

И.А.БАГМУТ, ст. препод., НТУ «ХПИ»;

В.Б.УСПЕНСКИЙ, канд. техн. наук, доцент, НТУ «ХПИ»

РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ К ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫМ ПОГРЕШНОСТЯМ ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Запропоновано аналітичний метод формування вимог щодо точності до інерціальних датчиків інтегрованої навігаційної системи літальних апаратів. В основу методу покладено аналіз впливу інструментальних похибок на координатну помилку навігації при різних маневрах повітряного літального апарату. Сформульовані вимоги до інструментальних погрешностей інерціальних датчиків середнього класу точності.

The analytical method for the formation of requirements for accuracy of inertial sensors of the integrated navigation system of aircraft has proposed. The method is based on an analysis of the influence of instrument errors on the coordinate navigating error at various air maneuvers of the aircraft. The requirement to the instrumental errors of inertial sensors of the middle class accuracy has formulated.

Предложен аналитический метод формирования требований относительно точности к инерциальным датчикам интегрированной навигационной системы летательных аппаратов. В основу метода положен анализ влияния инструментальных погрешностей на координатную ошибку навигации при различных маневрах воздушного летательного аппарата. Сформулированные требования к инструментальным погрешностям инерциальных датчиков среднего класса точности.

Постановка проблемы. В настоящее время среди навигационных систем воздушных летательных аппаратов (ВЛА) наиболее перспективными являются интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы (ИИСНС), основанные на комплексировании информации инерциальных навигационных систем (ИНС) и измерений, поступающих от спутниковых навигационных систем (СНС) GPS, ГЛОНАСС [1]. Такие системы объединяют в себе преимущества ИНС и СНС и практически лишены их недостатков. Дополнительным преимуществом ИИСНС является сравнительно невысокая их стоимость, обусловленная ослаблением требований к инерциальным датчикам (ИД).

Необходимым условием эффективного функционирования ИИСНС является коррекция измерений инерциального блока (ИБ) интегрированной навигационной системы. Основным математическим аппаратом, используемым для комплексирования и коррекции информации в ИИСНС, является фильтр Калмана (ФК) [2]. При разработке алгоритмов коррекции, одной из важных задач является определение компонент вектора состояния фильтра. В инвариантном алгоритме комплексирования в вектор состояния ФК, как правило, включают оценки ошибок определения навигационных параметров (НП) ВЛА, вычисленные инерциальной системой, а также оценки инструментальных погрешностей (ИП) инерциальных датчиков [2]. К основным инструмен-

тальным погрешностям ИД относятся: дрейфы гироскопов (ГС), смещение нуля акселерометров (АК), погрешности масштабных коэффициентов (МК) и углы несоосности. В работе [3] показано, что при наличии всех перечисленных погрешностей в векторе состояния ФК адекватно оценить и алгоритмически скомпенсировать все указанные ИП не представляется возможным. Следовательно, необходимо выделить наиболее значимые погрешности с точки зрения вносимой ошибки в оценки навигационных параметров и оставить их в векторе состояния. К остальным погрешностям необходимо сформулировать требования относительно диапазона их допустимых значений, и далее либо исключить их из вектора состояния, либо оставить в векторе состояния ФК.

В этих условиях актуальной задачей является анализ влияния инструментальных погрешностей на ошибки навигации и разработка метода формирования требований к инструментальным погрешностям инерциальных датчиков в ИИСНС.

Анализ последних исследований и публикаций. Аналогичная проблема рассмотрена в [4, 5]. В этих работах приведены результаты численного анализа влияния инструментальных погрешностей на ошибки навигации на основе экспериментальных данных и данных численного моделирования. В данной работе рассматривается аналитический анализ влияния ИП на точность навигации.

Цель и постановка задачи. Целью данной работы является проведение аналитического анализа влияния инструментальных погрешностей ИД на ошибки навигации и разработка метода формирования требований к погрешностям на его основе.

Изложение материала. Для определенности примем, что в инерциальном блоке находится тройка гироскопов и тройка акселерометров. Модели ошибок измерений гироскопов зададим следующим образом [3]:

$$\begin{aligned}\delta\omega_x &= \Delta\omega_x - \omega_x \cdot \delta k\omega_x - \omega_z \cdot \omega_{XY} + \omega_y \cdot \omega_{XZ}; \\ \delta\omega_y &= \Delta\omega_y - \omega_y \cdot \delta k\omega_y + \omega_z \cdot \omega_{YX} - \omega_x \cdot \omega_{YZ}; \\ \delta\omega_z &= \Delta\omega_z - \omega_z \cdot \delta k\omega_z - \omega_y \cdot \omega_{ZX} + \omega_x \cdot \omega_{ZY},\end{aligned}\tag{1}$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения ВЛА $\bar{\omega}$ на оси базовой системы координат (БСК) жестко связанной с системой координат (СК) ВЛА;

$\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$ – проекции ошибок измерения вектора $\bar{\omega}$ на оси БСК;

$\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ – систематические дрейфы ГС;

$\delta k\omega_x, \delta k\omega_y, \delta k\omega_z$ – погрешности МК гироскопов;

ω_{ij} ($i \in \{X, Y, Z\}$, $j \in \{X, Y, Z\}$, $i \neq j$) – углы рассогласования между одноименными осями чувствительности гироскопов и осями БСК.

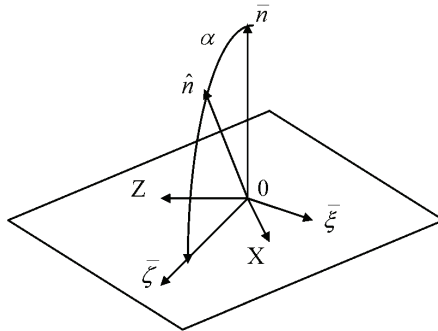
Аналогичным образом зададим модели ошибок измерений акселеромет-

ров:

$$\begin{aligned} \delta a_x &= \Delta a_x - a_x \cdot \delta ka_x - a_z \cdot aXY + a_y \cdot aXZ ; \\ \delta a_y &= \Delta a_y - a_y \cdot \delta ka_y + a_z \cdot aYX - a_x \cdot aYZ ; \\ \delta a_z &= \Delta a_z - a_z \cdot \delta ka_z - a_y \cdot aZX + a_x \cdot aZY , \end{aligned} \quad (2)$$

где a_x, a_y, a_z – проекции вектора кажущегося ускорения ВЛА \bar{a} на оси БСК; $\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z$ – проекции ошибки измерения вектора \bar{a} на те же оси; $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ – систематические смещения нулей АК; $\delta ka_x, \delta ka_y, \delta ka_z$ – погрешности МК акселерометров; aij ($i \in \{X, Y, Z\}, j \in \{X, Y, Z\}, i \neq j$) – углы рассогласования между одноименными осями чувствительности акселерометров и осями БСК.

Для проведения анализа влияния инструментальных погрешностей инерциальных датчиков на ошибку навигации воспользуемся упрощенной моделью ошибок автономной навигации в горизонтальной плоскости (см. рисунок) [6].



Отклонение вычисленной вертикали от истинной

Пусть α – малый угол отклонения вычисленной вертикали \hat{n} от истинной \bar{n} . В этом случае показания акселерометров, алгоритмически приведенные к горизонтальной плоскости, содержат «ошибочное» ускорение

$$\delta \dot{v} = -g \cdot \alpha + \delta a , \quad (3)$$

где δv – скоростная ошибка;

g – значение ускорения силы тяжести;

$\delta a = Pr_{\bar{\zeta}}(\delta \bar{a}_x + \delta \bar{a}_z)$ – проекция вектора суммарной ошибки измерений

x -го и z -го АК на ось $\bar{\zeta} = (\bar{n} \times \hat{n}) \times \bar{n}$.

При этом «уход» вычисляемой с помощью навигационной системы вертикали, обусловленный интегрированием ускорения (3) и ошибками гироскопов, подчиняется закону

$$\dot{\alpha} = \frac{\delta v}{R} + \delta \omega , \quad (4)$$

где R – радиус земного сфероида;

$\delta\omega = \text{Pr}_{\vec{\xi}}(\delta\vec{\omega}_x + \delta\vec{\omega}_z)$ – проекция вектора суммарной ошибки измерений x -го и z -го ГС на ось $\vec{\xi} = \vec{n} \times \hat{n}$.

Проанализируем влияние инструментальных погрешностей на ошибки навигации. В качестве интегральной ошибки навигации выберем координатную ошибку в горизонтальной плоскости.

Порядок проведения анализа для всех инструментальных погрешностей одинаков. Для примера рассмотрим влияние несоосности акселерометров на ошибку навигации.

В предположении, что из возмущающих воздействий в системе присутствуют только несоосности АК, эволюции скоростной ошибки δv и ошибки отклонения вертикали α будут задаваться соотношениями:

$$\delta\dot{v} = -g \cdot \alpha + \delta\dot{\alpha}; \quad \dot{\alpha} = \frac{\delta v}{R}, \quad (5)$$

где $\delta\alpha = \pm\sqrt{(g \cdot aXZ)^2 + (-g \cdot aZX)^2} = \pm g \cdot \sqrt{aXZ^2 + aZX^2}$.

Решение системы уравнений (5), при $\delta v_0 = 0$ имеет вид:

$$\delta v = \frac{T_s(\delta\dot{\alpha} - g \cdot \alpha_0)}{2\pi} \sin \frac{2\pi}{T_s} t; \quad \alpha = \alpha_0 \cos \frac{2\pi}{T_s} t + \frac{\delta\dot{\alpha}}{g} (1 - \cos \frac{2\pi}{T_s} t), \quad (6)$$

где $T_s = 2\pi\sqrt{R/g}$ – период Шулера;

α_0 – начальное значение ошибки воспроизведения вертикали.

Ошибка определения пространственной координаты δr получается как результат интегрирования уравнения для скоростной ошибки (6) при $\delta r_0 = 0$:

$$\delta r = \frac{T_s^2(\delta\dot{\alpha} - g \cdot \alpha_0)}{(2\pi)^2} \cdot (1 - \cos \frac{2\pi}{T_s} t). \quad (7)$$

Как видно, координатная ошибка тождественно равна нулю при выполнении равенства $\delta\dot{\alpha} = g \cdot \alpha_0$.

В рассматриваемом случае, α_0 определяется начальными ошибками углов тангажа θ и крена γ :

$$\alpha_0 = \pm\sqrt{\delta\theta_0^2 + \delta\gamma_0^2}; \quad \delta\theta_0 = aXZ; \quad \delta\gamma_0 = -aZX,$$

и следовательно

$$\alpha_0 = \pm\sqrt{aXZ^2 + (-aZX)^2} = \frac{\pm\delta\dot{\alpha}}{g}.$$

Таким образом, рассматриваемые ИП не будут влиять на координатную ошибку до выполнения угловых маневров.

В качестве углового маневра выберем маневр по углу курса, так как в этом случае рассматриваемые погрешности проявляют наибольшее влияние на ошибки навигации [3].

Предположим, что ВЛА выполнил курсовой разворот и далее продолжил полет с постоянной скоростью и направлением. Тогда ошибка определе-

ния пространственной координаты вычисляется следующим образом:

$$\delta r = \frac{T_s^2 (\delta \alpha - g \cdot \alpha'_0)}{(2\pi)^2} \cdot \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T_s} t \right),$$

где α'_0 – «новое начальное» значение угла отклонения вертикали, вычисленное в момент времени сразу после курсового разворота, но перед прямолинейным равномерным движением.

Найдем соотношение для α'_0 . Скорости изменения ошибок тангажа и крена определяются «угловыми» уравнениями модели ошибок инерциальной навигации [3]. В предположениях, что угол тангажа θ мал и для проекции угловой скорости разворота на вертикальную ось БСК справедливы соотношения $|\omega_Y| \gg |\omega_X|$ и $|\omega_Y| \gg |\omega_Z|$, уравнения эволюции ошибок тангажа $\delta\theta$ и крена $\delta\gamma$ примут вид

$$\delta\dot{\theta} = \omega_Y \cdot \cos \gamma \cdot \delta\gamma; \quad \delta\dot{\gamma} = -\omega_Y \cos \gamma \cdot \delta\theta.$$

Тогда при постоянной скорости поворота, то есть когда $\omega_Y \cdot \cos \gamma = \text{const}$, имеем:

$$\begin{aligned} \delta\theta(t) &= \delta\theta_0 \cos(\omega_Y \cos \gamma \cdot t) + \delta\gamma_0 \sin(\omega_Y \cos \gamma \cdot t); \\ \delta\gamma(t) &= -\delta\theta_0 \sin(\omega_Y \cos \gamma \cdot t) + \delta\gamma_0 \cos(\omega_Y \cos \gamma \cdot t). \end{aligned}$$

Абсолютное значение ошибки отклонения вертикали в течение разворота будет оставаться постоянным и равным

$$|\alpha(t)| = \left| \sqrt{\delta\theta^2(t) + \delta\gamma^2(t)} \right| = \left| \sqrt{\delta\theta_0^2 + \delta\gamma_0^2} \right| = |\alpha_0| = |\alpha'_0|.$$

В то же время, после поворота на 180° имеем $\delta\theta \approx -\delta\theta_0$, $\delta\gamma \approx -\delta\gamma_0$. В этом случае $\alpha'_0 = -\alpha_0$. Тогда соотношение (7) примет вид

$$\delta r = \frac{T_s^2 \cdot \delta \alpha}{2 \cdot \pi^2} \cdot \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T_s} t \right). \quad (8)$$

Таким образом, после курсового разворота углы несоосности АК начнут существенно влиять на координатную ошибку. Максимизировав (8) по t и по значениям несоосностей с учетом соотношения $\delta \alpha = \pm g \cdot \sqrt{aXZ^2 + aZX^2}$, получим соотношение для максимального абсолютного значения несоосностей акселерометров α_{\max} :

$$\alpha_{\max} = \frac{\pi^2 \cdot |\delta r|}{\sqrt{2} \cdot T_s^2 \cdot g}.$$

На основе этого выражения, задавшись некоторым критическим значением δr , можно определить границы диапазона допустимых значений погрешностей.

Для определенности примем, что максимальное допустимое значение горизонтальной координатной ошибки составляет 2 морские мили за 10 минут полета ВЛА, то есть $\delta r \approx 3,8$ км., что соответствует требованиям средне-

точной навигации. В этом случае $\alpha_{\max} \approx 20''$.

Остальные углы несоосностей АК будут оказывать незначительное влияние на ошибки навигации при выполнении курсового разворота [3]. Поэтому величина α_{\max} задает границы диапазона возможных значений всех несоосностей акселерометров.

Определение диапазонов допустимых значений для других погрешностей АК и ГС выполнено аналогичным образом. Учитывая, что степень и характер влияния каждой инструментальной погрешности на точность навигации зависят от совершаемого ВЛА маневра, для каждой погрешности выбран «характерный» для нее маневр, при котором ИП проявляет себя в максимальной степени в течение всего полетного времени. Выбор таких маневров реализован на основании результатов работы [3].

В табл. 1 приведены границы диапазонов возможных значений ИП гироскопов, в табл. 2 – для акселерометров.

Для дрейфа гироскопа (см. табл. 1) результаты были получены для интервала $t = 10$ мин. Данный интервал времени выбран как максимально допустимый, в течение которого могут отсутствовать сигналы от спутников. Параметр γ (см. табл. 1, 2 колонка) представляет собой угол крена, на который повернет ВЛА перед курсовым разворотом. Результаты представлены для $\gamma = 30^\circ$. Величина dV (см. табл. 2, 2 колонка) представляет собой приращение продольной скорости ВЛА при разгоне или торможении. Для расчетов принято значение 200 м/с.

Таблица 1 – Формульные выражения для значений ИП гироскопов

ИП	Маневр	Соотношение
дрейф $\Delta\omega$	Равномерное прямолинейное движение с курсом, совпадающим с начальным	$\Delta\omega(t) = \frac{ \delta r }{\sqrt{2} \cdot R \cdot \left \frac{T_s}{2\pi} \sin \frac{2\pi}{T_s} t - t \right };$ $\Delta\omega_{\max} \approx 1,6 \text{ град./час}$
погрешность МК $\delta k\omega$	Равномерное прямолинейное движение после курсового разворота	$\delta k\omega_{\max} = \frac{\pi^2 \cdot \delta r }{\sqrt{2} \cdot T_s^2 \cdot g \cdot \gamma };$ $\delta k\omega_{\max} \approx 0,02 \%$
несоосность ϖ	Равномерное прямолинейное движение после курсового разворота	$\varpi_{\max} = \frac{\pi^2 \cdot \delta r }{\sqrt{2} \cdot T_s^2 \cdot g};$ $\varpi_{\max} \approx 20''$

Приведенные в табл. 1, 2 соотношения для определения границ диапазонов возможных значений инструментальных погрешностей инерциальных датчиков в зависимости от максимально допустимой координатной ошибки

навигации представляют собой метод формирования требований по точности к инерциальным датчикам навигационных систем.

Таблица 2 – Формульные выражения для значений ИП акселерометров

ИП	Маневр	Соотношение
смещение нуля Δa	Равномерное прямолинейное движение после курсового разворота	$\Delta a_{\max} = \frac{\pi^2 \cdot \delta r }{\sqrt{2} \cdot T_S^2};$ $\Delta a_{\max} \approx 0.001 \text{ м/с}^2$
погрешность МК δka	Равномерное прямолинейное движение после набора продольного ускорения	$\delta ka_{\max} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \delta r }{ dV \cdot T_S};$ $\delta ka_{\max} \approx 2\%$
несоосность α	Равномерное прямолинейное движение после курсового разворота	$\alpha_{\max} = \frac{\pi^2 \cdot \delta r }{\sqrt{2} \cdot T_S^2 \cdot g};$ $\alpha_{\max} \approx 20''$

Выводы. Выполнен аналитический анализ влияния инструментальных погрешностей инерциального блока на ошибку навигации. На основе результатов анализа разработан метод формирования требований по точности к гироскопам и акселерометрам навигационных систем. Полученные результаты можно использовать при проектировании инерциальных и интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем.

Список литературы: 1. Кушельман В.Я. Будущее точной навигации – за интегрированными системами / В.Я.Кушельман, А.А.Фомичев // АвиаСоюз. – 2005, июнь-июль, № 3 (5). – С. 50-53. 2. Степанов О. А. Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации / О.А.Степанов // Гироскопия и навигация. – 2002. – № 1 (36). – С. 23-45. 3. Багмут И.А. Наблюдаемость инструментальных погрешностей инерциального блока в интегрированной навигационной системе / И.А.Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2009. – № 23. – С. 3-14. 4. Багмут И. А. Влияние инструментальных погрешностей чувствительных элементов в бесплатформенной инерциальной навигационной системе на точность определения навигационных параметров / И.А.Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2004. – № 19. – С. 17-22. 5. Инерциальная навигация / Под ред. М.М.Курицки, М.С.Голдстейна. – «ТИИЭР». – 1983. – Т. 71, № 10. – С. 47-74. 6. Багмут И.А. К вопросу о мере наблюдаемости / И.А.Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2009. – № 10. – С. 121-132.

Поступила в редколлегию 10.06.2011