

Е. В. ДРАНИЦЫНА, А. И. СОКОЛОВ

ВРАЩЕНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ КАК СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР

Представлен аналитический обзор публикаций, в которых описывается применение вращения инерциального измерительного модуля (ИИМ) для повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). При этом выделяется два направления. Одно из них связано с преобразованием характера изменения погрешностей инерциальных датчиков (ИД) при использовании автокомпенсационного вращения (АКВ) ИИМ. Приводятся критерии выбора эффективного закона АКВ, направленного на минимизацию накопленной погрешности выработываемых БИНС параметров. Наряду с преимуществами этой технологии перечисляются и ее недостатки, которые могут существенно ограничить потенциально достижимую точность. Другое направление касается повышения наблюдаемости составляющих модели погрешностей ИД за счет вращения ИИМ при решении задачи фильтрации погрешностей БИНС. Описывается модель погрешностей ИД, сформулирована задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС, направленная на их уточнение, при наличии эталонной информации о координатах и скорости движения. Предложены способы количественной оценки наблюдаемости составляющих модели погрешностей ИД.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, модуляционное вращение, автокомпенсационное вращение, калибровка инерциальных датчиков по навигационному решению, наблюдаемость.

Введение

Инерциальные навигационные системы (ИНС) – это полностью автономные навигационные системы, которые могут непрерывно вырабатывать информацию о координатах, составляющих линейной скорости движения и ориентации объекта [1, 2, 3]. Погрешности рассчитываемых ИНС параметров в основном вызваны инструментальными погрешностями инерциальных датчиков (акселерометров и гироскопов) и накапливаются во времени. Одним из известных способов повышения точности и информационной автономности как платформенных, так и бесплатформенных ИНС, наряду с улучшением точностных характеристик гироскопов и акселерометров, яв-

Драницына Елена Викторовна. Кандидат технических наук, начальник группы, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; Университет ИТМО (С.-Петербург). Член секции молодых ученых международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Соколов Анатолий Игоревич. Кандидат технических наук, первый заместитель генерального директора, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

ляется использование принудительного вращения отдельных ИД или ИИМ в целом [4, 5, 6]. Под вращением ИД или ИИМ при этом понимается не только непрерывное вращение, но и более сложные законы изменения углового положения, включающие дискретные развороты. Повышение точности в этом случае связано с преобразованием характера изменения погрешностей: систематические погрешности ИД из монотонных трансформируются в периодические знакопеременные функции с ограниченной амплитудой и не приводят к накоплению погрешностей системы.

БИНС широко используются для информационного обеспечения подвижных объектов в различных областях, таких как морская навигация, авиация, робототехника, аэрокосмическая промышленность и системы вооружения, поскольку имеют малые габариты, вес и энергопотребление по сравнению с платформенными ИНС. ИНС на датчиках угловой скорости, ИИМ которых вращается в соответствующем карданном подвесе и имеет, как правило, одну или две степени свободы, разрабатываются как в России, так и за рубежом [21, 10, 11]. Такие ИНС также являются бесплатформенными (БИНС), так как в этом случае карданов подвес используется для автокомпенсации погрешностей ИД, а не для построения навигационной системы координат. Основным назначением карданова подвеса является обеспечение определенного изменения ориентации ИИМ относительно объекта. Вращение ИИМ в этом случае позволяет, при соответствующем выборе закона движения карданова подвеса, автоматически компенсировать вклад инструментальных погрешностей ИД в накопленную погрешность навигационных параметров системы и на порядок и более повысить точностные характеристики БИНС без изменения алгоритмов ее функционирования. Тогда вращение ИИМ называется автокомпенсационным (АКВ) [4]. Благодаря высокой точности и относительно низкой стоимости БИНС с двухосным вращением ИИМ с 1980-х годов широко используется на кораблях и подводных лодках Организации Североатлантического договора (НАТО), включая США [3, 7, 8]. Так, высокоточная БИНС на лазерном гироскопе (ЛГ) с двойным вращением вытеснила ранее применявшиеся на многоцелевых лодках США системы типа WSN-3 на электростатических гироскопах разработки Boeing [9, 10]. Внешний вид системы WSN-7 (Northrop Grumman Corporation) с двухосным вращением ИИМ на базе ЛГ представлен на рис. 1.



Рис. 1. ИНС WSN-7 (Northrop Grumman Corporation) [10]

БИНС с АКВ обычно размещаются на подводных лодках и надводных кораблях, где требуется обеспечить автономную инерциальную навигацию в течение длительного времени и допускается использование систем с увеличенными габаритами, весом и энергопотреблением, обусловленными механизмом АКВ [2]. В качестве датчиков угловой скорости в БИНС с АКВ служат, как правило, ЛГ [7, 10, 11, 12] или волоконно-оптические гироскопы (ВОГ) [13, 14, 15], но в некоторых публикациях описывается разработка систем с АКВ на микроэлектромеханических (МЭМС) инерциальных датчиках [16, 17, 18, 19].

АКВ позволяет компенсировать в навигационной системе координат смещения нулей ИД, оси чувствительности которых лежат в плоскости, ортогональной оси вращения, при условии что спектры их изменчивости не будут совпадать с частотами АКВ (или перекрываться ими). В связи с этим вопрос применения АКВ в системах на МЭМС-датчиках с уровнем нестабильности последних остается пока открытым. Точность системы при этом определяется нестабильностью задействованных ИД и выбранным законом углового движения карданова подвеса. Эквивалентный дрейф БИНС с АКВ в общем случае – это сложная функция, аргументами которой являются инструментальные погрешности ИД, параметры АКВ и движения объекта [20, 21, 46, 47, 48]. Таким образом, при построении систем с АКВ основная задача – выбор закона движения карданова подвеса, который позволит минимизировать накопление погрешностей вырабатываемых БИНС параметров, которое вызвано инструментальными погрешностями ИД в заданных условиях движения объекта [20, 21, 22].

В рамках другого направления предполагается повысить точность БИНС при использовании вращения ИИМ за счет обеспечения наблюдаемости составляющих модели погрешностей ИД при решении задачи фильтрации погрешностей БИНС. Вращение ИИМ создает динамику движения, позволяющую осуществлять калибровку ИД непосредственно на объекте без применения специального стендового оборудования [23]. Возможность уточнения (калибровки) составляющих модели ИД в ходе эксплуатации обусловлена наличием в интегрированных системах помимо БИНС дополнительных источников информации. При этом чаще всего задача калибровки решается как задача фильтрации погрешностей БИНС, включаемых в вектор состояния системы, с привлечением алгоритма фильтра Калмана (ФК) и разностных скоростных и позиционных измерений [23, 24]. Такой метод калибровки ИИМ обладает рядом неоспоримых преимуществ, однако, как и при выборе эффективных с точки зрения минимизации погрешностей БИНС движений системы АКВ, в этом случае насущной необходимостью является формирование закона движения карданова подвеса, позволяющего обеспечить наблюдаемость всех оцениваемых параметров. Так как в качестве измерений в задаче фильтрации здесь выступают погрешности вырабатываемых БИНС навигационных параметров, то очевидно, что законы движения карданова подвеса для минимизации погрешностей выходных параметров БИНС и для обеспечения наблюдаемости оцениваемых коэффициентов модели погрешностей ИД при калибровке должны быть различными [25, 26].

Автокомпенсация смещений нулей ИД и возможность калибровки составляющих их моделей погрешностей при вращении ИИМ прекрасно дополняют друг друга и позволяют получить высокую точность вырабатываемых БИНС параметров при относительно низкой стоимости, что делает технологию построения БИНС с АКВ такой привлекательной для разработчиков. В настоящей статье излагаются основ-

ные аспекты применения вращения ИИМ для повышения точности БИНС. В первом разделе статьи описывается автокомпенсация погрешностей БИНС при использовании вращения ИИМ. Особое внимание уделяется критериям выбора эффективного закона АКВ. Приводятся составляющие погрешностей ИД, которые могут существенно ограничивать потенциально достижимую точность БИНС с АКВ. Вторая часть статьи посвящена возможности уточнения (калибровки) составляющих модели погрешностей ИД при наличии вращения ИИМ и дополнительных источников информации. Описана модель погрешностей ИД, и в рамках байесовского подхода сформулирована задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС, направленная на их уточнение. Представлены способы количественной оценки наблюдаемости составляющих модели погрешностей ИД, в том числе с учетом типа АКВ.

Автокомпенсационное вращение БИНС

Впервые АКВ ИНС описал Эдвард Геллер (Edward Geller) [5] в 1968 г. Он предложил концепцию ИНС с непрерывным вращением платформы, которое при частоте вращения вдвое больше частоты Шулера позволило значительно снизить погрешность определения координат. Систематическое изложение теоретических основ автокомпенсации уходов классических механических гироскопов и описание ее реализации в различных гироскопических устройствах и платформенных ИНС содержатся в книге [4], вышедшей в 1976 г. В 80-х гг. XX века технику АКВ применили к БИНС на ЛГ. Вращение платформы представляло собой четыре последовательных дискретных поворота на 90° вокруг оси, ортогональной плоскости палубы [20]. Постоянный уход системы при этом трансформировался в периодическую функцию с близким к нулю средним значением.

Одноосное вращение вокруг азимутальной оси, как показывает опыт, позволяет эффективно модулировать смещения нулей ИД, измерительные оси которых расположены в ортогональной оси вращения плоскости, и повышает точность курсоуказания системы на порядок без увеличения точности чувствительных элементов [20, 13]. Тем не менее некомпенсированный дрейф гироскопа, ось чувствительности которого совпадает с осью вращения, приводит к накоплению погрешности и ограничивает точность системы. С целью устранения этого недостатка используют дополнительное вращение ИИМ относительно второй оси, ортогональной первой (параллельной плоскости палубы) [11]. Погрешности всех ИД возможно компенсировать в БИНС с АКВ, при котором задействуется не менее двух осей [21, 27].

В 90-х гг. американская компания Sperry Marine предложила БИНС на базе ЛГ с двухосными дискретными поворотами на углы $\pm 180^\circ$ вокруг азимутальной и продольной осей [8]. Предложенная динамика движений двухосного карданова подвеса позволила достичь высокой точности хранения координат и была применена в WSN-7 [10] и ряде других БИНС. На сегодняшний день в эксплуатации на флоте находится более 500 таких систем [10]. В [3] приведены результаты сравнения точности серийно изготавливаемых авиационной и морской БИНС с двухосным АКВ, содержащих один и тот же ИИМ. В качестве ИД были использованы ЛГ и маятниковые акселерометры компенсационного типа. Показано, что авиационная БИНС без АКВ демонстрирует погрешность хранения координат, равную 1 морской миле в час, в то время как для системы с двухосным АКВ это 1 морская миля в сутки. Ис-

пользовались дискретные развороты каждые 5 минут на $\pm 180^\circ$ вокруг перпендикулярной палубе оси и $\pm 90^\circ$ вокруг второй оси, ортогональной первой (рис. 2). Таким образом, можно сделать вывод, что двухосное АКВ позволяет повысить точность хранения координат БИНС более чем в 20 раз.

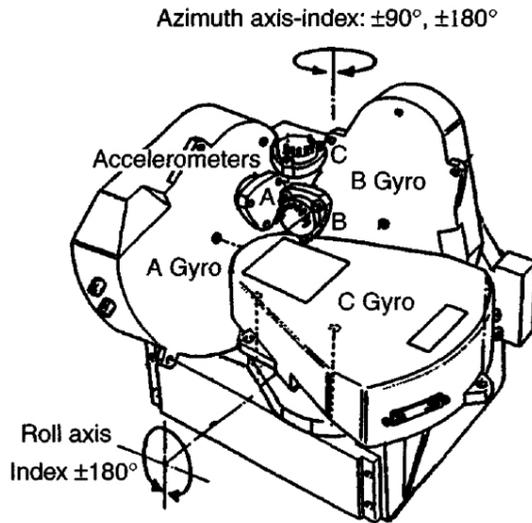


Рис. 2. Схема двухосного АКВ [3]

К началу XXI века бурное развитие технологии изготовления ВОГ привело к созданию гироскопа навигационного класса точности более дешевого и точного, чем ЛГ [28, 29]. В настоящее время строятся БИНС с АКВ на основе как ВОГ, так и ЛГ. При этом за рубежом технология производства ВОГ достигла такого уровня, что позволила изготавливать высокоточные БИНС без АКВ [30, 31]. Однако, несмотря на все свои преимущества, ВОГ значительно уступает ЛГ по стабильности масштабного коэффициента. Это приводит к дополнительным погрешностям при быстрых разворотах или непрерывном вращении, что необходимо учитывать при выборе закона движения системы АКВ.

Надежность систем, в которых применяется многоосное вращение, снижается из-за сложной механики и передачи питания и данных через токоподводящие устройства. Чтобы не привлекать сложный многоосный механизм АКВ, снизить стоимость, повысить точность и надежность БИНС, предлагаются [14, 18, 32] системы, содержащие несколько ИИМ с одноосным вращением. Наиболее интересным является использование нескольких усеченных ИИМ с двумя акселерометрами и двумя гироскопами, оси чувствительности которых ортогональны и расположены в плоскости, перпендикулярной к оси вращения модуля. Утверждается [14], что при построении БИНС с тремя усеченными ИИМ с одноосным вращением точность позиционирования повышается на порядок по сравнению с БИНС без АКВ.

Существенным недостатком таких схем построения БИНС является тот факт, что применение усеченных по составу ИИМ не позволяет непосредственно определять опорные векторы – угловой скорости вращения и кажущегося ускорения объекта. Нежесткость такой конструкции, которая неизбежна при использовании трех усеченных модулей с одноосным вращением в условиях вибраций и движения объекта,

влечет за собой появление погрешностей вычисления опорных векторов, даже если задействовать идеальные ИД, так как в этом случае необходимо знать их взаимную ориентацию с очень высокой точностью. Строго говоря, такая схема вращения ИД не является автокомпенсационной, поскольку требует изменения алгоритмов функционирования БИНС и учета углов поворота при формировании исходных данных. Это приводит к тому, что из-за пропадания данных об угле поворота модуля такая система становится неработоспособной и необходим перезапуск навигационного алгоритма, что можно, в свою очередь, обойти за счет избыточности используемых ИД (хотя это значительно повышает стоимость системы). Применение же ИИМ, содержащих ортогональные триады ИД, в БИНС с АКВ обеспечивает более высокую жесткость, а пропадание информации об угле поворота скажется только на мгновенных значениях вырабатываемых параметров ориентации, так как значения углов используются только для пересчета параметров ориентации из вращающейся с ИИМ системы координат к осям объекта, и не приведет к нарастанию погрешности выработки навигационных параметров.

Изначально по технологии АКВ строились в основном БИНС на гироскопах навигационного класса точности, таких как механические, ЛГ или ВОГ. С быстрым распространением МЭМС-датчиков системы с АКВ на их основе находят все более широкое применение в таких областях, как снаряды, малогабаритные беспилотные аппараты, наземные транспортные средства, роботы и т.д. [33]. Установка МЭМС-датчиков на вращающейся платформе значительно увеличивает сложность и стоимость такой системы, поэтому выгодно устанавливать микромеханический ИИМ на уже вращающуюся часть объекта, например на колесо автомобиля, пропеллер вертолета, винт лодки, подвижную часть робота или тела человека [34]. Так, проведенные исследования [35] показали, что за счет установки недорогого микромеханического ИИМ на колесо наземного транспортного средства можно обеспечить довольно точное навигационное счисление, а повороты вокруг вертикальной оси смонтированного на ступне человека ИИМ при ходьбе позволяют со своей стороны ограничивать нарастание погрешности определения курса [36]. При этом для снижения габаритов и стоимости системы без ограничения режимов вращения предлагаются схемы построения АКВ с использованием беспроводных технологий питания и передачи данных [37, 38].

По сравнению с недорогими МЭМС-датчиками нестабильность погрешностей ЛГ и ВОГ на несколько порядков меньше, и применение метода АКВ к ИИМ на их основе эффективно снижает скорость накопления погрешностей БИНС. Однако для МЭМС-модулей из-за значительной нестабильности их смещений нулей и масштабных коэффициентов, а также высокого уровня шумовых составляющих эффективность методов АКВ требует дополнительных исследований.

*Выбор закона движения (карданова подвеса),
эффективного с точки зрения автокомпенсации погрешностей*

Основной задачей при построении систем с АКВ является выбор оптимальных параметров движения карданова подвеса, которые позволят минимизировать вызванное инструментальными погрешностями ИД накопление погрешностей БИНС с учетом предполагаемой динамики движения объекта. Для постановки задачи выбо-

ра оптимального закона движения подвеса необходимо вспомнить модель погрешностей БИНС.

Эта модель описывается системой из девяти дифференциальных уравнений [2, 3, 66]. При этом погрешностями определения составляющих ускорения Кориолиса и вектора силы тяжести можно пренебречь, поскольку их вклад в случае морских объектов пренебрежимо мал по сравнению с погрешностями ИД. Эти уравнения имеют следующий вид:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \tilde{\omega}_{ENh} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} tg\varphi / R_\lambda & 0 & 0 \\ 0 & -1 / R_\varphi & 0 \\ 1 / R_\lambda & 0 & 0 \end{bmatrix} \delta \mathbf{v}_{ENh} + \begin{bmatrix} (\Omega \cos \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda \cos^2 \varphi}) \cdot \delta \varphi \\ 0 \\ -\Omega \sin \varphi \cdot \delta \varphi \end{bmatrix} - \mathbf{C}_{ENh}^{XYZ} \mathbf{C}_{XYZ}^{xyz} \delta \boldsymbol{\omega}_{xyz}, \quad (1)$$

$$\delta \dot{\mathbf{v}}_{ENh} = \begin{bmatrix} f_N & 0 & -f_h \\ -f_E & f_h & 0 \\ 0 & -f_N & f_E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} + \mathbf{C}_{ENh}^{XYZ} \mathbf{C}_{XYZ}^{xyz} \delta \mathbf{f}_{xyz}, \quad (2)$$

$$\delta \dot{\mathbf{p}} = \begin{bmatrix} 0 & 1 / R_\varphi & 0 \\ 1 / R_\lambda \cos \varphi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \delta \mathbf{v}_{ENh} + \frac{V_E \sin \varphi}{R_\lambda \cos^2 \varphi} \begin{bmatrix} 0 \\ \delta \varphi \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где α, β, γ – погрешности БИНС при моделировании географической системы координат (ГСК); $\mathbf{v}_n^c = [V_E, V_N, V_U]^T$, $\delta \mathbf{v}_n^c = [\delta V_E, \delta V_N, \delta V_U]^T$, – вектор линейной скорости движения объекта относительно поверхности Земли в проекциях на оси ГСК и вектор погрешностей его определения; $\mathbf{p} = [\varphi, \lambda, h]^T$, $\delta \mathbf{p} = [\delta \varphi, \delta \lambda, \delta h]^T$ – вектор географических координат, который включает широту, долготу и высоту, и вектор погрешностей его определения; $\tilde{\omega}_{ENh}$ – кососимметрическая матрица, составленная из элементов вектора угловой скорости вращения ГСК, $\tilde{\omega}_{ENh} = [\omega_E, \omega_N, \omega_h]^T; f_E, f_N, f_h$ – проекции кажущегося ускорения на оси ГСК; R_λ, R_φ – радиусы кривизны нормальных сечений Земли; Ω – угловая скорость вращения Земли; $\delta \boldsymbol{\omega}_{xyz} = [\delta \omega_x, \delta \omega_y, \delta \omega_z]^T$ – инструментальные погрешности гироскопов; $\delta \mathbf{f}_{xyz} = [\delta f_x, \delta f_y, \delta f_z]^T$ – инструментальные погрешности акселерометров; \mathbf{C}_{ENh}^{XYZ} – матрица ориентации осей приборной системы координат (СК) XYZ, связанной с корпусом БИНС, относительно ГСК, которая определяется угловым движением объекта; \mathbf{C}_{XYZ}^{xyz} – матрица ориентации системы координат XYZ, связанной с ИИМ, относительно приборной СК XYZ, определяемая принудительным угловым движением ИИМ.

Как видно из формул (1), (2), инструментальные погрешности ИД в проекции на оси ГСК $\delta \boldsymbol{\omega}_{ENh} = \mathbf{C}_{ENh}^{XYZ} \mathbf{C}_{XYZ}^{xyz} \delta \boldsymbol{\omega}_{xyz}$, $\delta \mathbf{f}_{ENh} = \mathbf{C}_{ENh}^{XYZ} \mathbf{C}_{XYZ}^{xyz} \delta \mathbf{f}_{xyz}$ представляют собой функцию параметров АКВ и движения объекта [19]. Матрица \mathbf{C}_{XYZ}^{xyz} , задающая положение вращающегося ИИМ относительно строительных осей объекта, позволяет преобразовать характер изменения погрешностей ИД и является отличительной особенностью модели погрешностей БИНС при использовании АКВ. При определенном выборе количества осей, кинематической схемы, направления и скорости разворотов или непрерывного вращения удастся обеспечить автокомпенсацию погрешностей ИД без изменения алгоритмов функционирования БИНС.

Схемы АКВ по характеру движения можно условно разделить на две группы: дискретные развороты на фиксированные углы [8, 39, 40, 41] и непрерывное вращение с реверсом направления движения [13, 21, 42]. Встречаются комбинированные схемы, в которых задействуются одновременно как дискретные развороты, так и непрерывное вращение [27, 43].

Каждая из этих двух схем АКВ имеет свои особенности и теоретически при двухосной или трехосной схемах может полностью скомпенсировать медленно меняющиеся составляющие модели погрешностей ИД за полный цикл движений. Изменение во времени составляющих погрешностей гироскопов и акселерометров $\delta\omega_{XYZ} = C_{XYZ}^{xyz} \delta\omega_{xyz}$, $\delta f_{XYZ} = C_{XYZ}^{xyz} \delta f_{xyz}$, вращающихся в двухосном кардановом подвесе, в проекции на приборные оси при дискретных разворотах, непрерывном вращении с реверсом направления, а также без АКВ показано на рис. 3. Графики построены для гироскопов и акселерометров уровня погрешности $1^\circ/\text{ч}$ и $0,01\text{м}/\text{с}^2$ соответственно, при этом в модели погрешностей ИД помимо смещений нулей задавались погрешности масштабных коэффициентов на уровне $0,01\%$ и углы неортогональности измерительных осей на уровне единиц угловых минут.

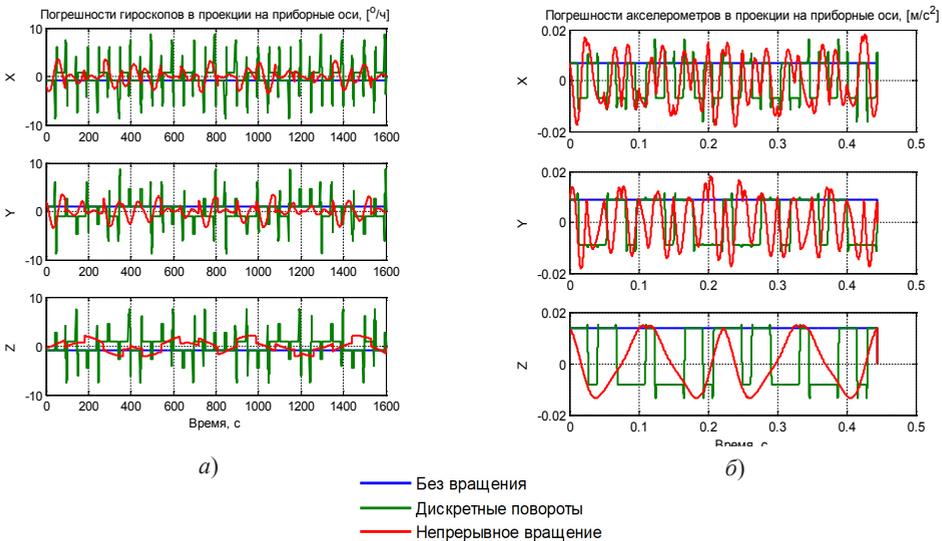


Рис. 3. Изменение во времени составляющих погрешностей ИД при использовании различных законов АКВ: а) гироскопов; б) акселерометров

При поворотах на фиксированные углы ИИМ остается неподвижным в течение большей части времени за исключением моментов, необходимых для разворота. В этом случае погрешности ИД в основном определяются аддитивными составляющими, которые периодически меняют знак, так как выбираются симметричные развороты на 180° (зеленые графики на рис. 3). Развороты в требуемые положения вносят в погрешности ИД дополнительные составляющие, вызванные мультипликативными составляющими погрешностей гироскопов и переносными ускорениями в показаниях акселерометров. В связи с этим при выборе эффективного закона движения скорость и направления разворотов выбирают таким образом, чтобы компенсировать вклад мультипликативных составляющих в накопленную погрешность БИНС за полный цикл поворотов. Сохранение неподвижного состояния в симметричных положениях может эффективно компенсировать постоянные или медленно меняющиеся смещения ну-

лей ИД. Тем не менее, если они значительно изменяются со временем, например при использовании ВОГ, более чувствительных к изменениям температуры и условиям окружающей среды [44], составляющие модели погрешностей, зависящие от внешних факторов, будут меняться со временем и снижать эффективность дискретных разворотов. В этом случае непрерывное вращение будет более эффективным методом подавления постоянных или медленно меняющихся смещений нулей ИД, оси которых лежат в плоскости, перпендикулярной оси вращения.

С другой стороны, при непрерывном вращении гироскопы, измеряющие скорость по осям вращения, всегда будут чувствительны к угловой скорости вращения, что вызывает большие колебания погрешностей вырабатываемых навигационных параметров, обусловленных мультипликативными составляющими (красные графики на рис. 3, а). При непрерывном вращении в одну сторону эти составляющие будут приводить к накоплению погрешностей вырабатываемых БИНС параметров, поэтому используют реверс направления движения или более сложные законы движения со знаком переменной скорости. Кроме того, непрерывное вращение предполагает более высокие требования к реализации электромеханической части системы АКВ для поддержания выбранного закона движения в отличие от дискретных поворотов. В связи с этим, судя по анализу открытых публикаций, схема АКВ с дискретными разворотами в настоящее время применяется более широко, чем схема с непрерывным вращением [8, 39, 40, 41, 45].

Закон движения системы АКВ (кинематическая схема, направление и скорость разворотов или непрерывного вращения) выбирается таким образом, чтобы минимизировать вклад погрешностей ИД в погрешности вырабатываемых навигационных параметров БИНС. Чаще всего критерием выбора оптимального движения служит минимизация интеграла от значений инструментальных погрешностей ИД $\delta\omega_{XYZ} = C_{XYZ}^{xyz} \delta\omega_{xyz}$, $\delta f_{XYZ} = C_{XYZ}^{xyz} \delta f_{xyz}$ в проекции на приборные оси за время полного цикла движений при выбранном законе вращения АКВ. Эта величина, по сути, описывает вклад погрешностей ИД с учетом АКВ в погрешности вырабатываемых БИНС параметров при отсутствии движения объекта. В работе [46], например, предложена 16-позиционная схема двухосного АКВ (рис. 4, а), которая позволяет эффективно модулировать смещения нулей ИД и минимизирует суммарный вклад мультипликативных составляющих, обусловленных погрешностью масштабных коэффициентов и неортогональностью осей чувствительности, в итоговую погрешность БИНС за полный цикл разворотов. Интегралы от значений проекций инструментальных погрешностей ИД для такой схемы АКВ с учетом погрешностей, использованных при построении графиков на рис. 3, представлены на рис. 4, б. Для сравнения приведены результаты, полученные при непрерывном вращении с реверсом направления и для случая отсутствия АКВ. По графику видно, что благодаря АКВ накопление значительно снизилось, но появились колебательные составляющие на частоте вращения системы.

Обычно при выборе закона движения учитываются только постоянные (систематические) составляющие модели погрешностей ИД, но не изменчивость этих величин, которая при неподходящем выборе длительности стоянки между поворотами может существенно снизить эффективность АКВ. В патенте [47] рассматривается способ повышения точностных характеристик БИНС на ЛГ с одноосным азимутальным вращением за счет оптимального управления им при изменении инструментальных погрешностей ЛГ. Одновременно установлена аналитическая зависимость

между параметрами АКВ и изменяющимися коэффициентами модели погрешностей ЛГ. В работе [21] предложен критерий выбора параметров непрерывного АКВ, который позволяет минимизировать вклад в итоговую погрешность хранения координат всех составляющих (как детерминированных, так и случайных) инструментальных погрешностей ИД с учетом механики шулеровского контура.

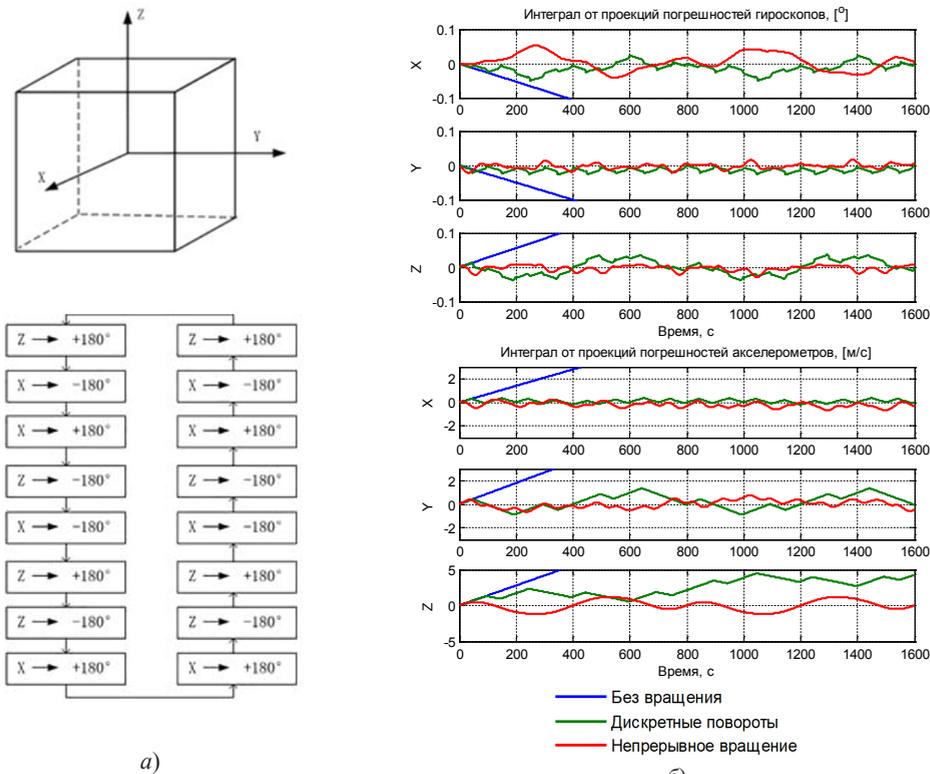


Рис. 4. 16-позиционная схема дискретных поворотов при использовании двухосного карданова подвеса [46]

Инструментальные погрешности ИД $\delta\omega_{ENh} = C_{ENh}^{XYZ} C_{XYZ}^{xyz} \delta\omega_{xyz}$, $\delta f_{ENh} = C_{ENh}^{XYZ} C_{XYZ}^{xyz} \delta f_{xyz}$ являются в том числе функцией параметров движения объекта, динамику которого необходимо принимать во внимание при выборе параметров АКВ, поскольку она будет нарушать оптимальность выбранного закона вращения ИИМ в осях навигационной системы координат. Для морских объектов при маневрировании по курсу, например, погрешность масштабных коэффициентов гироскопов будет приводить к возмущениям в вырабатываемых БИНС параметрах. В патенте [48] рассматривается адаптация одноосных модуляционных поворотов ИИМ к угловым перемещениям объекта с точки зрения автокомпенсации дрейфов ИД. Строго говоря, компенсация погрешностей ИД должна осуществляться относительно инерциальных осей. В публикациях [74, 75] описан метод автокомпенсации корпусных уходов гироскопа для гироинклинометра с учетом специфики его вращательного движения.

Из изложенного выше следует, что для реализации эффективного АКВ параметры движения карданова подвеса необходимо подбирать индивидуально для каждой конкретной системы исходя из номенклатуры составляющих модели погрешностей ИД, уровня их значений и предполагаемой динамики движения объекта.

Недостатки систем с АКВ

Как и у любой другой технологии, у АКВ есть свои преимущества и свои недостатки. Несмотря на то что суммарные погрешности системы, вызванные составляющими модели погрешностей ИД, после полного цикла вращения обнуляются, качество навигационного решения в пределах цикла ухудшается. В выходных параметрах системы появляются колебательные составляющие на частоте вращения колец, что нивелирует одно из основных достоинств БИНС – гладкость выходных характеристик. Особенно ярко это сказывается на вырабатываемых БИНС параметрах ориентации, которые помимо инструментальных погрешностей ИД зависят от несовершенства исполнения системы АКВ: неортогональности осей вращения при использовании двухосной схемы, несоосности осей вращения кардана, измерительных осей ИД и строительных осей БИНС, а также от погрешности и несинхронности (по отношению к ИД) списывания углов поворота [40, 49].

Колебательные составляющие погрешностей выходных параметров БИНС ухудшают качество ее работы, но могут быть снижены до приемлемого уровня путем калибровки инструментальных погрешностей как ИД, так и системы АКВ. Так, в работе [40] предложена методика определения и учета инструментальных погрешностей исполнения системы АКВ. При этом особое внимание уделяется неортогональности осей карданова подвеса при дискретных разворотах. Непрерывное вращение по двум осям позволяет, в свою очередь, оценивать неортогональность осей подвеса в ходе функционирования БИНС без привлечения данных об эталонном курсе [49]. Радикальным решением проблемы гладкости выходных параметров, в частности ориентации БИНС с вращением ИИМ, при сохранении точности выработки координат является комплексирование с обычной бескарданной системой [52]. В этом случае в качестве основной выступает бескарданная БИНС, корректируемая по вырабатываемым системой с двухосным АКВ данным о точных координатах, что позволяет значительно повысить гладкость комплексно вырабатываемых параметров ориентации и навигации.

Колебательные составляющие погрешностей выходных динамических параметров БИНС, вызванные вращением ИИМ, снижают гладкость, но не приводят к накоплению погрешности по координатам при выборе эффективного закона вращения. Ограничивающим потенциальную точность БИНС с АКВ фактором является наличие составляющих моделей погрешностей ИД, постоянных в географических или связанных с объектом осях и не компенсируемых при вращения [53, 54, 55]. Рассмотрим каждую из этих составляющих подробнее.

Корпусные дрейфы гироскопов – составляющие смещений их нулей, имеющие постоянное значение в осях, связанных с корпусом БИНС. Системы АКВ хорошо компенсируют медленно меняющиеся составляющие погрешностей гироскопов, период изменчивости которых превышает длительность одного цикла вращений. Вместе с тем может возникать ситуация, когда детектируются постоянные составляющие дрейфа в приборных осях, вызванные изменчивостью погрешностей гироскопов на частотах АКВ, что приводит к накоплению погрешностей БИНС.

Корпусной дрейф может быть вызван циклическим изменением распределения температурного поля внутри ИИМ с периодами АКВ или действием постоянного магнитного поля объекта, на котором установлена БИНС. Циклическое изменение

температуры может возникать при наличии внутреннего источника тепловыделения с одной стороны от вращающегося ИИМ или при изменении ориентации относительно направления вектора силы тяжести источника тепловыделения, находящегося внутри ИИМ [56, 57], что определяется в основном несовершенством разработанной конструкции. Составляющие, приводящие к появлению корпусных дрейфов, могут быть учтены при использовании более сложной модели инструментальных погрешностей ИД, учитывающей зависящие от положения ИИМ составляющие [57].

Румбовые дрейфы гироскопов – составляющие смещений их нулей, имеющие постоянное значение в географических осях. Вызываются в основном действием магнитного поля Земли и свойственны оптическим гироскопам [54, 58]. В [59] исследована возможность калибровки румбовых дрейфов при дискретных поворотах (16 положений) в системе на ЛГ с двухосным АКВ. Оцененная по уходу по долготе за 5 дней автономной работы системы остаточная величина румбового дрейфа составила 0,0005 °/ч. Наличие румбовых дрейфов ограничивает потенциально достижимую точность БИНС с АКВ. Для их уточнения в ходе эксплуатации системы необходимо привлекать измерения эталонного курса, что не всегда возможно, поэтому построение таких систем, особенно на базе оптических гироскопов, требует магнитного экранирования ИИМ. При этом сложной задачей является разделение румбовых и корпусных дрейфов гироскопов, вызванных воздействием магнитных полей Земли и объекта, для их уточнения в ходе эксплуатации необходимо движение объекта на разных курсах с привлечением скоростных и позиционных измерений.

Кроме того, АКВ не компенсирует составляющие погрешностей гироскопов, зависящие от действующих перегрузок или направления силы тяжести: они в этом случае будут детектироваться как корпусные или румбовые дрейфы. В связи с этим при создании систем с АКВ избегают применения гироскопов, которые демонстрируют большие смещения нуля, зависящие от перегрузки [2].

Калибровка коэффициентов модели погрешностей инерциальных датчиков средствами АКВ

Коэффициенты модели погрешностей ИД в условиях эксплуатации претерпевают изменения с течением времени, что может быть обусловлено старением материалов, воздействием вибраций и перегрузок, изменением распределения теплового поля. Вращение ИИМ помимо автокомпенсации открывает широкие возможности для калибровки составляющих моделей погрешностей ИД в составе БИНС. Калибровка позволяет оценить квазипостоянные погрешности ИД, период изменчивости которых близок к промежутку времени между проведением таких процедур, и тем самым повысить гладкость вырабатываемых параметров за счет снижения вклада мультипликативных составляющих. Кроме того, можно уточнить корпусные дрейфы, вызванные влиянием магнитного поля объекта, и ограничить нарастание погрешности по координатам. Медленно меняющиеся составляющие смещений нулей ИД, учитываемые при построении БИНС с вращением ИИМ, обладают периодом изменчивости много меньшим, чем интервал автономности морских систем, поэтому не могут быть определены с нужной точностью, но хорошо компенсируются при АКВ.

В БИНС с многоосной схемой вращения ИИМ карданов подвес может использоваться как средство воспроизведения эталонного воздействия (угловой скорости

движения или заданной ориентации относительно вектора силы тяжести) для традиционной (векторной) калибровки ИД по прямым измерениям [60]. Качество оценки калибруемых параметров в этом случае зависит от точности позиционирования, задания скорости вращения и точности съема углов. При этом требования к системе АКВ, позволяющие оценить коэффициенты модели погрешностей ИД навигационного класса с нужной точностью, значительно выше, чем для обеспечения требуемого закона движения ИИМ. Вот почему на практике чаще всего применяются косвенные методы калибровки на основе косвенных измерений, в качестве которых выступают погрешности вырабатываемых навигационным алгоритмом БИНС параметров (углов ориентации, проекций линейной скорости и координат) [23, 61, 62]. Возможность уточнения составляющих модели в ходе эксплуатации обусловлена наличием в интегрированных системах помимо БИНС дополнительных источников информации.

Задача калибровки составляющих модели погрешностей ИД тогда решается в рамках байесовского подхода как задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС с использованием алгоритма ФК. В качестве измерений здесь используются разности вырабатываемых БИНС и эталонных значений составляющих линейной скорости движения и координат объекта. Оцениваемые составляющие моделей погрешностей ИД включаются в состав вектора состояния системы. Будем называть такой метод уточнения коэффициентов моделей погрешностей ИД калибровкой по навигационному решению БИНС.

Калибровка по навигационному решению при двухосном вращении позволяет оценить с высокой точностью не только коэффициенты моделей погрешностей акселерометров и гироскопов и погрешность их взаимного расположения, но и погрешности системы АКВ и привязать моменты поступления данных ИД и датчиков угла к одной временной шкале. Динамика движения карданова подвеса выбирается таким образом, чтобы можно было обеспечить разделение и наблюдаемость всех составляющих модели погрешностей, включенных в вектор состояния.

Такая постановка задачи калибровки обладает рядом неоспоримых преимуществ [50, 51, 63]. Во-первых, оценки калибруемых параметров, формирующих вектор состояния системы, вычисляются с учетом канала передачи данных и погрешностей дискретных алгоритмов и согласованы между собой, а их совокупность обеспечивает минимизацию погрешностей выходных навигационных параметров БИНС для имевших место движений [64]. Во-вторых, не предъявляются жесткие требования к точности позиционирования, стабильности задания скорости, точности съема углов системы АКВ. Наконец, не нужна запись выходных данных ИД, и задача может решаться посредством собственного вычислителя БИНС в режиме реального времени. Основным недостатком такого алгоритма калибровки является длительная сходимость. Зачастую для оценки основных составляющих моделей погрешностей ИД требуется от единиц до десятков часов – в зависимости от количества и номенклатуры уточняемых (калибруемых) параметров [23, 65].

Модель погрешностей ИД

Технология построения БИНС требует учета как инструментальных погрешностей акселерометров и гироскопов, так и определения с высокой точностью погрешностей их взаимного расположения, а также привязки их данных к одной времен-

ной шкале. Погрешности ИИМ при вычислении угловой скорости $\delta\omega$ и кажущегося ускорения да можно представить в следующем виде:

$$\begin{bmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\omega_{0x} \\ \Delta\omega_{0y} \\ \Delta\omega_{0z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta M_{\omega x} & G_{xz} & -G_{xy} \\ -G_{yz} & \Delta M_{\omega y} & G_{yx} \\ G_{zy} & -G_{zx} & \Delta M_{\omega z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta\omega_{Ax} \\ \Delta\omega_{Ay} \\ \Delta\omega_{Az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta\omega_{\tau x} \\ \Delta\omega_{\tau y} \\ \Delta\omega_{\tau z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta\omega_{gx} \\ \Delta\omega_{gy} \\ \Delta\omega_{gz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_{\omega x} \\ \eta_{\omega y} \\ \eta_{\omega z} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta a_{0x} \\ \Delta a_{0y} \\ \Delta a_{0z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta M_{ax} & 0 & 0 \\ -A_{yz} & \Delta M_{ay} & 0 \\ A_{zy} & -A_{zx} & \Delta M_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta a_{\tau x} \\ \Delta a_{\tau y} \\ \Delta a_{\tau z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta a_{sx} \\ \Delta a_{sy} \\ \Delta a_{sz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_{ax} \\ \eta_{ay} \\ \eta_{az} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Здесь Δi_{0j} , $i = a, \omega, j = x, y, z$ – начальные смещения нулей гироскопов и акселерометров и их нестабильность в пуске; ΔM_{ij} – погрешность масштабного коэффициента; A_{yz}, A_{zx}, A_{zy} – неортогональность осей связанной с ИИМ СК, построенной на ортах акселерометров [64]; $G_{xy}, G_{xz}, G_{yx}, G_{yz}, G_{zx}, G_{zy}$ – углы отклонения измерительных осей блока гироскопов от связанной с ИИМ СК; ω_j, a_j – проекции угловой скорости и кажущегося ускорения на оси связанной с ИИМ СК; $\Delta\omega_{Aj}$ – дрейф гироскопов, вызванный асимметрией масштабного коэффициента [73]; Δi_{ij} – погрешность, обусловленная временными запаздываниями поступления данных ИД [64, 12]; $\Delta\omega_{gx}, \Delta\omega_{gy}, \Delta\omega_{gz}$ – дрейф гироскопов, зависящий от действующей перегрузки [3, 45]; $\Delta a_{sx}, \Delta a_{sy}, \Delta a_{sz}$ – погрешности акселерометров, обусловленные геометрическим разнесением их чувствительных масс; η_{ij} – шумовая составляющая, характеризующая флуктуационные погрешности датчиков.

При использовании систем с АКВ значительно усложняется модель инструментальных погрешностей ИИМ: она содержит модель погрешностей не только ИД, но и изготовления карданова подвеса, а также ряд особых составляющих, присущих системам с АКВ.

В случае применения триады одноосных акселерометров их чувствительные массы находятся на некотором расстоянии друг от друга, определяемом габаритами приборов и конструкцией ИИМ. Наличие угловых скоростей и ускорений приводит к возникновению дополнительных погрешностей в их измерениях, вызванных наличием расстояния между чувствительными массами, – так называемому size-эффекту [67]. При АКВ в модель size-эффекта добавляются составляющие, учитывающие к тому же расстояния между чувствительными массами акселерометров и осями карданова подвеса системы АКВ [68]. Особенно сильно size-эффект проявляется в схемах с дискретными поворотами, так как при разворотах по сравнению с непрерывным вращением увеличиваются угловые скорости и ускорения.

Погрешностями исполнения системы АКВ, вносящими наибольший вклад в искажение вырабатываемых БИНС параметров ориентации, являются следующие: неортогональность осей вращения между собой и их несоосность с измерительными осями ИД [50]; рассинхронизация поступления данных датчиков угла (энкодеров), гироскопов и акселерометров; погрешность списывания угла и гистерезис в показаниях энкодера угла [51].

Двухосное вращение ИИМ позволяет создать динамику движения, необходимую для разделения и оценки основных составляющих модели погрешностей ИД: за счет угловой скорости вращения колец выделяются погрешности определения масштабных коэффициентов и углов неортогональностей измерительных осей гироскопов,

а также параметры size-эффекта. Кроме того, изменение ориентации в поле силы тяжести Земли дает возможность вычислять погрешности определения масштабных коэффициентов и углов неортогональностей измерительных осей акселерометров, а также временные запаздывания между моментами формирования показаний отсчетов ИД [23, 24]. В то же время при отсутствии принудительного вращения ИИМ и малой динамике движения объекта эти составляющие погрешностей ИД неотличимы от смещений нулей и не поддаются оценке.

Формирование измерений

В качестве измерений в задаче фильтрации используются разности вырабатываемых БИНС и эталонных составляющих линейной скорости движения и координат объекта, на котором она установлена [55, 64, 23].

Позиционные измерения:

$$z_m = \varphi - \varphi^{et}, z_\lambda = \lambda - \lambda^{et}, z_h = h - h^{et}, \quad (9)$$

где φ, λ, h – значения географических координат (широты, долготы и высоты места), вырабатываемые БИНС; $\varphi^{et}, \lambda^{et}, h^{et}$ – их эталонные значения.

Скоростные измерения:

$$z_{V_i} = V_i - V_i^{et}, (i = E, N, H), \quad (10)$$

где $V_i, i = E, N, H$ – значения составляющих вектора линейной скорости движения объекта в проекции на оси географического сопровождающего трехгранника ENH , вырабатываемые БИНС; $V_i^{et}, i = E, N, H$ – их эталонные значения.

За эталонные данные могут приниматься известные координаты места установки БИНС [62] при условии неподвижности основания или координаты и составляющие скорости движения объекта, вырабатываемые приемной аппаратурой глобальных навигационных спутниковых систем или более точной БИНС [69]. Наиболее интересен вариант автономной, без привлечения внешней корректирующей информации, калибровки ИД БИНС с двухосным АКВ при использовании двух систем в тандеме [24, 70]. В этом случае в качестве измерений служат разности вырабатываемых ими навигационных параметров, а составляющие погрешностей ИД обеих систем включаются в оцениваемый вектор состояния системы, при этом режимы АКВ для двух систем должны отличаться.

Обеспечение наблюдаемости калибруемых параметров

Вращение ИИМ повышает эффективность байесовских алгоритмов решения задачи оценивания (калибровки) погрешностей ИД БИНС. При этом, как и при выборе эффективных с точки зрения минимизации погрешностей БИНС движения системы АКВ, в случае калибровки главным вопросом является разработка схемы вращения карданова подвеса, обеспечивающей наблюдаемость всех оцениваемых параметров при минимальной продолжительности использования эталонной информации. Очевидно, что законы движения системы АКВ для минимизации погрешностей выходных параметров БИНС и обеспечения наблюдаемости оцениваемых коэффициентов модели погрешностей ИД при калибровке по навигационному решению должны быть различными, особенно при выборе схемы с дискретными разворотами. Это вызвано

тем, что в качестве измерений в задаче фильтрации служат погрешности вырабатываемых БИНС навигационных параметров, которые минимизируются при выборе эффективного закона движения АКВ. Увы, применение различных схем движения системы АКВ при калибровке и штатном функционировании БИНС может приводить к перераспределению температурного поля внутри ИИМ и в результате к переходным процессам при смене схемы вращения и снижению эффективности найденных параметров, особенно при использовании ВОГ. В силу этого усилия разработчиков направлены на поиск универсальной схемы АКВ, позволяющей одновременно минимизировать погрешности вырабатываемых навигационных параметров и эффективно выполнить калибровку составляющих модели погрешностей ИД [25, 26].

Теоретически определить траекторию движения системы АКВ, чтобы обеспечить наблюдаемость оцениваемых во время калибровки параметров, можно с помощью установления взаимосвязи между коэффициентами модели погрешностей ИД или системы АКВ и погрешностями выработки выходных параметров БИНС (как навигационных, так и ориентации) посредством упрощенных уравнений связи [65]. Применение сложных схем вращения системы АКВ, а также погрешности ее изготовления, такие как неортогональность осей карданова подвеса (в случае многоосных схем) или несоосность осей карданова подвеса осям ИИМ, повлекут за собой усложнение анализа погрешностей с использованием упрощенных уравнений связи и пренебрежением остальными составляющими модели погрешностей. Вот почему такой подход используется для индивидуального уточнения определенных составляющих моделей погрешностей ИД или системы АКВ. При этом для обеспечения наблюдаемости и минимизации вклада остальных составляющих реализуются специальные вращения ИИМ, а в качестве измерений выступают резкие изменения значений измеряемых параметров навигации или ориентации, вырабатываемых БИНС [51, 63].

В качестве примера можно привести процедуру определения несинхронности поступления данных гироскопов, акселерометров и датчиков угла системы АКВ [51]. Задержка между поступлением данных гироскопов и датчиков угла приводит к резкому изменению значения вырабатываемого угла курса при смене направления движения системы АКВ (см. рис. 4, а). В свою очередь задержка между поступлением данных гироскопов и акселерометров ведет к резкому изменению значений вырабатываемых составляющих вектора линейной скорости при наклонах (см. рис. 4, б).

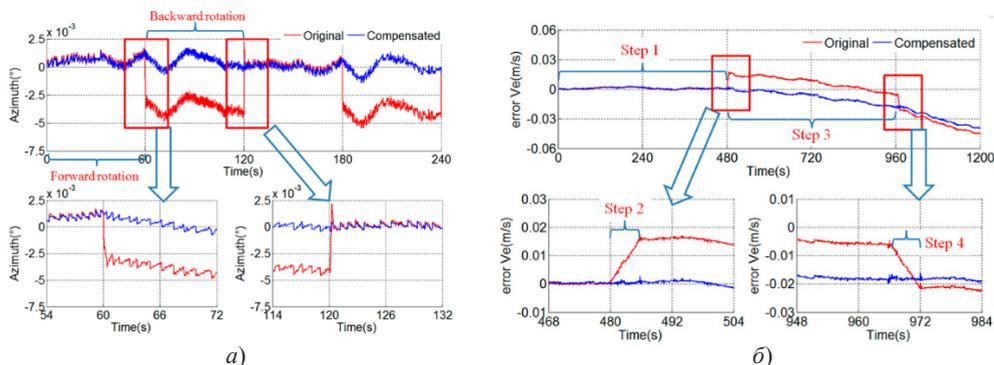


Рис. 4. Влияние задержки поступления данных гироскопов, акселерометров и датчиков угла системы АКВ на качество вырабатываемых параметров БИНС: а) влияние задержки поступления данных гироскопов и датчиков угла на значение курса; б) влияние задержки поступления данных гироскопов и акселерометров на значения составляющих линейной скорости

Важность анализа наблюдаемости очевидна, поскольку она напрямую влияет на оценку составляющих вектора состояния системы и, кроме того, может сказываться на коррекции погрешностей и итоговой точности навигационной системы. В нестационарных системах ранг наблюдаемости может быть определен с помощью грамиана наблюдаемости при использовании метода кусочно-постоянной системы (piecewise constant system – PWCS). Однако в системах, которые имеют короткие интервальные изменения, метод PWCS показал, что путем расчета усеченной (урезанной) матрицы наблюдаемости (stripped observability matrix – SOM) можно определить ранг наблюдаемости системы [50, 61].

Анализ наблюдаемости системы на основе метода PWCS и усеченной (урезанной) матрицы наблюдаемости производится в основном в системах с дискретными поворотами. В этом случае при выдержке ИИМ в неподвижном относительно осей корпуса БИНС положении на достаточно коротком интервале времени фундаментальную матрицу и матрицу наблюдаемости можно рассматривать как постоянные матрицы в каждом положении [50]. Тогда для каждого положения можно записать формирующий фильтр в следующем виде [24]:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \Phi_j \cdot x(t), \\ z_j(t) &= H_j \cdot x(t), \end{aligned} \tag{11}$$

где $j, j = 1 \dots r$ – номер положения, r – количество используемых положений. Матрица наблюдаемости для j -го периода будет рассчитываться как

$$Q_j = \begin{bmatrix} H_j & H_j \Phi_j & H_j \Phi_j^2 & \dots & H_j \Phi_j^{n-1} \end{bmatrix}^T. \tag{12}$$

Усеченная (урезанная) матрица наблюдаемости будет иметь вид:

$$Q_{SOM}(r) = \begin{bmatrix} Q_1 & Q_2 & \dots & Q_r \end{bmatrix}^T. \tag{13}$$

Ранг матрицы $Q_{SOM}(r)$, равный размерности ФК n , свидетельствует о полной наблюдаемости оцениваемых параметров. При этом достижение полного ранга усеченной матрицы наблюдаемости после прохождения одного цикла движений не означает, что этого времени достаточно для сходимости оценок, а лишь указывает на то, что система может быть полностью наблюдаемой.

При непрерывном вращении наиболее распространенным методом количественной оценки наблюдаемости коэффициентов моделей погрешностей ИД при калибровке по навигационному решению БИНС является анализ работы ковариационного канала ФК [23, 26, 71].

Контроль наблюдаемости оцениваемых параметров с использованием ковариационного канала ФК основан на анализе изменения диагональных элементов матрицы ковариации с течением времени. За количественную оценку наблюдаемости компонентов вектора состояния принимается следующая величина [23, 26, 71]:

$$\sigma_k(j) = \sqrt{\frac{P_k(j, j)}{P_0(j, j)}}, \tag{14}$$

где $P_0(j, j)$ – значение, соответствующее j -му компоненту вектора состояния в диагональном элементе исходной матрицы ковариации ФК; $P_k(j, j)$ – значение, соответствующее j -му компоненту вектора состояния в диагональном элементе матрицы ковариации в текущий момент k .

Согласно опыту разработчиков [26, 72], наблюдаемость компонентов вектора состояния можно грубо определить путем установления следующих пороговых значений: $\sigma_k(j) \geq 1$ – параметр ненаблюдаем; $1 > \sigma_k(j) > 0,5$ – низкая наблюдаемость; $0,5 > \sigma_k(j) > 0,1$ – средняя наблюдаемость; $\sigma_k(j) < 0,1$ – хорошая наблюдаемость. Такой метод удобен при схемах с непрерывным вращением, когда матрица динамики системы постоянно меняется и затрудняет применение матрицы наблюдаемости системы.

Заключение

Вращение ИИМ позволяет значительно повысить точность БИНС без повышения точности ИД. Здесь можно выделить два направления. Одно из них связано с преобразованием характера изменения погрешностей ИД при АКВ ИИМ. Другое касается повышения наблюдаемости составляющих модели погрешностей ИД за счет вращения ИИМ при решении задачи фильтрации погрешностей БИНС.

Путем вращения ИИМ преобразуются систематические погрешности ИД из монотонных в периодические знакопеременные функции с ограниченной амплитудой, и при соответствующем выборе закона движения карданова подвеса автоматически компенсируется их вклад в накопленную погрешность навигационных параметров системы. Как показывает проведенный анализ, нет универсального критерия выбора эффективного закона вращения – параметры движения карданова подвеса необходимо подбирать индивидуально для каждой конкретной системы исходя из номенклатуры составляющих модели погрешностей ИД, уровня их значений и предполагаемой динамики движения объекта. При этом точность системы определяется нестабильностью используемых ИД, спектр изменчивости которых не должен совпадать (или перекрываться) с частотами выбранного закона АКВ. В связи с этим вопрос применения АКВ в системах с МЭМС-датчиками из-за их уровня нестабильности остается пока открытым.

Благодаря принудительному вращению создается динамика движения ИИМ, позволяющая при наличии дополнительных источников информации уточнять (калибровать) коэффициенты модели погрешностей ИД, которые в условиях эксплуатации претерпевают изменения с течением времени, непосредственно на объекте без привлечения специального стендового оборудования. Задача калибровки составляющих модели погрешностей ИД в этом случае решается в рамках байесовского подхода как задача рекуррентной фильтрации погрешностей БИНС с использованием алгоритма ФК: без жестких требований к системе АКВ, записей выходных данных ИД и с помощью собственного вычислителя БИНС в режиме реального времени. Главным при этом является разработка закона движения карданова подвеса, способного обеспечить наблюдаемость всех оцениваемых параметров при минимальной продолжительности использования эталонной информации. Калибровка дает возможность значительно снизить колебательные составляющие погрешности выходных параметров БИНС на частоте АКВ, которые вызваны остаточными погрешностями ИД, и повысить гладкость вырабатываемых БИНС параметров.

Основным недостатком технологии АКВ, который может существенно ограничивать потенциально достижимую точность, является наличие румбовых или корпусных дрейфов – составляющих моделей погрешностей ИД в постоянных географических или связанных с объектом осях. Эти составляющие не компенсируются при наличии

АКВ, приводят к накоплению погрешности выработки координат и должны быть исключены на этапе проектирования БИНС. К причинам их возникновения относятся действие постоянного магнитного поля, перераспределение теплового поля внутри ИИМ, наличие составляющих модели погрешностей ИД, зависящих от перегрузки.

Автокомпенсация и возможность калибровки составляющих их моделей погрешностей позволяет получить высокую точность вырабатываемых БИНС параметров при относительно низкой стоимости, что делает технологию построения БИНС с АКВ такой привлекательной для разработчиков.

*Исследование выполнено за счет гранта РНФ № 23-19-00626,
<https://rscf.ru/project/23-19-00626/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГИЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2009. 280 с.
2. **Groves, P.D.**, Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems, *GNSS technology and application series*; 2nd ed.; Artech House: Boston, 2013; ISBN 978-1-60807-005-3.
3. **Titterton, D.H., and Weston, J.L.**, Strapdown inertial navigation technology; IEE radar, sonar, navigation, and avionics series; 2nd ed.; Institution of Electrical Engineers: Stevenage, 2004.
4. **Зельдович С.М., Малгинский М.И., Окун И.М., Остромухов Я.Г.** Автокомпенсация инструментальных погрешностей гиросистем Ленинград: Издательство «Судостроение». 1976. С. 255.
5. **Geller, E.S.**, Inertial system platform rotation / *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1968. №. 4. С. 557–568.
6. **Вайсгант И. Б.** Выбор скорости принудительного вращения платформы инерциальной навигационной системы // Гироскопия и навигация. 1999. № 4. С. 116–120.
7. **Levinson, E. and Majure, R.**, Accuracy Enhancement Techniques Applied to the Marine Ring Laser Inertial Navigator (MARLIN). I.O.N. National Technical Meeting, Anaheim, CA, January 21, 1987.
8. **Levinson, J., and Horst, M.**, The Next Generation Marine Inertial Navigator is Here Now. Willcocks. IEEE 1994.
9. **Ringlein, M.J., Barnett, N.J., and Marvin, B.**, Next generation strategic submarine navigator. *May American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2000.
10. Northrop Grumman Delivers 500th AN/WSN-7 Inertial Navigation System to the US Navy CHARLOTTEVILLE, Va. Oct. 14, 2021. Northrop Grumman Corporation (NYSE: NOC).
11. **Wei, G., Long, X., and Yu, X.**, Research on high precision rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope. *22th St Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*. 2015.
12. Патент RU 2362977 C1, 26.05.2008
13. **Пешехонов В.Г., Несенюк Л.П., Старосельцев Л.П., Блажнов Б.А., Буравлев А.С.** Гирогоризонткомпас на волоконно-оптических гироскопах с вращением блока чувствительных элементов // Гироскопия и навигация. 2002. 1 (36). С. 57–63.
14. **Niu, M., Ma, H., Sun, X., Huang, T., and Song, K.**, A New Self-Calibration and Compensation Method for Installation Errors of Uniaxial Rotation Module Inertial Navigation System. *Sensors*. 2022; 22(10):3812. <https://doi.org/10.3390/s22103812>
15. Патент RU 2436046 C1, 09.08.2010
16. **Renkoski, V.**, The effect of carouseling on MEMS IMU performance for gyro compassing applications. *Master Thesis Massachusetts Institute of Technology*, 2008.
17. **Du, S.**, Rotary Inertial Navigation System with a Low-cost MEMS IMU and Its Integration with GNSS (Unpublished doctoral thesis) // University of Calgary, Calgary, 2015.
18. **Лян Ц., Литвиненко Ю.А., Степанов О.А.** Метод обработки измерений от двух блоков микромеханических гироскопов при решении задачи ориентации // Гироскопия и навигация. 2018. №2 (101). С. 29–42. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.2.029-042.
19. **Liang, Q., Litvinenko, Yu.A., and Stepanov, O.A.**, Analyzing the error observability of an orientation system based on two rotation units of micromechanical gyroscopes // *Proceedings of 2017 IEEE 2nd International Conference on Control in Technical Systems*, CTS 2017. 2. 2017. С. 236–239.
20. **Giovanni, S.C., and Levinson, E.**, (1981). Performance of a Ring Laser Strapdown Marine Gyrocompass. In the Proceedings of the ION 7th Annual Meeting, Annapolis, Maryland, U.S., 1981.

21. Степанов А.П., Емельянец Г.И., Блажнов Б.А. Об эффективности модуляционных поворотов измерительного модуля БИНС на ВОГ морского применения // Гироскопия и навигация. 2015. № 4(91). С. 42–54.
22. Игнатьев С.В., Степанов А.П., Завьялов П.П., Винокуров И.Ю. Синтез алгоритма управления модуляционным вращением измерительного блока инерциально-спутниковой системы // Мехатроника, автоматизация, управление. № 3. 2012.
23. Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П. Об оценивании параметров модели погрешностей вращающегося измерительного модуля на ВОГ бесплатформенной ИНС в условиях объёма // Гироскопия и навигация. 2021. №4 (115). С. 97–114. DOI 10.17285/0869-7035.0075
24. Liang, Z., Wang, Y., Liao, Z., Guo, H., Luo, H., and Wang, L., A Novel Calibration Method Between Two Marine Rotational Inertial Navigation Systems Based On State Constraint Kalman Filter // 30th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems 2023. Preprint.
25. Fan, H., Xie, Y., Wang, Z., Wang, L., Luo, H., and Yu, X., A unified scheme for rotation modulation and self-calibration of dual-axis rotating SINS. *Meas. Sci. Technol.* 2021. 32 115113 DOI 10.1088/1361-6501/ac12ff.
26. Wei, Q., Zha, F., He, H., and Li, B., An Improved System-Level Calibration Scheme for Rotational Inertial Navigation Systems. *Sensors*. 2022; 22(19):7610. <https://doi.org/10.3390/s22197610>
27. Lu, Y., Wang, W., Liu, Y., and Guo, Z., An Improved Rotational Modulation Scheme for Tri-Axis Rotational Inertial Navigation System (RINS) with Fiber Optic Gyro (FOG). *Applied Sciences*. 2023; 13(14): 8394. <https://doi.org/10.3390/app13148394>
28. Walsh, E., Navy and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines. *Military & Aerospace Electronics*, 2001.
29. Lefevre, H.C., The fiber-optic gyroscope: Challenges to become the ultimate rotation-sensing technology. *Optical Fiber Technology*. V. 19, Issue 6, Part B, December 2013, pp. 828–832.
30. Лефевр Э.К. Волоконно-оптический гироскоп: достижения и перспективы // Гироскопия и навигация. 2012. №4 (79). С. 3–9.
31. Патюрель И., Онгас Ж., Лефевр Э., Наполитано Ф. БИНС на основе ВОГ с уходом одна морская миля в месяц: Мечта уже достижима? // Гироскопия и навигация. № 3 (82). 2013.
32. Chen, G., et al. A novel redundant INS based on triple rotary inertial measurement units. *Measurement Science and Technology*. 2016. T. 27. №. 10. С. 105102.
33. Yuan, X., Li, J., Zhang, X., Feng, K., Wei, X., Zhang, D., and Mi, J., A Low-Cost MEMS Missile-Borne Compound Rotation Modulation Scheme. *Sensors*. 2021; 21(14):4910. <https://doi.org/10.3390/s21144910>
34. Du, S., Sun, W., Gao, Y., MEMS IMU Error Mitigation Using Rotation Modulation Technique. *Sensors*. 2016; 16(12):2017. <https://doi.org/10.3390/s16122017>
35. Collin, J., MEMS IMU Carouseling for ground vehicles. *IEEE Trans. Veh. Technol.* 2015, 64, 2242–2251
36. Abdulrahim, K., Heading Drift Mitigation for Low-Cost Inertial Pedestrian Navigation / Thesis, University of Nottingham, 2012.
37. Zhang, Y., Zhou, B., Song, M., Hou, B., Xing, H., Zhang, R., A Novel MEMS Gyro North Finder Design Based on the Rotation Modulation Technique. *Sensors*. 2017; 17(5):973. <https://doi.org/10.3390/s17050973>
38. Niu, M., Sun, X., Ma, H., Zhu, Z., Huang, T., Song, K., Analysis and Design of Wireless Power Transfer System for Rotational Inertial Navigation Application. *Applied Sciences*. 2022; 12(13):6392. <https://doi.org/10.3390/app12136392>
39. Yuan, Z., Zhao, L., Error Analysis of Rotray SINS Sensor. *Sensors & Transducers*, Vol. 156, Issue 9, September 2013, pp. 35–39
40. Jiang, R., Yang, G., Zou, R., Wang, J., and Li, J., Accurate Compensation of Attitude Angle Error in a Dual-Axis Rotation Inertial Navigation System. *Sensors* 2017, 17, 615.
41. Zhu, T., Wang, L., Zou, T., Peng, G., A Dual-Axis Rotation Scheme for Redundant Rotational Inertial Navigation System. *Micromachines*. 2023; 14(2):351. <https://doi.org/10.3390/mi14020351>
42. Sui, J., Wang, L., Huang, T., Zhou, Q., Analysis and Self-Calibration Method for Asynchrony between Sensors in Rotation INS. *Sensors*. 2018; 18(9):2921. <https://doi.org/10.3390/s18092921>
43. Fan, H. et al. A unified scheme for rotation modulation and self-calibration of dual-axis rotating SINS / 2021 *Meas. Sci. Technol.* 32 115113 DOI 10.1088/1361-6501/ac12ff
44. Udd, E., and Digonnet, M., Design and development of fiber optic gyroscopes / SPIE P.O. Box 10 Bellingham, Washington 98227-0010 USA, 2019.
45. Lu, P., Lai, J., Liu, J., and Nie, M., The Compensation Effects of Gyros' Stochastic Errors in a Rotational Inertial Navigation System // 2014. *The Journal of Navigation*, 67(6), 1069–1088. DOI:10.1017/S0373463314000319

46. **Zha, F., Chang, L., and He, H.,** Comprehensive Error Compensation for Dual-Axis Rotational Inertial Navigation System. *Sensors*, vol. 20, no. 7, pp. 3788–3802, 2020, DOI: 10.1109/JSEN.2019.2960532.
47. Патент RU 2 362 977 С1 «Способ компенсации инструментальных погрешностей бесплатформенных инерциальных навигационных систем и устройство для его осуществления»
48. Single-axis rotation type strapdown inertial navigation system transposition method CN102221364A (Китай)
49. **Wang, B., Ren, Q., Deng, Z., and Fu, M.,** A Self-Calibration Method for Nonorthogonal Angles Between Gimbals of Rotational Inertial Navigation System. *IEEE Transactions on industrial electronics*, vol. 62, no. 4, April 2015.
50. **Bai, S., Lai, J., Lyu, P., Xu, X., Liu, M., Huang, K.,** A System-Level Self-Calibration Method for Installation Errors in A Dual-Axis Rotational Inertial Navigation System. *Sensors*. 2019; 19(18):4005. <https://doi.org/10.3390/s19184005>
51. **Sui, J., Wang, L., Huang, T., Zhou, Q.,** Analysis and Self-Calibration Method for Asynchrony between Sensors in Rotation INS. *Sensors*. 2018; 18(9):2921. <https://doi.org/10.3390/s18092921>
52. **He, H., Zha, F., Li, F., Wei, Q.,** A Combination Scheme of Pure Strapdown and Dual-Axis Rotation Inertial Navigation Systems. *Sensors*. 2023; 23(6):3091. <https://doi.org/10.3390/s23063091>
53. **Литвиненко Ю.А.** Оптимизация алгоритмов инерциальной навигационной системы морских объектов. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук. 2005.
54. **Emel'yantsev G., Stepanov O., Stepanov A., Blazhnov B., Dranitsyna E., Evstifeev M., Eliseev D., Volynskiy D.,** Integrated GNNS/IMU Gyrocompass with Rotating IMU. Development and Test Results. *Remote Sensing*. 2020, 12(22), 3736.
55. **Анучин О.Н., Емельянец Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. СПб: ЦНИИ «Электроприбор», 2003. 390с.
56. **Wang, Z., Cheng, X., Du, J.,** Thermal Modeling and Calibration Method in Complex Temperature Field for Single-Axis Rotational Inertial Navigation System. *Sensors*. 2020; 20(2):384. <https://doi.org/10.3390/s20020384>
57. **Seo, Y.-B., Yu, H., Ryu, K., Lee, I., Oh, J., Kim, C., Lee, S.J., Park, C.,** Analysis of Gyro Bias Depending on the Position of Inertial Measurement Unit in Rotational Inertial Navigation Systems. *Sensors*. 2022; 22(21):8355. <https://doi.org/10.3390/s22218355>
58. **Емельянец Г.И., Старосельцев Л.П., Игнатьев С.В.** О румбовых дрейфах бескарданного инерциального модуля на ВОГ // Гироскопия и навигация. 2005. №1(48). С.22–29.
59. **Cai, Q.Z., Yang, G., Song, N., Yin, H., and Liu, Y.,** Analysis and calibration of the gyro bias caused by geomagnetic field in a dual-axis rotational inertial navigation system. *Meas. Sci. Technol.* 27 (2016) 105001 (8pp)
60. **Лян Ц., Литвиненко Ю.А.** Алгоритм оценивания погрешностей инерциальных датчиков с использованием двух блоков микромеханических гироскопов // Материалы XVIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», 2016. С. 556–564.
61. **Farhangian, F., Benzerrouk, H., Landry, R. Jr.,** Opportunistic In-Flight INS Alignment Using LEO Satellites and a Rotatory IMU Platform. *Aerospace*. 2021; 8(10):280, <https://doi.org/10.3390/aerospace8100280>.
62. **Емельянец Г.И., Драницына Е.В., Блажнов Б.А.** О калибровке погрешностей БИИМ на ВОГ в условиях стенда // Гироскопия и навигация. 2012. № 3(78). С. 55–63.
63. **Zhang, Q., Wang, L., Liu, Z., Feng, P.,** An Accurate Calibration Method Based on Velocity in a Rotational Inertial Navigation System. *Sensors*. 2015; 15(8):18443–18458. <https://doi.org/10.3390/s150818443>
64. **Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Драницына Е.В., Степанов А.П.** О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трёхгранника // Гироскопия и навигация. 2016. № 1(92). С. 36–48.
65. **Li, J., Su, L., Wang, F., Li, K., Zhang, L.,** An Improved Online Fast Self-Calibration Method for Dual-Axis RINS Based on Backtracking Scheme. *Sensors*. 2022; 22(13):5036. <https://doi.org/10.3390/s22135036>
66. **Емельянец Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
67. IEEE Standard for Inertial Systems. *Terminology. IEEE Std 1559*, 2009.
68. **Zhang, Q., Wang, L., Liu, Z., Feng, P.,** An Accurate Calibration Method Based on Velocity in a Rotational Inertial Navigation System. *Sensors*. 2015; 15(8):18443–18458. <https://doi.org/10.3390/s150818443>.

69. Wang, L., Wu, W., Wei, G., Li, J., and Yu, R., A Novel Information Fusion Method for Redundant Rotational Inertial Navigation Systems Based on Reduced-Order Kalman Filter, *MATEC Web of Conferences* 160, 07005 (2018) <https://doi.org/10.1051/mateconf/201816007005>
70. Liang, Q., Litvinenko, Y.A., Stepanov, O.A., A solution to the attitude problem using two rotation units of micromechanical gyroscopes. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2020. Т. 67. №2. С.1357–1365.
71. Драницына Е.В. Калибровка измерительного модуля по навигационному решению БИНС: выбор плана движений стенда // Сборник материалов XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2017. С.235–240.
72. Драницына Е.В. Калибровка измерительного модуля прецизионной БИНС на волоконно-оптических гироскопах Дис. ... канд. техн. наук. Санкт-Петербург, 2016.
73. Волынский Д.В., Драницына Е.В., Одинцов А.А., Унгилов А.А. Калибровка волоконно-оптических гироскопов в составе бескарданных инерциальных измерительных модулей // Гироскопия и навигация. 2012. №2 (77). С. 56–68.
74. Лысенко А.С. Бесплатформенный гироскоп с автокомпенсацией для непрерывной съёмки скважин произвольной ориентации. Дис. ... канд. техн. наук / Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина). 2017.
75. Биндер Я.И., Лысенко А.С. Способ автокомпенсации независящих от ускорения дрейфов гироскопического устройства // Патент на изобретение RU 2603767 С1, 27.11.2016. Заявка № 2015132006/28 от 31.07.2015

Dranitsyna, E. V. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg, Russia), **Sokolov, A. I.** (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg).

Strapdown Inertial Navigation System Accuracy Improvement Methods Based on Inertial Measuring Unit Rotation: Analytical Review, *Гироскопия и Навигация*, 2023, vol. 31, no. 4 (123), pp. 22–43.

Abstract. The paper presents the analytical review of an inertial measuring unit (IMU) rotation as a method to improve the accuracy of a strapdown inertial navigation system (SINS). There are two ways to improve the accuracy. One of them is based on the transformation of the error change pattern in the inertial sensors (IS) when using the IMU self-compensation rotation (SCR). The criteria for selecting an efficient SCR law to minimize the accumulated error in the parameters generated by SINS are presented. Along with the advantages of this technology, its weak points that may limit significantly the potentially achievable accuracy are described. The other technique consists in increasing the observability of the IS error model components due to the IMU rotation while filtering the SINS errors. The IS error model is described, and the problem of recursive filtering of the SINS errors is stated to refine these errors, with the reference data on coordinates and motion velocity being available. The methods for quantifying the observability of the IS error model components are presented.

Key words: strapdown inertial navigation system, modulation rotation, self-compensation rotation, calibration of inertial sensors according to navigation solution, observability.

Материал поступил 04.12.2023