

УДК 627.7.05

Ю. Г. Егоров, Г. Махмуд Аль-Хусейн

УСЛОВИЯ ИДЕНТИФИЦИРУЕМОСТИ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПАХ

Получены условия идентифицируемости инструментальных погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы на динамически настраиваемых гироскопах и испытательного стенда, позволяющие синтезировать оптимальные программы идентификации.

Повышение точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) связано с анализом и оценкой погрешностей чувствительных элементов. Инструментальные погрешности БИНС на динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ) существенно зависят от перегрузок, действующих по осям подвижного объекта, поэтому возникает задача раздельной идентификации составляющих инструментальных погрешностей (уходов) ДНГ, которую можно решить, используя специальные испытательные стенды [1].

Испытательные стенды имеют собственные инструментальные погрешности, в основном обусловленные ошибками выставки и перекосами осей стендов, а также ошибками в ориентации прибора на стенде, кроме того, присутствуют погрешности выставки навигационной системы на стенде.

Инструментальные погрешности испытательного стенда приводят к ошибкам в идентификации составляющих ухода ДНГ навигационной системы. В связи с этим необходимо использовать программы и алгоритмы идентификации как составляющих уход ДНГ, так и инструментальных погрешностей стенда в целях обеспечения их совместной оценки или компенсации влияния погрешностей стенда.

Рассмотрим процесс идентификации составляющих уход ДНГ навигационной системы на горизонтально-ориентированном стенде, имеющем существенные преимущества при калибровке гироскопов средней точности [2]: исключение длительных и трудоемких операций

по точной начальной выставке стенда и соответствующего дорогостоящего оборудования; полная автоматизация процесса идентификации инструментальных погрешностей БИНС.

Уравнение измерений для одного из каналов ДНГ в квазистатическом режиме в процессе идентификации на горизонтально-ориентированном испытательном стенде может быть представлено в следующем векторно-матричном виде:

$$I_Y = \mathbf{H}(\alpha_1)[\mathbf{H}_\omega(\alpha_2)|\mathbf{H}_\gamma(\alpha_2, A)] \begin{bmatrix} \bar{\omega}_k \\ \bar{\gamma} \end{bmatrix} + U_B(\alpha_2, A) + \nu, \quad (1)$$

где α_1 и α_2 — углы поворота испытательного стенда вокруг внутренней и наружной (горизонтальной) осей; A — азимут наружной оси испытательного стенда; I_Y — выходной сигнал ДНГ в режиме датчика угловой скорости в некотором измерительном положении, задаваемом углами α_1 и α_2 ; $\mathbf{H}(\alpha_1) = [1 \ \sin \alpha_1 \ \cos \alpha_1]$ — матрица измерений размерности (1×3) , образованная тригонометрическими функциями угла α_1 ;

$$\mathbf{H}_\omega(\alpha_2) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\cos \alpha_2 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin \alpha_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \alpha_2 & -\frac{1}{2} \sin 2\alpha_2 \end{bmatrix}$$

— составляющая блочной матрицы измерений размерности (3×5) , образованная тригонометрическими функциями угла α_2 и отвечающая вектору $\bar{\omega}_k$;

$$\mathbf{H}_\gamma(\alpha_2, A) = \begin{bmatrix} -U_1 \sin \alpha_2 - & -U_N \cos \alpha_2 \times & -U_N \cos A & 0 & 0 \\ -U_N \cos \alpha_2 \sin A & \times \cos A & & & \\ 0 & 0 & 0 & U_N \cos A & -U_1 \sin \alpha_2 - \\ 0 & 0 & 0 & -U_1 \sin \alpha_2 - & -U_N \cos A \\ & & & -U_N \cos \alpha_2 \sin A & \end{bmatrix}$$

— составляющая блочной матрицы измерений размерности (3×5) , образованная тригонометрическими функциями углов α_2 и A и отвечающая вектору $\bar{\gamma}$; U_N , U_L — горизонтальная и вертикальная составляющие угловой скорости суточного вращения Земли;

$$\bar{\omega} = [\omega_0 \ \omega_X \ \omega_Y \ \omega_Z \ \omega_{YZ}]^T$$

— вектор идентифицируемых составляющих уходов ДНГ; ω_0 — независимая от ускорения составляющая ухода ДНГ; ω_X , ω_Y , ω_Z — составляющие ухода ДНГ, зависящие от первой степени ускорения; ω_{YZ} — составляющая ухода ДНГ, зависящая от второй степени ускорения;

$$\bar{\gamma} = [\varepsilon_{r1} \ \varepsilon_{r2} \ \gamma_{II} \ \Psi_X \ \Psi_Z]^T$$

— вектор инструментальных погрешностей испытательного стенда; $\varepsilon_{r1}, \varepsilon_{r3}$ — ошибки выставки испытательного стенда по горизонтали; γ_n — перекос осей испытательного стенда; Ψ_X, Ψ_Z — составляющие вектора малого поворота Ψ , описывающие ошибки выставки навигационной системы на испытательном стенде;

$$U_B(\alpha_2, A) = -U_N \sin \alpha_2 \sin A + U_L \cos \alpha_2$$

— проекция вектора угловой скорости суточного вращения Земли (с точностью до составляющих, обусловленных вектором $\bar{\gamma}$) на входную ось ДНГ в функции от углов α_2 и A ; ν — измерительный шум.

Условия идентифицируемости составляющих векторов ω_k и $\bar{\gamma}$ можно получить, используя различные критерии для дискретных и непрерывных динамических систем [3], которые, как правило, приводят к анализу ранга матриц высокой размерности. Например, применение интегрального критерия идентифицируемости непрерывных динамических систем в данной задаче приводит к необходимости анализировать ранг матриц до 10 порядка:

$$\int_0^t \{ \mathbf{H}(\alpha_1) [\mathbf{H}_{\omega}(\alpha_2) | \mathbf{H}_{\gamma}(\alpha_2, A)] \}^T \mathbf{H}(\alpha_1) [\mathbf{H}_{\omega}(\alpha_2) | \mathbf{H}_{\gamma}(\alpha_2, A)] d\tau, \quad (2)$$

что крайне громоздко.

Представляется рациональным к анализу условий идентифицируемости составляющих векторов $\bar{\omega}_k$ и $\bar{\gamma}$ применить критерий частотного разделения, который в данном случае путем последовательного исследования матриц наблюдений позволит установить достаточные условия идентифицируемости. Достаточные условия идентифицируемости динамически настраиваемых гироскопов БИНС в процессе построения программ и алгоритмов идентификации вектора $\bar{\omega}_k$ могут быть исследованы на необходимость.

С целью упростить анализ, проведем декомпозицию задачи идентификации составляющих векторов $\bar{\omega}_k$ и $\bar{\gamma}$ путем преобразования блочной матрицы $[\mathbf{H}_{\omega}(\alpha_2) | \mathbf{H}_{\gamma}(\alpha_2, A)]$ и соответствующих перестановок в векторах $\bar{\omega}_k$ и $\bar{\gamma}$.

В результате уравнение (1) примет следующий вид:

$$I_Y = \mathbf{H}(\alpha_1) [\mathbf{H}_2(\alpha_2, A) | \mathbf{H}_3(\alpha_2, A)] \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{X}}_2 \\ \bar{\mathbf{X}}_3 \end{bmatrix} + U_B(\alpha_2, A) + \nu, \quad (3)$$

где

$$\mathbf{H}_2(\alpha_2, A) = \begin{bmatrix} 1 & -\cos \alpha_2 & -\frac{U_L \sin \alpha_2 - U_N \cos \alpha_2 \sin A}{U_N \cos \alpha_2 \sin A} & -U_N \cos \alpha_2 \cos A & -U_N \cos A \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

— составляющая блочной матрицы измерений размерности (3×5) , образованная тригонометрическими функциями углов α_2 и A и отвечающая вектору $\bar{\mathbf{X}}_2$;

$$\bar{\mathbf{X}}_2 = [\omega_0 \ \omega_Y \ \varepsilon_{r1} \ \varepsilon_{r3} \ \gamma_{\Pi}]^T$$

— вектор, составленный из компонентов векторов $\bar{\omega}_k$ и $\bar{\gamma}$ в декомпозированной задаче идентификации;

$$\mathbf{H}_3(\alpha_2, A) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \alpha_2 & U_N \cos A & -\frac{U_L \sin \alpha_2 - U_N \cos \alpha_2 \sin A}{U_N \cos \alpha_2 \sin A} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{U_1 \sin \alpha_2 - U_N \cos \alpha_2 \sin A}{U_N \cos \alpha_2 \sin A} & -U_N \cos A & \sin \alpha_2 & -\frac{1}{2} \sin 2\alpha_2 \end{bmatrix}$$

— составляющая блочной матрицы измерений размерности (3×5) , образованная тригонометрическими функциями углов α_2 и A и отвечающая вектору $\bar{\mathbf{X}}_3$;

$$\bar{\mathbf{X}} = [\omega_X \ \Psi_X \ \Psi_Y \ \omega_Z \ \omega_{YZ}]^T$$

— вектор, составленный из компонентов векторов $\bar{\omega}_k$ и $\bar{\gamma}$ в декомпозированной задаче идентификации.

Из уравнения (3) и матрицы $\mathbf{H}_2(\alpha_2, A)$ (содержащей вторую и третью нулевые строки) и матрицы $\mathbf{H}_3(\alpha_2, A)$ (содержащей первую нулевую строку) следует, что если выполнены условия частотного разделения по углу α_1 (в дискретном случае выбрано не менее трех различных значений угла α_1), то условия идентифицируемости новых векторов идентифицируемых параметров $\bar{\mathbf{X}}_2$ и $\bar{\mathbf{X}}_3$ взаимно независимы, и определяются соответствующим выбором углов α_2 и A . Нетрудно видеть, что условия инвариантности относительно азимутальной выставки и составляющих инструментальных погрешностей стенда ε_{r3} и γ_{Π} выполняются при $A = 90^\circ$.

Последовательно применяя критерии частотного разделения для анализа идентифицируемости составляющих векторов $\bar{\mathbf{X}}_2$ и $\bar{\mathbf{X}}_3$, установили, что ω_0 — не модулируется углами A, α_1, α_2 ; ω_Y — модулируется

только углом α_2 ; γ_{Π} — модулируется только углом A ; $\varepsilon_{r1}, \varepsilon_{r3}$ — модулируются углами α_2 и A ; $\omega_X, \omega_Z, \omega_{YZ}$ — модулируются углами α_1 и α_2 ; Ψ_X, Ψ_Z — модулируются всеми тремя углами: α_1, α_2, A .

По результатам данного анализа на основе информационных свойств матриц наблюдений и в зависимости от азимутальной выставки испытательного стенда (от угла A), углов поворота испытательного стенда вокруг наружной (на угол α_2) и внутренней (на угол α_1) осей, была определена полная совокупность достаточных условий идентифицируемости составляющих векторов $\vec{\omega}_k$ и $\vec{\gamma}$, которую для дискретного случая идентификации векторов при выполнении условий инвариантности по отношению к составляющим ε_{r3} и γ_{Π} можно дополнить следующим: при полном учете информационных свойств матриц измерений необходимы три значения угла α_1 и шесть различных значений угла α_2 ; при неполном учете информационных свойств матриц измерений (построение субоптимальных программ идентификации) — также три значения угла α_1 и три, четыре или пять различных значений угла α_2 .

Используя данную совокупность условий идентифицируемости, синтезировали оптимальные по критерию максимального подавления измерительного шума программы идентификации составляющих уходов динамически настраиваемых гироскопов БИНС (вектора $\vec{\omega}_k$), инвариантные к ошибкам испытательного стенда (вектору $\vec{\gamma}$). Оптимальные программы идентификации составляющих уходов ДНГ БИНС включают в себя различное (18, 12 или 9) число измерительных положений в зависимости от степени учета информационных свойств матриц измерений. Проведены сравнительные исследования свойств синтезированных оптимальных программ идентификации составляющих уходов ДНГ БИНС по точности и трудоемкости идентификации, подтвердившие высокую эффективность выполненных исследований условий идентифицируемости погрешностей БИНС и испытательного стенда.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Р и в к и н Б. С., Б е р т и н З. М., О к о н И. М. Определение параметров ориентации объекта бесплатформенной инерциальной системой. — СПб.: ГНЦРФ-ЦНИИ “Электроприбор”, 1996. — 226 с.
2. Е г о р о в Ю. Г., И в а н о в В. Д. Способ калибровки гироскопов. Патент РФ № 2204806, 2003. — 22 с.
3. С п р а в о ч н и к по теории автоматического управления / Под редакцией Красовского А.А. — М.: Наука, 1987. — 711 с.

Статья поступила в редакцию 22.02.2005

Юрий Григорьевич Егоров родился в 1956 г., окончил в 1978 г. Серпуховское высшее военное командное училище. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Системы и приборы ориентации, стабилизации и навигации” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Действительный член Академии навигации и управления движением. Автор 56 научных работ в области автономной выставки и калибровки инерциальных навигационных систем.

Yu.G. Yegorov (b. 1956) graduated from the Serpukhov Higher Military Command School in 1978. D. Sc. (Eng.), professor of “Systems and Devices of Orientation, Stabilization and Navigation” department of the Bauman Moscow State Technical University. Full member of the Academy of Navigation and Motion Control. Author of 56 publications in the field of autonomous adjustment and calibration of inertial navigation systems.

Гассан Махмуд Аль-Хуссейн родился в 1963 г., окончил в 1988 г. университет в Сирии. Аспирант кафедры “Системы и приборы ориентации, стабилизации и навигации” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 2 научных работ в области калибровки инерциальных навигационных систем.

Ghassan Mahmoud Al-hussein (b. 1963) graduated from the Syrian University of Aleppo in 1988. Post-graduate of “Systems and Devices of Orientation, Stabilization and Navigation” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 2 publications in the field of calibration of inertial navigation systems.

ИНФОРМАТИКА И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА

УДК 658.512

И. В. Рудakov, М. Давудпур

АЛГОРИТМ ДЕКОМПОЗИЦИИ ФОРМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО БЛОКА ДИСКРЕТНОГО УСТРОЙСТВА

Моделирование больших систем представляет собой задачу большой размерности, поэтому одним из методов исследования таких систем является метод декомпозиции, позволяющий разбивать исследуемую схему на части, проверяя работу каждой части, и последовательно добавлять к проверенной части новые фрагменты.

Метод анализа вычислительных дискретных устройств в рамках иерархических уровней проектирования (вычислительные системы или функциональные блоки) недостаточно эффективен, так как не позволяет учитывать, например, такие характеристики дискретного устройства, как временные параметры элементов, входящих в модель и, следовательно, выполнять надежную верификацию проекта. В работах по многоуровневому анализу предлагается рассматривать схемы устройства с разной степенью детализации. Предлагаемый