

Автокомпенсация погрешностей навигационных датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы

Слесаренок С.В.^{1*}, Шепеть И.П.², Рубинов В.И.^{1}, Титов Ю.П.^{3***}**

¹*Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е.Жуковского и
Ю.А.Гагарина, ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

²*Технологический институт сервиса (филиал Донского государственного
технического университета), ул. Российская, 1а, Ставрополь, 355049, Россия*

³*Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993,
Россия*

**e-mail: sergulik@mail.ru*

***e-mail: rubinov777@mail.ru*

****e-mail: kalengul@mail.ru*

Аннотация

Представлены результаты исследования возможных путей повышения точности измерения навигационных параметров полета летательного аппарата путем принудительного вращения блока чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Предметом исследования являются математические модели функционирования инерциальной навигационной системы в автономном режиме функционирования и ошибок инерциальных датчиков. Представлены результаты сравнительного анализа точностных характеристик навигационных систем с различными законами вращения блока чувствительных элементов.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, блок чувствительных элементов, закон вращения, гироскоп, акселерометр, имитационное моделирование.

Введение

Информационным ядром пилотажно-навигационного комплекса летательного аппарата (ЛА) является инерциальная навигационная система (ИНС), комплексируемая с радиотехническими системами навигации. Обеспечение высокой степени помехозащищенности при решении задач военной навигации определяет необходимость применения автономных режимов функционирования ИНС, которые позволяют обнаруживать и исключать умышленное введение ошибок в GPS (ГЛОНАС) – приемник спутниковой навигационной системы [1].

Характеристики существующих ИНС в автономном режиме функционирования не обеспечивают требуемой точности вывода ЛА в район цели и как следствие не обеспечивают высокого уровня боевого применения авиационных комплексов.

Одним из перспективных методов создания высокоточной бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), использующей гироскопы средней точности, является автокомпенсация погрешностей чувствительных элементов. Перспективной схемой реализации модуляции погрешностей измерителей является применение принудительного

вращения блока чувствительных элементов (БЧЭ), состоящего из трех лазерных гироскопов (ЛГ) и трех акселерометров [2].

1. Постановка задачи

Метод автокомпенсации заключается в периодическом вращении блока чувствительных элементов (БЧЭ) с целью преобразования монотонно возрастающих функций ошибок инерциальных датчиков в периодические функции с ограниченной амплитудой.

Основной проблемой метода автокомпенсации является определение вида оптимального закона вращения и оптимальной скорости вращения БЧЭ с целью компенсации как систематических, так и флуктуационных составляющих ошибок инерциальных датчиков.

Существует несколько путей реализации периодической программы вращения БЧЭ. В первом случае периодичность достигается за счет математического ограничения угла поворота БЧЭ и определения его в пределах от 0 до 360 градусов, во втором - за счет изменения реверса пространственного вращения БЧЭ.

В первый закон управления будем называть равномерным, второй – периодическим. Оба закона имеют свои достоинства и недостатки, которые рассмотрены ниже.

2. Определение оптимальных параметров закона управления БЧЭ

Уравнения идеальной работы БИНС с вращением имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{B} &= U \times (\Omega) \times B; \\ \dot{V} &= A \times a + U \times (\Omega + 2u) + g; \\ \dot{\lambda} &= \frac{1}{2} \times (\tilde{M} \times (\omega) - M \times (\Omega + u)) \times \lambda,\end{aligned}\tag{1}$$

где V , a , ω , λ - векторы путевой скорости, ускорения, угловой скорости и параметров Родрига-Гамильтона БЧЭ;

Ω , u - векторы относительной и переносной угловых скоростей навигационной системы координат;

$U \times (\Omega)$, $U \times (\Omega + 2u)$ - кососимметрические матрицы размером 3×3 , составленные из элементов векторов Ω и $\Omega + 2u$;

$\tilde{M} \times (\omega)$, $M \times (\Omega + u)$ - кватерниальные матрицы размером 4×4 , составленные из элементов векторов ω и $\Omega + u$;

A - матрица направляющих косинусов (МНК) перехода из системы координат (СК), связанной с БЧЭ ($MX_2Y_2Z_2$), в навигационную СК ($MXYZ$);

B - МНК, связывающая земную центральную СК ($O \xi \eta \zeta$) с навигационной СК.

По элементам матрицы B определяются координаты ЛА – широта ϕ , долгота λ и азимутальный угол ε [3]:

$$\begin{aligned}\phi &= \arctg(b_{33} / \sqrt{b_{13}^2 + b_{23}^2}); \\ \lambda &= \arctg(b_{23} / b_{31});\end{aligned}\tag{2}$$

$$\varepsilon = \operatorname{arctg}(b_{13} / b_{23}).$$

Для определения ориентации ЛА необходимо знать МНК D перехода из СК связанной с ЛА к навигационной СК. Матрица D вычисляется следующим образом:

$$D = A + C, \quad (3)$$

где C - МНК перехода из СК, связанной с ЛА, к СК, связанной с БЧЭ.

Для определения матрицы C необходимо дополнительное устройство, определяющее ориентацию БЧЭ относительно ЛА. Элементы матрицы A вычисляются по известным параметрам Родрига-Гамильтона [3]. По элементам матрицы D (3) определяются углы ориентации ЛА [2]:

$$\psi = -\operatorname{arctg}(d_{11} / d_{21});$$

$$\gamma = -\operatorname{arctg}(d_{33} / d_{32}); \quad (4)$$

$$\vartheta = \operatorname{arctg}(d_{31} / \sqrt{d_{33}^2 + d_{32}^2}).$$

Как видно из уравнений (1) – (4) алгоритм БИНС с вращением отличается от алгоритма обычной БИНС наличием одного дополнительного уравнения (3). Если не учитывать дополнительную погрешность в определении углов ориентации ЛА, возникающую из-за неточного определения матрицы C , то модель ошибок БИНС с вращением БЧЭ не отличается от модели ошибок обычной БИНС [4]. Тогда уравнения ошибок БИНС с вращением имеют вид:

$$\begin{pmatrix} \delta \dot{x}_k \\ \delta \dot{x}_v \\ \delta \dot{x}_\varepsilon \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_{11} & F_{12} & 0 \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \delta x_k \\ \delta x_v \\ \delta x_\varepsilon \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ G_{21} & 0 \\ 0 & G_{32} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Delta a \\ \Delta \omega \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где δx_k δx_v δx_ε - векторы ошибок определения координат, скорости, углов ориентации;

Δa - вектор, составленный из проекций погрешностей акселерометров на навигационную систему координат;

$\Delta \omega$ - вектор, составленный из проекций дрейфа гироскопов на навигационную систему координат;

G_{ij}, F_{ij} - матрицы Якоби (3x3).

Запишем уравнения (5) в более компактном виде:

$$\delta \dot{x} = F \delta x + G r, \quad (6)$$

Проекции погрешностей акселерометров и гироскопов на навигационную систему координат можно записать следующим образом:

$$\Delta a = A \Delta a_c; \quad \Delta \omega = A \Delta \omega_c,$$

где Δa_c , $\Delta \omega_c$ - векторы составленные из ошибок акселерометров и гироскопов.

В соответствии с этим матрица G в уравнении (6) имеет вид:

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ A & 0 \\ 0 & A \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Дисперсионное уравнение, соответствующее дифференциальным уравнениям (6), запишется:

$$\dot{P} = FP + PF^T + GQG^T, \quad (8)$$

где Q - матрица интенсивности входных возмущений.

Из уравнений (6) - (8) следует, что погрешности БИНС с вращением существенно зависят от вида матрицы A. Матрица A, в свою очередь, определяется законом вращения БЧЭ относительно навигационной системы координат.

При вращении БЧЭ оси чувствительности ЛГ и акселерометров будут отклоняться от осей навигационной СК на углы α, β, χ , являющиеся элементами матрицы A:

$$A = \begin{vmatrix} -\sin \chi \cos \beta & -\sin \chi \cos \beta \cos \alpha - & -\sin \chi \sin \beta \sin \alpha + \\ & -\cos \chi \sin \alpha & +\cos \chi \cos \alpha \\ \cos \chi \cos \beta & \cos \chi \sin \beta \cos \alpha - & \cos \chi \sin \beta \sin \alpha + \\ & -\sin \chi \sin \alpha & +\sin \chi \cos \alpha \\ -\sin \beta & \cos \beta \cos \alpha & \sin \beta \cos \alpha \end{vmatrix} \quad (9)$$

Рассмотрим случай, когда БЧЭ вращается вокруг вертикальной оси, а углы α, β , равны нулю. Проекция дрейфа гироскопов на навигационную систему координат в этом случае, определяются выражениями:

$$\Delta \omega_x = -\Delta \omega_{y2} \sin \chi + \Delta \omega_{z2} \cos \chi;$$

$$\Delta \omega_y = \Delta \omega_{x2} \cos \chi + \Delta \omega_{z2} \sin \chi; \quad (10)$$

$$\Delta \omega_z = \Delta \omega_y,$$

Закон вращения необходимо выбирать таким образом, чтобы средний дрейф на оси навигационной системы координат был равным нулю:

$$\Delta\omega_{xcp} = \frac{1}{T} \int_0^T \Delta\omega_x(t) dt = 0;$$

$$\Delta\omega_{ycp} = \frac{1}{T} \int_0^T \Delta\omega_y(t) dt = 0, \quad (11)$$

где T – период функции $\Delta\omega_x(t)$ и $\Delta\omega_y(t)$.

В [5] предложен равномерный закон вращения, при котором БЧЭ с постоянной скоростью поворачивается на 360° и потом начинает вращаться в противоположную сторону с такой же по величине угловой скоростью. Технически такой закон реализовать невозможно из-за инерционности БЧЭ. Реально БЧЭ движется по следующему закону:

$$\dot{\chi}(t) = \omega_{\max} - (\omega_{\max} - \omega(t))e^{-(t-t_n)/10},$$

при этом средний дрейф на оси навигационной СК равен:

$$\Delta\omega_{xcp} = 0,22\Delta\omega_{z2};$$

$$\Delta\omega_{ycp} = 0,22\Delta\omega_{x2},$$

Таким образом, недокомпенсация постоянной составляющей дрейфа гироскопов и ошибок акселерометров составляет 22%. Для устранения этого недостатка предлагается использовать технически реализуемый периодический закон вращения БЧЭ:

$$\chi(t) = \chi_m \sin \frac{2\pi}{T} t, \quad (12)$$

Параметр χ_m выбирается из условия полной компенсации постоянных составляющих дрейфа гироскопов и ошибок акселерометров (11). Подставляя

(12) в (10), на основании (11) имеем:

$$\Delta\omega_{xcp} = -\frac{\Delta\omega_{x2}}{T} \int_0^T \sin(\chi_m \sin \frac{2\pi}{T} t) dt + \frac{\Delta\omega_{z2}}{T} \int_0^T \cos(\chi_m \sin \frac{2\pi}{T} t) dt = 0$$

Разложив подынтегральное выражение в ряд, в результате интегрирования получим:

$$\Delta\omega_{xcp} = \Delta\omega_{z2} (1 - \frac{\chi_m^2}{4} + \frac{\chi_m^4}{64} - \frac{\chi_m^6}{2304} + \frac{\chi_m^8}{1032192}) = 0 \dots\dots\dots(13)$$

Условие (13) выполняется при $\chi_m = 138^\circ$.

Таким образом, средний дрейф на оси навигационной системы координат равен нулю при $\chi_m = 138^\circ$.

3. Анализ полученных результатов

Полученный аналитически результат был проверен моделированием. Моделировался полет в течении трех часов. Результаты моделирования представлены на рисунках 1, 2. На рисунке 1 представлена зависимость отношения темпа нарастания ошибки по широте БИНС с вращением БЧЭ ($K\Delta\phi_s$) к темпу нарастания ошибки по широте БИНС без вращения ($K\Delta\phi$), в зависимости от амплитуды поворота БЧЭ (χ_m).

На рисунке 2 представлена аналогичная зависимость для долготы. Как видно из графиков, нарастание ошибки по координатам отсутствует при, $\chi_m = 138^\circ$, таким образом результат моделирования полностью совпадает с теоретическими расчетами

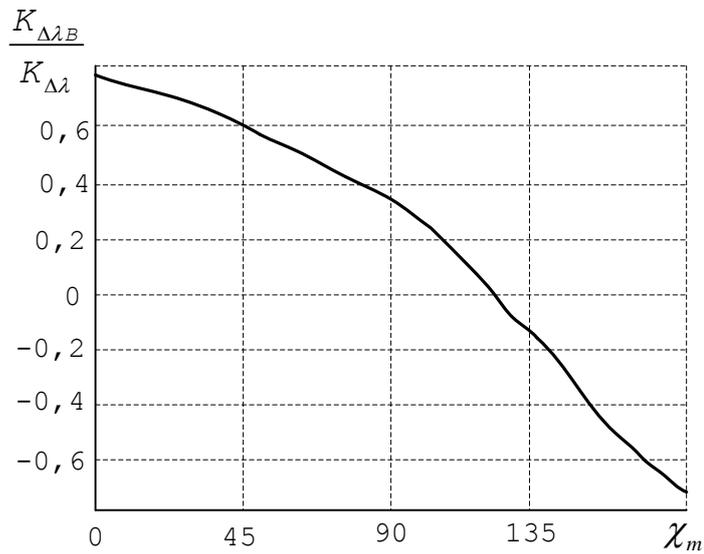


Рисунок 1 – Скорость нарастания ошибки по широте зависимости от амплитуды поворота БЧЭ

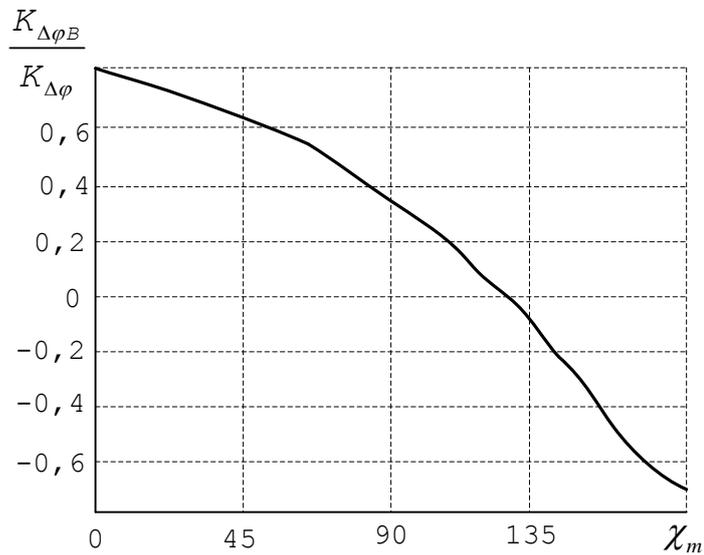


Рисунок 2 - Скорость нарастания ошибки по широте зависимости от амплитуды поворота БЧЭ

Следовательно, полная автокомпенсация постоянной составляющей дрейфа гироскопов и ошибок акселерометров достигается при ограниченных

углах вращения БЧЭ $2\chi_m=276^\circ$. Средняя угловая скорость БЧЭ при синусоидальном законе вращения на 23% меньше, чем при равномерном законе вращения. Это обеспечит дополнительный выигрыш в точности БИНС.

4. Выводы

Применение технически реализуемого синусоидального закона вращения БЧЭ обеспечивает:

- уменьшение темпа нарастания ошибки по координате на 20%;
- полную компенсацию постоянных составляющих ошибок гироскопов и акселерометров при ограниченных углах вращения;
- работу вертикального гироскопа в менее жестких условиях, что приведет к дополнительному повышению точности.

Библиографический список

1. Шепеть И.П., Бражнев С.М., Литвин Д.Б., Алабанов А.Б., Литвина Е.Д. Оценка возможности применения пространственной модуляции погрешностей измерительных элементов в информационно-управляющих системах // НаукаПарк. 2014. № 2/2 (22). С. 15-18.

2. Способ космической навигации и устройство для его осуществления. Патент РФ № 2378617, МПК G01C21/24 / Конотоп В.И., Расолько Н.М., Шепеть И.П., Иванов М.Н., Онуфриенко В.В., Захарин А.В., Бондаренко Д.В., Слесаренок С.В., Кучевский С.В., Кучевский К.В., Иванов И.М. Заявка №

2008142206/28 от 23.10.2008. Бюл. № 15 от 10.01.2010. - 8 с.

3. Шепеть И.П., Бражнев С.М., Литвин Д.Б., Чернавина Т.В. Методика синтеза оптимального закона управления положением чувствительных элементов инерциальной системы в условиях априорной определенности // НаукаПарк. 2015. № 3 (33). С. 71-75.

4. Шепеть И.П., Бражнев С.М., Литвин Д.Б., Литвина Е.Д., Протасов К.А. Решение систем алгебраических уравнений в среде MATLAB // Сборник трудов Международной научно-практической конференции «Инновационные направления развития в образовании, экономике, технике и технологиях». Ставрополь, Россия, 20-21 мая 2014, С. 158-162.

5. Бражнев С.М., Шепеть И.П., Литвин Д.Б., Бондаренко Д.В. Оценка потенциальной точности управляемой инерциальной навигационной системы // НаукаПарк. 2015. № 3 (33). С. 75-78.