вместе с тем расширение вектора состояния фильтра Калмана при неизменности состава вектора измерения (погрешностей линейных скоростей) снижает скорость сходимости итерационного алгоритма калибровки. Для практического применения рассматриваемого метода итерационного нахождения параметров калибровки удобным является режим постобработки по сохраненным в файлы сырым данным от ЧЭ.

Пример применения метода определения запаздываний гироскопов и акселерометров при калибровке БИНС в навигационном режиме

Изложенный в работах [14, 15] и настоящей статье метод был применен для калибровки БИНС навигационного класса точности на волоконно-оптических гироскопах с использованием двухкоординатного поворотного стола Acutronic AC2267-TSM. План поворотов стола представлен на рис. 1, целое число поворотов $n = 2$. Статические тесты выполнялись при нахождении ~ 10 мин в каждом положении, вращение вокруг одной оси выполнялось за ~ 15 с, время разгона (торможения) составляло $\sim 1,5$ с. Предельная скорость вращения на поворотном столе составляла $\sim 40^\circ/\text{с}$, ускорение (замедление) достигало $\sim 26^\circ/\text{с}^2$. Во время предварительной калибровки по сырым данным измерялись асимметричность и нелинейность выходных характеристик гироскопов [5]. Эти данные были затем учтены алгоритмической коррекцией показаний гироскопов при калибровке описываемым в настоящей работе методом.

При выполнении статических и динамических тестов сырые данные гироскопов и акселерометров записывались в файлы для последующей итерационной обработки. В статических тестах значимую оценку получали величины b_i^a, M_{ij}^a, b_i^g – погрешности акселерометров и погрешности смещения гироскопов. В динамических тестах значимую оценку получали величины M_{ij}^g, r_{ij} , τ_i^a, τ_i^g – погрешности матрицы

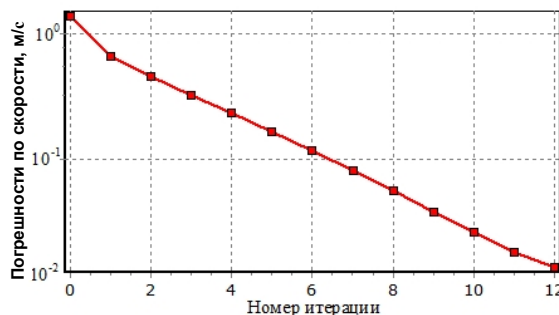


Рис. 2. Зависимость среднеквадратической погрешности скорости навигационного алгоритма в динамическом тесте от номера итерации

гироскопов, погрешности параметров size-эффекта, погрешности запаздываний акселерометров и гироскопов.

По окончании работы фильтра Калмана по статическим и динамическим тестам при выполнении всех поворотов проводилось объединение методом наименьших квадратов [14] оценок погрешностей с учетом фактических величин элементов ковариационной матрицы. Результирующие оценки погрешностей вычитались из соответствующих параметров калибровки для последующих итераций.

Зависимость конечной погрешности линейной скорости навигационного алгоритма в динамическом тесте от номера итерации представлена на рис. 2.

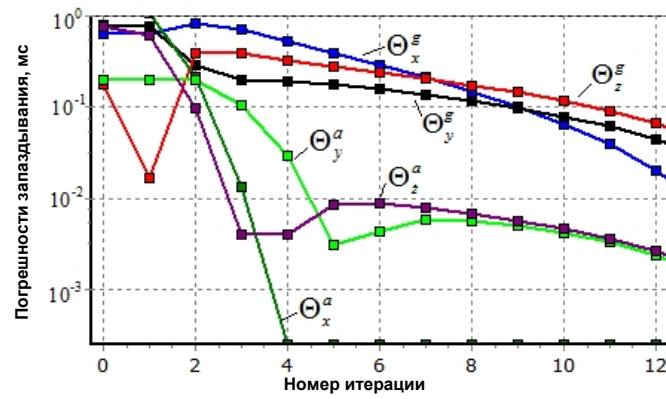


Рис. 3. Зависимость погрешностей программно-аппаратных запаздываний $\Theta_i^{a(g)}$ (модуль разности программно-аппаратного запаздывания $\Theta_i^{a(g)}$ в текущей итерации и итерации $N=19$) от номера итерации

Видно, что введение погрешностей запаздываний акселерометров и гироскопов ожидаемо снизило скорость итерационного схождения (ср. [14, 15]).

Из рис. 3 видно, что торможение итерационной сходимости обусловлено слабой наблюдаемостью погрешностей запаздываний гироскопов τ_i^g , что объясняется двумя причинами. Во-первых, погрешности запаздываний гироскопов стоят в конце системы погрешностей навигационного алгоритма (уравнения (4)–(6) работы [14]) на максимальном удалении от измеряемых погрешностей скоростей [17]. Во-вторых, наблюдаемость погрешностей запаздываний гироскопов τ_i^g пропорциональна величине углового ускорения вращения $\frac{d\Omega_i}{dt}$ (см. (3)), и оценка τ_i^g фильтром Калмана происходит во время разгона (торможения) поворотного стола. Это подтверждается графиками на рис. 4.

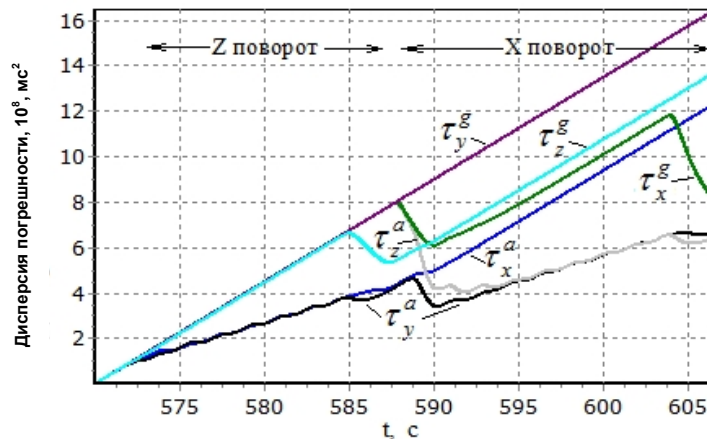


Рис. 4. Зависимость дисперсии погрешностей запаздываний при вращении из положения 1 в положение 2 (см. рис. 1)

Время совместной наблюдаемости запаздываний гироскопа и соответствующей пары акселерометров занимает лишь ~10% времени поворота в динамическом тесте, что негативно сказывается на скорости сходимости итераций.

В табл. 2 приведены результаты нахождения $\Theta_i^{a(g)}$ в миллисекундах при калибровке БИНС.

Θ_x^g	Θ_y^g	Θ_z^g	Θ_x^a	Θ_y^a	Θ_z^a
6,752	4,787	4,797	0,000	0,201	0,005

Следует отметить, что программно-аппаратные запаздывания гироскопов калибруемой БИНС больше запаздываний акселерометров, т. е. гироскопы калибруемой БИНС более быстродействующие, нежели акселерометры (с учетом работы АЦП). Примечательно также, что гироскоп X был из другой партии, чем Y , Z , что, вероятно, обусловило значительное отличие в его запаздывании от двух других.

Была проведена оценка повторяемости величин $\Theta_i^{a(g)}$ от запуска к запуску БИНС при постоянной температуре. Величина среднеквадратического отклонения величин $\Theta_i^{a(g)}$ от запуска к запуску составила 0,016 мс.

Отметим, что результат калибровки БИНС, представленный в работах [14, 15] и изложенный в настоящей статье, является самосогласованным в том смысле, что при достижении минимума погрешности по скоростям навигационного алгоритма остаточная погрешность по одним параметрам связана с погрешностью по другим.

Так, например, погрешность определения запаздывания τ между гироскопом и акселерометрами связана с погрешностью оценки масштабного коэффициента δSF гироскопа. Это становится очевидным, если учесть, что равномерное вращение гироскопа на угол ϕ за время t вокруг горизонтальной оси Y приводит к погрешности скорости вдоль оси X $\delta V_\tau = g_0 t \phi$ за счет погрешности определения запаздывания τ и $\delta V_{SF} = g_0 \delta SF \phi t / 2$ за счет погрешности оценки масштабного коэффициента δSF гироскопа. Разделение погрешности линейной скорости на составляющие происходит при работе фильтра Калмана вследствие различия зависимостей составляющих от времени. Так, при равномерном вращении стола для погрешности δV_τ эта зависимость линейная, для погрешности δV_{SF} – квадратичная. Сказанное выше объясняет необходимость корректной настройки параметров фильтра Калмана.

Зная конечную погрешность по скорости после вращения в динамическом тесте на угол 4π рад за время 15 с (в приведенном примере калибровки БИНС $\delta V \approx 10^{-2}$ м/с), можно дать верхнюю оценку полученной в результате калибровки погрешности масштабных коэффициентов $\delta SF \leq 10^{-5}$ и погрешности определения запаздывания $\tau \leq 0.083$ мс. Данные оценки получены при отнесении всей погрешности по скорости либо на δSF , либо на τ . Известные требования к БИНС класса 1 м. миля/ч к погрешности масштабных коэффициентов гироскопов $\delta SF \leq 10^{-5}$ (5-50 ppm [8]) (для степени маневренности транспортного средства, характеризуемой наличием в течение часа движения не более трёх оборотов в одну сторону), к связанной с ней погрешности рассогласования осей акселерометров и гироскопов $\delta \gamma \leq 5''$ [8] и к погрешности определения запаздывания (см. Приложение) в данном случае выполняются.

Численное моделирование процесса калибровки представленным методом показывает, что получаемая оценка калибровочных параметров является несмещенной, а варьирование дисперсий измерения скоростей и мощностей производящих шумов для калибруемых параметров влияет на скорость сходимости

итерационного процесса, но не на результат. При калибровке БИНС в реальных условиях приближенный характер модели погрешностей ЧЭ, представленных уравнениями (4) и (5), приводит к зависимости результатов калибровки от настройки фильтра Калмана в меру адекватности модели погрешностей ЧЭ.

Выводы

Представлено расширение изложенного в работах [14, 15] метода калибровки БИНС в навигационном режиме с учетом погрешностей масштабных коэффициентов, неточности установки осей чувствительности и смещений выходных характеристик акселерометров и гироскопов, координат чувствительных масс акселерометров относительно полюса связанной системы отсчета, запаздываний гироскопов и акселерометров.

Приведены алгоритм и результаты применения описываемого метода при калибровке БИНС навигационного класса точности.

Результат калибровки БИНС является самосогласованным, обеспечивающим минимальную погрешность линейных скоростей БИНС.

Метод не привязан к конкретному плану поворотов стола и не требует аналитических расчетов.

Приложение

Оценка влияния погрешностей запаздываний гироскопов и акселерометров на точность решения навигационной задачи БИНС

Рассмотрим движение в горизонтальной плоскости транспортного средства с установленной на нем БИНС. Пусть транспортное средство совершает маневрирование так, что линейная скорость полюса связанной системы координат в плоскости горизонта всегда совпадает с его строительной осью. Тогда (см. уравнение (2)) вследствие некомпенсированной при калибровке погрешности τ в запаздываниях между гироскопами и акселерометрами при вращении БИНС в горизонтальной плоскости с круговой частотой $\vec{\Omega}$ с вектором кажущегося центростремительного ускорения $\vec{G}_u$ при решении навигационной задачи образуется погрешность вычисления скорости транспортного средства

$$\Delta \vec{V} = -\tau \int_0^t [\vec{\Omega} \times \vec{G}_u] d\theta = -\tau \int_0^t \vec{V} \Omega^2 d\theta \quad (1\Pi)$$

Из выражения (1\Pi) следует, что в случае неманеврирующего ($\Omega \equiv 0$) или вращающегося с постоянной угловой скоростью по круговой траектории объекта погрешность $\Delta \vec{V}$ равна нулю. В работе [10] показано, что существуют замкнутые траектории, при движении по которым возможно накопление со временем погрешности в скорости. Рассмотрим пример траектории, состоящей из прямолинейных отрезков, соединенных произвольным образом повторяющимися 90-градусными поворотами (рис. 1\Pi).

Применение формулы (1\Pi) дает выражение для погрешности при произвольной траектории:

$$|\Delta \vec{V}| = \sqrt{2} |\tau| \frac{V^2}{R} K, \quad (2\Pi)$$

где K – числовой коэффициент, зависящий от числа поворотов и результата векторного сложения погрешности скорости. Так, для случайной некоррелированной ориентации каждого поворота (модель «случайного блуждания») можно дать наиболее вероятную оценку суммарной погрешности скорости

$$|\Delta \vec{V}| = \sqrt{2} |\tau| \frac{V^2}{R} \sqrt{N}, \quad (3\Pi)$$

где N – число поворотов за час.

В наихудшем случае (максимальном модуле погрешности скорости) повороты образуют «змейку», прямолинейные соединяющие отрезки отсутствуют и результирующая погрешность за $t_{lh} = 1$ ч определяется формулой

$$|\Delta \vec{V}| = \sqrt{2} \frac{2}{\pi} |\tau| \frac{V^3}{R^2} t_{lh}. \quad (4\Pi)$$

Подстановка величин $\tau = 10^{-4}$ с, $V=60$ км/ч, $R=100$ м дает оценку $|\Delta V| < 0,54$ км/ч, что удовлетворяет критерию «меньше мор. мили в час» ($< 1,85$ км/ч). Отметим, что выражения (1П) и, как следствие, (4П) непригодны для оценки погрешности навигационного алгоритма вследствие наличия угловой вибрации. Для корректной оценки погрешности в этом случае необходима информация о взаимных корреляционных свойствах угловой и линейной вибрации.

Рассмотрим маневрирование транспортного средства в вертикальной плоскости. Тогда погрешность скорости определяется выражением (2)

$$|\Delta \vec{V}| = g_0 |\tau| \varphi, \quad (5\Pi)$$

где φ – разница между текущим тангажем и тангажем в момент выставки.

Для наземного применения БИНС с учётом неровности поверхности движения при оценке угла φ в 10° и $\tau = 10^{-4}$ с выражение (5П) дает незначительную величину погрешности скорости ~ 0.0006 км/ч. Однако для высокоманевренного летательного аппарата при 10 полных оборотах («мертвых петлях») в вертикальной плоскости за час при погрешности калибровки по запаздываниям $\tau=10^{-4}$ с погрешность по скорости составляет 0,22 км/ч. Следовательно, критерий точности калибровок по запаздываниям 100 мкс для БИНС навигационного класса точности применим и в этом случае.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. -М.: Наука. Гл. ред. физ.- мат. лит., 1992. - 280 с.
2. Savage P.G. Strapdown Analytics -Part 1, 2. 2-nd Edition. Maple Plain, MN, USA: Strapdown Associates, Inc., 2007.
3. Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown Inertial Navigation Technology. 2nd Edition, 2004. P.581.
4. Rogers R.M. Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems. 2nd Edition, AIAA, Inc. 2003. - P. 330/
5. IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis. IEEE Aerospace and Electronic System Society. IEEE Std. 1554, 2005.
6. Diesel J.W. Calibration of a ring laser gyro inertial navigation system. Proc. of the 13th Biennial Guidance Test Symposium, vol. 1, Holloman AF, New Mexico, pp. SO1A.1-SO.1A.37, 1987.

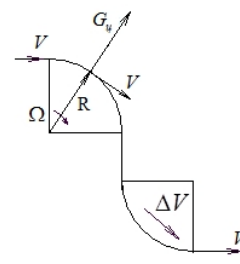


Рис 1П. Пример маневрирования транспортного средства в плоскости горизонта

7. **Savage P.G.** Strapdown System Performance Analysis. Advances in Navigation Sensors and Integration Technology.// RTO-EN-SET-064, 2004.
8. **Savage P.G.** Strapdown Sensors. AGARD Lecture Series №95, Strapdown Inertial Systems, 1978.
9. **Златкин Ю.М., Калногуз А.Н., Воронченко В.Г., Лихолит Н.И., Вахлаков А.Ю., Сладкий А.М., Слюсарь В.М.** Лазерная БИНС для ракеты-носителя «Циклон-4» // XIX Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012.- С. 68-77.
10. **Кухтиевич С.Е., Рафельсон В.Ф., Фомичев А.В.** О погрешностях БИНС, обусловленных несинхронностью трактов измерения угловых скоростей и линейных ускорений и геометрией блока акселерометров. // Труды Московского института электромеханики и автоматики. - М.: ОАО «МИЭА». - 2011.- Вып.3.- С.86-95.
11. **Mark J.G., Tazartes D.A.** Application of Coning Algorithms to Frequency Shaped Gyro Data// Proceedings of 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, RTO-NATO, 1999.
12. **Слюсарь В.М.** Обобщение методики синтеза навигационных алгоритмов БИНС на случай частотно-зависимых искажений сигналов измерения угловой скорости и ускорения // Гироскопия и навигация. - 2005. - №1(48). – С. 30-42.
13. **Слюсарь В.М.** О влиянии инструментальных факторов на скорость углового дрейфа БИНС // Гироскопия и навигация. - 2007. - №1(56). – С. 47-61.
14. **Климкович Б.В.** Калибровка БИНС в инерциальном режиме. Объединение скоростного и скалярного методов. Гироскопия и навигация. -№3 (86) с. 29-40, 2014.
15. **Климкович Б.В., Толочко А.М.** Учет size-эффекта при калибровке БИНС // Гироскопия и навигация. -2015. - №1 (88). - С.81-92.
16. **Лурье А.И.** Аналитическая механика. - М.: ГИФМЛ, 1961.- 824 с.
17. **Salychov O.S.** Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions / BMSTU, Moscow, Russia. 2004. - 303 p.

Klimkovich B.V., Tolochko A.M. (OKB TSP NP ООО, Belarus)

Determination of time delays in sensor measurement channels during SINS calibration in inertial mode // *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2015. № 4(91). P. 55-66.

Abstract. The article presents a method of determining gyro and accelerometer delays during calibration of strapdown inertial navigation systems (SINS) of navigational accuracy. The method uses the Kalman filter in SINS navigation mode and makes it possible to estimate, in a single iterative process, errors in gyro and accelerometer delays and scale factors, sensitivity axes misalignment and drift, accelerometer proof mass coordinates with respect to the pole of the body-fixed reference frame. Application of SINS navigation mode during calibration reduces the requirements to accuracy of the rate table. The obtained estimates of calibration parameters are self-consistent, minimizing the resulting SINS error. The method was tested during calibration of FOG-based SINS.

Key words: strapdown inertial navigation system (SINS), calibration, navigation mode, gyro and accelerometer delays, Kalman filter

Материал поступил 10.02.15