

А. А. Ардашов¹, канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. преподаватель, avgust.ar.@yandex.ru,

В. Н. Арсеньев¹, д-р техн. наук, проф., проф. каф., vladar56@mail.ru,

Д. С. Силантьев², науч. сотр., denissila@mail.ru,

С. Б. Силантьев¹, канд. техн. наук, доц., проф., silantev2008@yandex.ru,

¹ Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург,

² НИИ кораблестроения и вооружения ВМФ ВУНЦ ВМФ "Военно-морская академия",
Санкт-Петербург

Оценивание точности определения параметров движения летательного аппарата с бесплатформенной инерциальной навигационной системой в инерциальном базисе

Представлена методика решения задачи оценивания погрешностей определения линейных и угловых параметров движения летательного аппарата с бесплатформенной инерциальной навигационной системой в инерциальном базисе. На основе разработанной методики получены числовые значения характеристик точности расчета параметров движения летательного аппарата.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, летательный аппарат, ошибки, параметры движения, система координат, точность

Введение

В процессе полета летательного аппарата (ЛА) необходимо определять линейные и угловые параметры его движения в инерциальной (неподвижной в инерциальном пространстве) системе координат (СК). Во многих случаях требуется решать эту задачу автономно, используя инерциальную навигационную систему. Несмотря на известные достоинства инерциальных навигационных систем с гиростабилизированной платформой, их использование во многих случаях невозможно из-за больших массы и габаритных размеров, а также большого энергопотребления. Поэтому в последнее время все большее распространение получают бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС). Исследованию особенностей функционирования подобного рода систем посвящены работы многих авторов, среди которых следует выделить работы В. Н. Бранца, И. П. Шмыглевского, А. А. Красовского, О. Н. Анучина, Г. И. Емельянцева, В. Г. Пешехонова, С. П. Крюкова, Г. И. Чеснокова, В. А. Троицкого, В. А. Погорелова, С. В. Соколова [1–8]. В качестве измерительных устройств в этих системах преимущественно используются три акселерометра и три датчика угловой скорости (ДУС), оси чувствительности которых установлены по осям связанной с корпусом ЛА системы координат. От точности решения задачи навигации зависит точность решения и других задач управления движением ЛА, в частности, задачи наведения. Умение оценивать точность определения как текущих параметров движения центра масс, так и текущих параметров углово-

го положения ЛА бесплатформенной инерциальной системой, умение выявлять конкретные факторы, оказывающие определяющее влияние на эту точность, и формирование практических рекомендаций по уменьшению их негативного влияния позволяют в процессе реализации этих рекомендаций повысить эффективность применения ЛА. Решению вопросов оценивания точности определения навигационных параметров посвящены работы [9–11], в которых модель ошибок БИНС построена для географической (подвижной) СК. Представленные в работе [10] уравнения ошибок БИНС в случае инерциального опорного трехгранника не позволяют оценить точность определения параметров движения ЛА с БИНС в инерциальном базисе. В настоящей статье предлагается методика оценивания ошибок БИНС при определении параметров движения ЛА, полет которого рассматривается в неподвижной в инерциальном пространстве СК.

Постановка задачи

Основными факторами, определяющими ошибки БИНС, использующей в качестве измерительных устройств три акселерометра и три ДУС, являются зоны нечувствительности, погрешности реализации масштабных коэффициентов и неортогональности установки данных устройств на борту ЛА. Для описания движения ЛА и оценивания точности определения параметров его движения БИНС в инерциальном базисе будем рассматривать две системы координат: инерциальную и связанную (рис. 1).

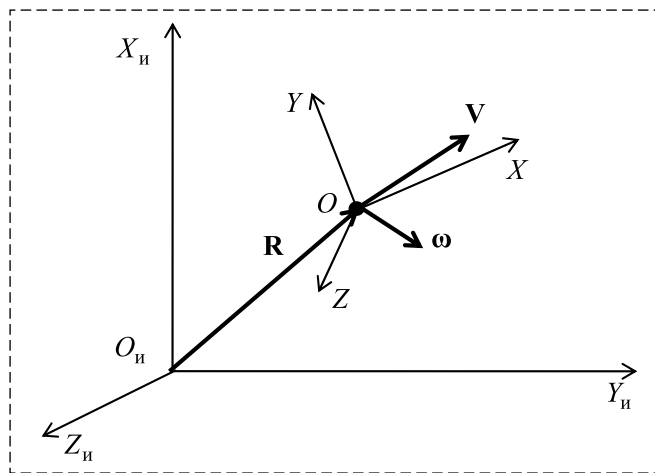


Рис. 1. Инерциальная и связанная СК

Инерциальная система координат (ИСК) — $O_{и}X_{и}Y_{и}Z_{и}$ — неподвижна в инерциальном пространстве. Связанная система координат (ССК) — $OXYZ$ связана с ЛА. Начало O связанной системы координат расположено в центре масс ЛА. Направления осей ССК определяются конструктивными особенностями объекта. Обычно они связаны с некоторыми осями или плоскостями симметрии ЛА. Как правило, ось OX совпадает с продольной осью симметрии ЛА и направлена от хвостовой к носовой части, а оси OY и OZ лежат в плоскости, перпендикулярной оси OX , и составляют с ней правую тройку. Для каждого конкретного ЛА связанная система координат задается в конструкторской документации на него.

Угловое положение ССК относительно ИСК задается тремя углами: углом рыскания ψ , углом тангажа ϑ и углом крена γ .

ЛА движется поступательно со скоростью $\mathbf{V}$ и изменяет свое угловое положение с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}$. Положение ЛА в инерциальном пространстве характеризуется радиус-вектором $\mathbf{R}$.

Для определения параметров движения ЛА используется БИНС, измерительными устройствами которой являются три акселерометра и три ДУС, жестко закрепленные на корпусе ЛА. Акселерометры измеряют составляющие вектора кажущегося ускорения $\dot{\mathbf{W}}$, ДУС — составляющие вектора абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ в ССК. Вектор кажущегося ускорения ЛА с проекциями на оси ИСК $\dot{\mathbf{W}}_{и} = [\dot{W}_{иx}, \dot{W}_{иy}, \dot{W}_{иz}]^T$ определяется в соответствии с выражением

$$\dot{\mathbf{W}}_{и} = \mathbf{A} \cdot \dot{\mathbf{W}}, \quad (1)$$

где $\mathbf{A}$ — матрица перехода от ССК к ИСК;

$\dot{\mathbf{W}} = [\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z]^T$ — вектор кажущегося ускорения ЛА с проекциями на оси ССК.

Матрица $\mathbf{A}$ имеет вид

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta & \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta + \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \vartheta & \cos \gamma \cos \vartheta & -\sin \gamma \cos \vartheta \\ -\cos \vartheta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta + \sin \gamma \cos \psi & \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Матрица $\mathbf{A}$ находится путем решения векторно-матричного дифференциального уравнения [12]

$$\dot{\mathbf{A}} = \mathbf{A}\boldsymbol{\Omega}, \quad (3)$$

где

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Элементами матрицы $\boldsymbol{\Omega}$ служат проекции $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ вектора угловой скорости ЛА $\boldsymbol{\omega}$ на оси ССК. Решение данного уравнения можно представить следующим образом:

$$\mathbf{A}(t) = \mathbf{A}(0) + \int_0^t \mathbf{A}(t)\boldsymbol{\Omega}(t)dt.$$

Истинное значение вектора ускорения с проекциями на оси ИСК $\dot{\mathbf{V}}_{и} = [\dot{V}_{иx}, \dot{V}_{иy}, \dot{V}_{иz}]^T$ определяется путем решения основного уравнения инерциальной навигации

$$\dot{\mathbf{V}}_{и} = \dot{\mathbf{W}}_{и} + \mathbf{g}_{и}(\mathbf{R}_{и}), \quad (5)$$

где $\mathbf{g}_{и}(\mathbf{R}_{и})$ — вектор ускорения свободного падения с проекциями на оси ИСК; $\mathbf{R}_{и}$ — радиус-вектор положения ЛА с проекциями на оси ИСК.

На практике уравнение (5) представляется в виде системы дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{V}}_{и} = \dot{\mathbf{W}}_{и} + \mathbf{g}_{и}(\mathbf{R}_{и}); \\ \dot{\mathbf{R}}_{и} = \mathbf{V}_{и}, \end{cases} \quad (6)$$

интегрирование которой дает искомые параметры движения центра масс ЛА — $\mathbf{R}_{и}$ и $\mathbf{V}_{и}$.

Учитывая особенности съема исходной информации в БИНС и необходимость ее преобразования в соответствии с выражением (1), система (6) может быть записана в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{V}}_{и} = \mathbf{A}\dot{\mathbf{W}} + \mathbf{g}_{и}(\mathbf{R}_{и}); \\ \dot{\mathbf{R}}_{и} = \mathbf{V}_{и}; \\ \dot{\mathbf{A}} = \mathbf{A}\boldsymbol{\Omega}. \end{cases} \quad (7)$$

На рис. 2 приведена структурная схема, поясняющая принцип функционирования описанной выше БИНС.

Необходимо оценить ошибки определения БИНС параметров движения центра масс ($\Delta V_{и}(t)$, $\Delta R_{и}(t)$) и параметров углового движения ($\Delta \psi(t)$, $\Delta \vartheta(t)$, $\Delta \gamma(t)$) ЛА в инерциальной СК.

Для решения поставленной задачи необходимо иметь следующие исходные данные:

$\psi(t_0)$, $\vartheta(t_0)$, $\gamma(t_0)$ — начальные углы рыскания, тангажа и крена соответственно, задающие угловое положение ЛА в ИСК;

$\Delta R_{и}(t_0)$, $\Delta V_{и}(t_0)$ — начальные векторы погрешностей определения в ИСК координат и составляющих вектора скорости ЛА соответственно;

$\Delta \psi(t_0)$, $\Delta \vartheta(t_0)$, $\Delta \gamma(t_0)$ — начальные погрешности определения углов рыскания, тангажа и крена соответственно;

$x_{и}(t)$, $y_{и}(t)$, $z_{и}(t)$ — координаты ЛА в ИСК в зависимости от времени полета;

$\dot{W}(t) = [\dot{W}_x(t), \dot{W}_y(t), \dot{W}_z(t)]^T$ — вектор кажущегося ускорения ЛА с проекциями на оси ССК в зависимости от времени полета;

$\omega(t) = [\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)]^T$ — вектор абсолютной угловой скорости ЛА с проекциями на оси связанной СК в зависимости от времени полета;

$\Delta \dot{W}_0(t) = [\Delta \dot{W}_{x_0}, \Delta \dot{W}_{y_0}, \Delta \dot{W}_{z_0}]^T$ — вектор, определяющий зоны нечувствительности акселерометров, установленных по соответствующим осям ССК;

$\Delta k_W = [\Delta k_{W_x}, \Delta k_{W_y}, \Delta k_{W_z}]^T$ — вектор, определяющий погрешности реализации масштабных коэффициентов акселерометров, установленных по соответствующим осям ССК;

$\Delta \Phi_W = [\Delta \Phi_{W_1}, \Delta \Phi_{W_2}, \Delta \Phi_{W_3}, \Delta \Phi_{W_4}, \Delta \Phi_{W_5}, \Delta \Phi_{W_6}]^T$ — вектор, определяющий коэффициенты неортогональности установки акселерометров по соответствующим осям ССК;

$\Delta \omega_0 = [\Delta \omega_{x_0}, \Delta \omega_{y_0}, \Delta \omega_{z_0}]^T$ — вектор, определяющий зоны нечувствительности ДУС, установленных по соответствующим осям связанной СК;

$\Delta k_{\omega} = [\Delta k_{\omega_x}, \Delta k_{\omega_y}, \Delta k_{\omega_z}]^T$ — вектор, определяющий погрешности реализации масштабных коэффициентов ДУС, установленных по соответствующим осям ССК;

$\Delta \Phi_{\omega} = [\Delta \Phi_{\omega_1}, \Delta \Phi_{\omega_2}, \Delta \Phi_{\omega_3}, \Delta \Phi_{\omega_4}, \Delta \Phi_{\omega_5}, \Delta \Phi_{\omega_6}]^T$ — вектор, определяющий коэффициенты неортого-

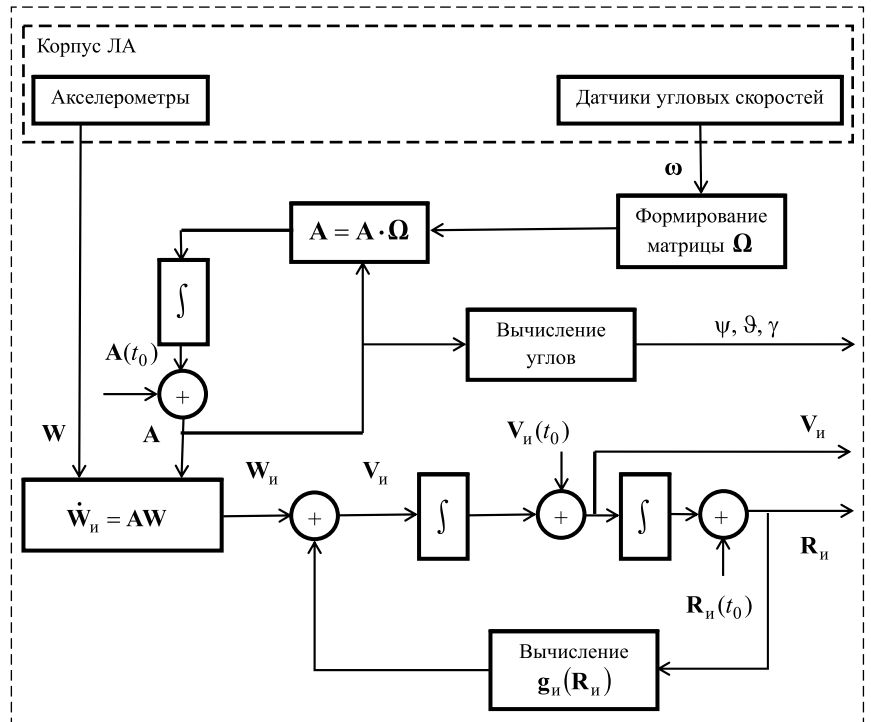


Рис. 2. Структура БИНС

нальности установки ДУС по соответствующим осям ССК;

$b_{00} = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ — константа.

Оценивание точности определения БИНС параметров движения центра масс ЛА в инерциальном базисе

Оценивание точности определения БИНС параметров движения центра масс ЛА (V , R) базируется на разработанной одним из авторов данной статьи модели [13], основой для которой является система (7):

$$\begin{cases} \Delta \dot{V}_{и}(t) = A(t) \Delta \dot{W}(t) + \Delta A(t) \dot{W}(t) + \Delta g_{и}(t); \\ \Delta \dot{R}_{и}(t) = \Delta V_{и}(t); \\ \Delta \dot{A}(t) = A(t) \Delta \Omega(t) + \Delta A(t) \Omega(t); \\ \dot{A}(t) = A(t) \Omega(t). \end{cases} \quad (8)$$

Для нахождения решения системы (8) сначала определяются начальные значения элементов матрицы ошибок перехода от ССК к ИСК в соответствии с выражением

$$\Delta A(t_0) = A'(t_0) - A(t_0),$$

где $A'(t_0)$ — матрица, определяемая в соответствии с выражением (2) при условии, что

$$\begin{aligned} \psi &= \psi(t_0) + \Delta \psi(t_0), \quad \vartheta = \vartheta(t_0) + \Delta \vartheta(t_0), \\ \gamma &= \gamma(t_0) + \Delta \gamma(t_0); \end{aligned}$$

$\mathbf{A}(t_0)$ — матрица, определяемая в соответствии с выражением (2) при условии, что

$$\psi = \psi(t_0), \vartheta = \vartheta(t_0), \gamma = \gamma(t_0).$$

На основании заданных зависимостей определяются на текущий момент времени t_i значения следующих параметров: $x_{\text{и}}(t)$, $y_{\text{и}}(t)$, $z_{\text{и}}(t)$, $\dot{W}_x(t)$, $\dot{W}_y(t)$, $\dot{W}_z(t)$, $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$.

Затем вычисляются значения элементов вектора ошибок измерений акселерометрами проекций вектора кажущегося ускорения ЛА на оси ССК в текущий момент времени:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{W}_x(t) &= \Delta \dot{W}_{x_0} + \Delta k_{W_x} \dot{W}_x(t) + \\ &+ (1 + \Delta k_{W_x}) \Delta \varphi_{W_1} \dot{W}_y(t) - (1 + \Delta k_{W_x}) \Delta \varphi_{W_2} \dot{W}_z(t); \\ \Delta \dot{W}_y(t) &= \Delta \dot{W}_{y_0} + \Delta k_{W_y} \dot{W}_y(t) - \\ &- (1 + \Delta k_{W_y}) \Delta \varphi_{W_3} \dot{W}_x(t) + (1 + \Delta k_{W_y}) \Delta \varphi_{W_4} \dot{W}_z(t); \\ \Delta \dot{W}_z(t) &= \Delta \dot{W}_{z_0} + \Delta k_{W_z} \dot{W}_z(t) + \\ &+ (1 + \Delta k_{W_z}) \Delta \varphi_{W_5} \dot{W}_x(t) - (1 + \Delta k_{W_z}) \Delta \varphi_{W_6} \dot{W}_y(t), \end{aligned}$$

которые являются составляющими вектора $\Delta \dot{\mathbf{W}}(t)$.

Аналогично вычисляются значения элементов вектора ошибок измерений ДУС проекций вектора абсолютной угловой скорости ЛА на оси ССК в текущий момент времени:

$$\begin{aligned} \Delta \omega_x(t) &= \Delta \omega_{x_0} + \Delta k_{\omega_x} \omega_x(t) + (1 + \Delta k_{\omega_x}) \Delta \varphi_{\omega_1} \omega_y(t) - \\ &- (1 + \Delta k_{\omega_x}) \Delta \varphi_{\omega_2} \omega_z(t); \\ \Delta \omega_y(t) &= \Delta \omega_{y_0} + \Delta k_{\omega_y} \omega_y(t) - (1 + \Delta k_{\omega_y}) \Delta \varphi_{\omega_3} \omega_x(t) + \\ &+ (1 + \Delta k_{\omega_y}) \Delta \varphi_{\omega_4} \omega_z(t); \\ \Delta \omega_z(t) &= \Delta \omega_{z_0} + \Delta k_{\omega_z} \omega_z(t) + (1 + \Delta k_{\omega_z}) \Delta \varphi_{\omega_5} \omega_x(t) - \\ &- (1 + \Delta k_{\omega_z}) \Delta \varphi_{\omega_6} \omega_y(t), \end{aligned}$$

которые являются составляющими матрицы $\Delta \mathbf{\Omega}(t)$. После чего рассчитывается модуль радиуса-вектора положения ЛА в ИСК в текущий момент времени t :

$$R_{\text{и}}(t) = \sqrt{x_{\text{и}}^2(t) + y_{\text{и}}^2(t) + z_{\text{и}}^2(t)}.$$

Определяются значения элементов вектора ошибок определения ускорения силы тяготения в проекциях на оси ИСК:

$$\begin{aligned} \Delta g_{\text{и}x}(t) &= \frac{b_{00}}{R_{\text{и}}^3(t)} \left(1 - \frac{3x_{\text{и}}^2(t)}{R_{\text{и}}^2(t)} \right) \Delta x_{\text{и}}(t) - \\ &- \frac{3b_{00}x_{\text{и}}(t)y_{\text{и}}(t)}{R_{\text{и}}^5(t)} \Delta y_{\text{и}}(t) - \frac{3b_{00}x_{\text{и}}(t)z_{\text{и}}(t)}{R_{\text{и}}^5(t)} \Delta z_{\text{и}}(t); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta g_{\text{и}y}(t) &= \frac{b_{00}}{R_{\text{и}}^3(t)} \left(1 - \frac{3y_{\text{и}}^2(t)}{R_{\text{и}}^2(t)} \right) \Delta y_{\text{и}}(t) - \\ &- \frac{3b_{00}y_{\text{и}}(t)x_{\text{и}}(t)}{R_{\text{и}}^5(t)} \Delta x_{\text{и}}(t) - \frac{3b_{00}y_{\text{и}}(t)z_{\text{и}}(t)}{R_{\text{и}}^5(t)} \Delta z_{\text{и}}(t); \\ \Delta g_{\text{и}z}(t) &= \frac{b_{00}}{R_{\text{и}}^3(t)} \left(1 - \frac{3z_{\text{и}}^2(t)}{R_{\text{и}}^2(t)} \right) \Delta z_{\text{и}}(t) - \\ &- \frac{3b_{00}z_{\text{и}}(t)x_{\text{и}}(t)}{R_{\text{и}}^5(t)} \Delta x_{\text{и}}(t) - \frac{3b_{00}z_{\text{и}}(t)y_{\text{и}}(t)}{R_{\text{и}}^5(t)} \Delta y_{\text{и}}(t), \end{aligned}$$

которые являются составляющими вектора $\Delta \mathbf{g}_{\text{и}}$.
Формируется матрица

$$\mathbf{\Omega}(t) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z(t) & \omega_y(t) \\ \omega_z(t) & 0 & -\omega_x(t) \\ -\omega_y(t) & \omega_x(t) & 0 \end{bmatrix}.$$

Таким образом, определены начальные условия и правые части системы (8), интегрирование которой позволяет получить погрешности вычисления истинных значений вектора скорости $\Delta \mathbf{V}_{\text{и}}(t)$ и радиус-вектора положения $\Delta \mathbf{R}_{\text{и}}(t)$ ЛА в ИСК в зависимости от текущего времени полета (t).

Оценивание точности определения БИНС параметров углового положения ЛА в инерциальном базисе

В результате решения системы (8) помимо текущих ошибок определения истинных параметров движения центра масс ЛА в ИСК $\Delta \mathbf{V}_{\text{и}}(t)$, $\Delta \mathbf{R}_{\text{и}}(t)$ мы получаем информацию о параметрах углового положения ЛА. Эта информация содержится в матрицах $\mathbf{A}(t)$ и $\Delta \mathbf{A}(t)$. Однако в отличие от параметров движения центра масс информация об ошибках определения углового положения ЛА относительно инерциальной системы координат в этих матрицах в явном виде не содержится. Поэтому встает задача оценивания точности определения текущих значений углового положения ЛА на основе текущих значений коэффициентов матриц $\mathbf{A}(t)$ и $\Delta \mathbf{A}(t)$.

Для решения данной задачи необходимо из матрицы $\mathbf{A}(t)$ взять текущие значения элементов α_{11} , α_{21} , α_{22} , α_{23} , α_{31} , из матрицы $\Delta \mathbf{A}(t)$ — $\Delta \alpha_{11}$, $\Delta \alpha_{21}$, $\Delta \alpha_{22}$, $\Delta \alpha_{23}$, $\Delta \alpha_{31}$. Используя значения этих элементов, получим значения ошибок определения углов рыскания $\Delta \psi$, тангажа $\Delta \vartheta$ и крена $\Delta \gamma$:

$$\begin{aligned} \Delta \psi &= -\arctg \frac{\alpha_{31} + \Delta \alpha_{31}}{\alpha_{11} + \Delta \alpha_{11}} + \arctg \left(\frac{\alpha_{31}}{\alpha_{11}} \right); \\ \Delta \vartheta &= \arcsin(\alpha_{21} + \Delta \alpha_{21}) - \arcsin(\alpha_{21}); \\ \Delta \gamma &= -\arctg \frac{\alpha_{23} + \Delta \alpha_{23}}{\alpha_{22} + \Delta \alpha_{22}} + \arctg \left(\frac{\alpha_{23}}{\alpha_{22}} \right). \end{aligned} \quad (9)$$

Пример

На основании предложенной методики оцен-
ним ошибки определения в ИСК текущих пара-
метров движения ЛА с БИНС, изменения значе-
ний проекций вектора кажущегося ускорения и
значений проекций вектора абсолютной угловой
скорости которого на оси ССК в зависимости от
времени полета имеют вид, представленный на
рис. 3 и 4 соответственно.

Изменение координат ЛА в инерциальном
пространстве в зависимости от времени полета
представлено на рис. 5 и 6.

Начальные погрешности определения в инер-
циальном пространстве координат, составля-
ющих вектора скорости и углового положения
ЛА равны нулю. Погрешности измерительных
устройств БИНС заданы в таблице.

Для представленных в примере исходных дан-
ных были проведены расчеты изменения ошибок

Погрешности измерительных устройств БИНС

Тип ошибки измерителя	Значение ошибки	
	акселерометра	ДУС
Зона нечувствительности	0,01 м/с ²	1 °/ч
Коэффициент нелинейности	0,01	0,01
Коэффициент неортогональ- ности, '	1	1

определения координат, составляющих вектора
скорости и углового положения ЛА в инерци-
альном пространстве в зависимости от времени
полета путем интегрирования системы (8) и ис-
пользования соотношений (9). Результаты этих
расчетов для соответствующих ошибок пред-
ставлены на рис. 7, 8 и 9.

Результаты расчетов показывают, что графи-
ки изменения ошибок определения координат

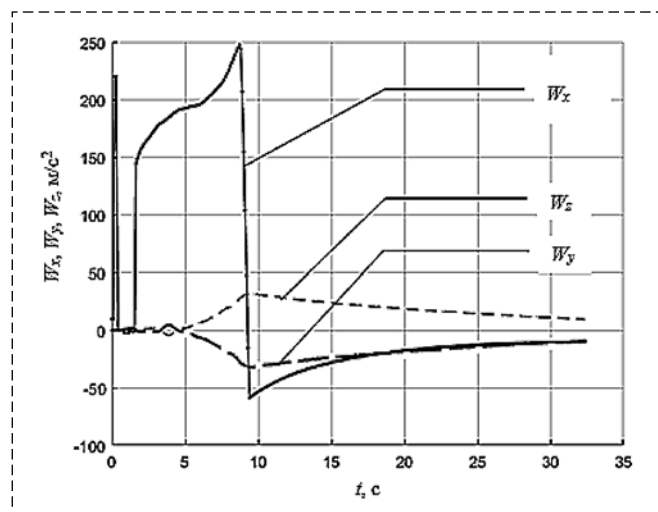


Рис. 3. Изменения значений проекций вектора кажущегося ускорения ЛА на оси ССК

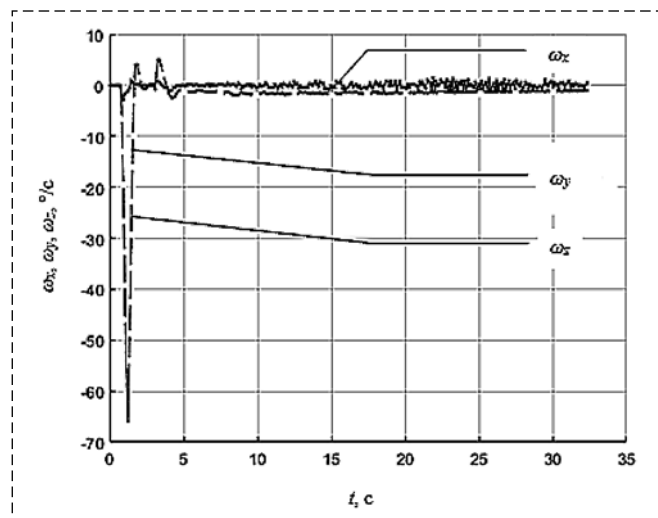


Рис. 4. Изменения значений проекций вектора абсолютной угловой скорости ЛА на оси ССК

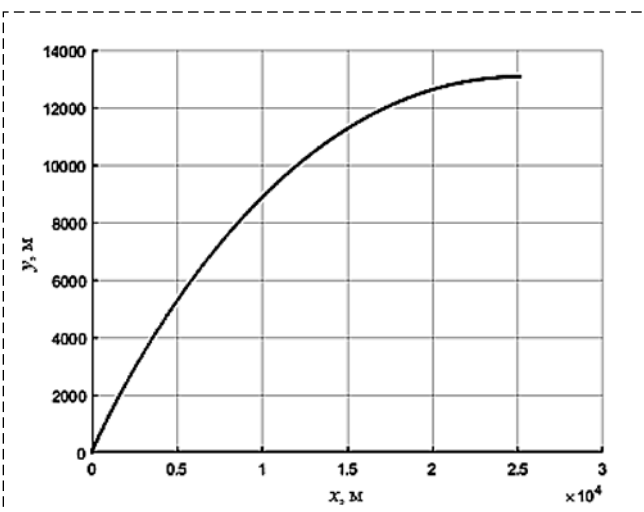


Рис. 5. Траектория полета ЛА в плоскости ХУ ИСК

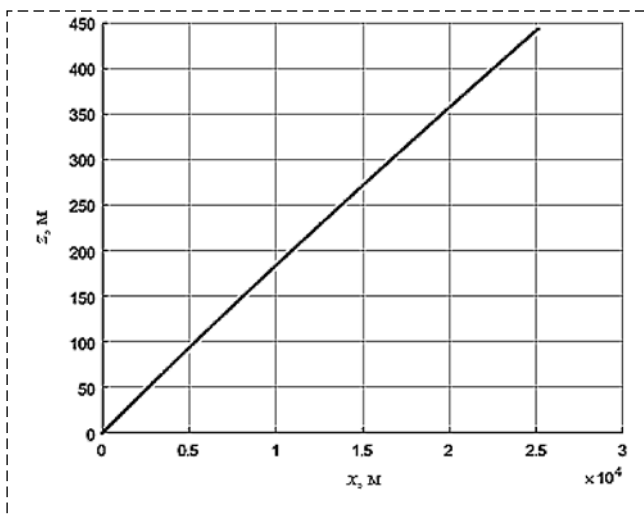


Рис. 6. Траектория полета ЛА в плоскости ХZ ИСК

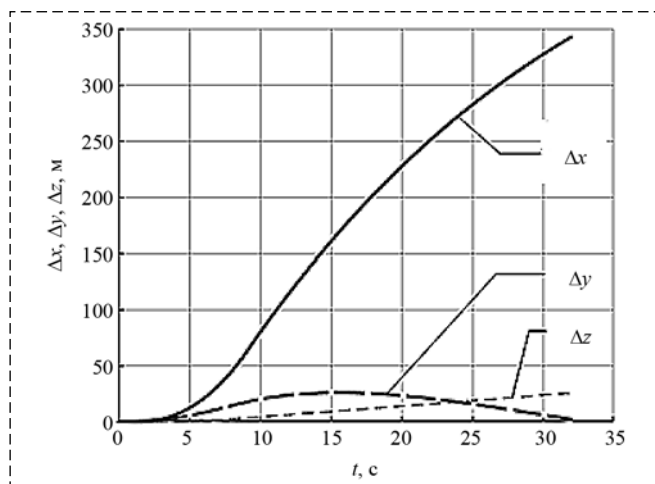


Рис. 7. Изменения ошибок определения координат ЛА в ИСК

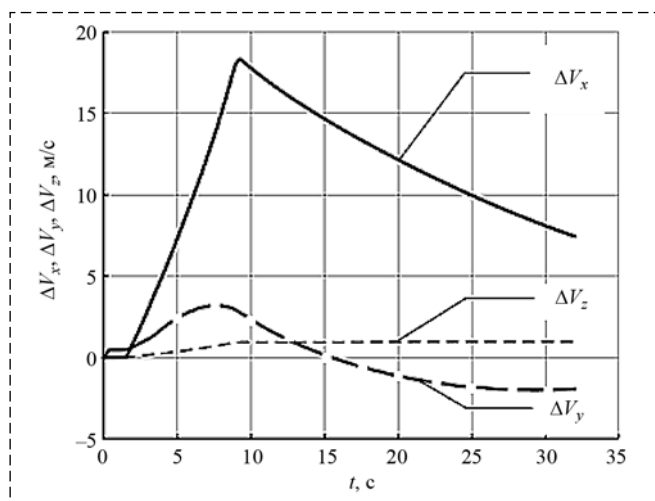


Рис. 8. Изменения ошибок определения составляющих скорости ЛА в ИСК

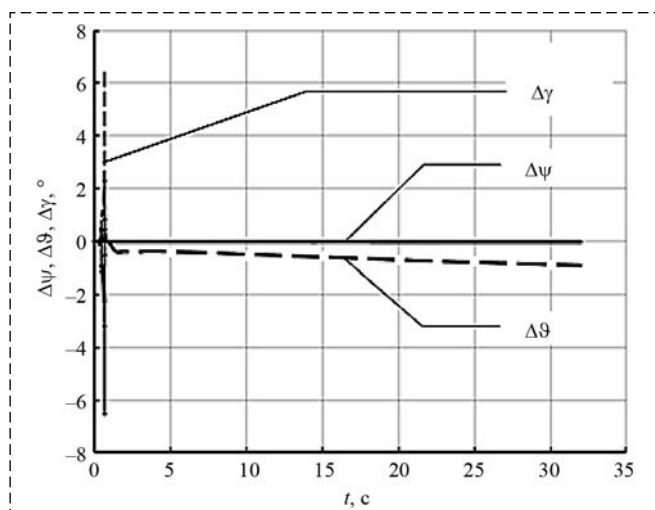


Рис. 9. Изменения ошибок определения углового положения ЛА в ИСК

(рис. 7) и составляющих скорости (рис. 8) ЛА в ИСК коррелируют с графиками изменения значений проекций вектора кажущегося ускорения ЛА на оси ССК (см. рис. 3), а графики изменения

ошибок определения углового положения (рис. 9) ЛА в ИСК — с графиками изменения значений проекций вектора абсолютной угловой скорости ЛА на оси ССК (см. рис. 4). Для рассмотренного случая основная абсолютная ошибка БИНС наблюдается в определении параметров движения центра масс ЛА по оси X ИСК: до 18 м/с по скорости (ΔV_x) (см. рис. 7) и до 350 м по координате (Δx) (см. рис. 8) при дальности полета ЛА 25 км (см. рис. 5). Относительная ошибка по координате X (δx) на момент окончания полета ЛА составила порядка 1,5 %. Относительная ошибка по координате Z (δz) на тот же момент времени при боковом отклонении ЛА на 450 м (см. рис. 6) составила порядка 5 % при абсолютной ошибке в определении бокового положения (Δz) 25 м (см. рис. 8). Это свидетельствует о преобладающем влиянии погрешностей определения параметров бокового движения центра масс ЛА по отношению к погрешностям определения других параметров движения центра масс. Основная ошибка в определении углового положения — ошибка определения угла тангажа ($\Delta \theta$), что связано с разворотом ЛА на всем участке полета по углу тангажа (см. рис. 5). Эта ошибка на момент окончания полета ЛА составила порядка 1° (рис. 9).

Сравнение полученных ошибок определения БИНС параметров движения ЛА с требуемыми позволяет сделать вывод о пригодности или непригодности использования данной БИНС в конкретном случае. Если делается вывод о непригодности БИНС, то принимаются соответствующие решения, которые приводят к изменению исходных данных для решения поставленной задачи. После этого проводится повторная проверка на соответствие заданным точностным характеристикам БИНС по представленной выше методике. Данная методика также может быть использована при оценивании влияния погрешности конкретного измерителя на определение параметров движения ЛА в ИСК.

Заключение

В статье предложена методика, позволяющая оценить точность определения параметров движения ЛА с БИНС в инерциальном базисе. Это дает возможность принять решение об удовлетворении заданным требованиям по точности БИНС с определенными характеристиками измерительных устройств в каждом конкретном случае применения ЛА по назначению. Данная методика также может быть использована при анализе погрешностей БИНС, применяемых на различных типах ЛА, при определении ошибок, оказывающих наиболее существенное влияние на определение параметров движения ЛА, при формировании рекомендаций по уменьшению нега-

тивного влияния этих ошибок и при обосновании требований к бесплатформенным инерциальным системам навигации летательных аппаратов.

Список литературы

1. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
2. Красовский А. А. Развитие теории акселерометрических бесплатформенных инерциальных систем // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1995. № 6. С. 83–91.
3. Анучин О. Н., Емельянец Г. И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. СПб.: Изд. ГНЦ РФ ЦНИИ "Электронприбор", 1999. 356 с.
4. Пешехонов В. Г. Проблемы и перспективы современной гироскопии // Изв. вузов. Приборостроение. 2000. Т. 43, № 1–2. С. 49–55.
5. Крюков С. П., Чесноков Г. И., Троицкий В. А. Опыт разработки и сертификации бесплатформенной инерциальной навигационной системы для гражданской авиации и создания на ее основе модификаций для управления движением морских, наземных и аэрокосмических объектов и задач геодезии и гравиметрии // Гироскопия и навигация. 2002. № 4 (39). С. 115–124.
6. Погорелов В. А. Стохастическая модель корректируемой бесплатформенной навигационной системы // Датчики и системы. 2005. № 12. С. 20–23.

7. Погорелов В. А. Применение матриц направляющих косинусов в задаче синтеза алгоритма навигации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах летательных аппаратов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2005. № 12. С. 35–40.

8. Соколов С. В., Погорелов В. А. Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем / Под ред. В. А. Погорелова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 184 с.

9. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: Изд. ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ Электронприбор", 2009. 280 с.

10. Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем: Часть I: Математические модели инерциальной навигации. М.: МАКС, 2011. 136 с.

11. Доронин Д. В., Донченко А. А., Шевцов С. Н. Функционирование математической модели ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы при одновременной навигации, динамическом построении и обработке данных многоструктурных систем управления в рамках разработки алгоритмов интегрированной системы навигации летательного аппарата с использованием GPS/ГЛОНАСС технологий // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14, № 4 (5). С. 1363–1367.

12. Бурмистров В. В., Вайнтрауб А. И., Лукашевский А. А., Силантьев С. Б., Скрябин С. С., Хорошилов В. А. Системы управления ракет-носителей. Часть I. СПб.: Изд. ВКА имени А. Ф. Можайского, 2014. 143 с.

13. Силантьев Д. С. Модель ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы летательного аппарата // Навигация и гидрография. 2016. № 45/2016. С. 17–23.

Estimation of Accuracy of Definition of Parameters of Movement of the Aircraft with a Strapdown Inertial Navigation System in the Inertial Basis

A. A. Ardashov¹, avgust.ar.@yandex.ru, V. N. Arseniev¹, vladar56@mail.ru,
D. S. Silantyev², denissila@mail.ru, S. B. Silantyev¹, silantev2008@yandex.ru,

¹ Military-space academy of a name of A. F. Mozhaisky, 197198

² Research Institute of shipbuilding and arms of the Navy of VUNTs Navy "Military Sea Academy",
Saint Petersburg, 197101, Russian Federation

Corresponding author: Silantyev Sergei B., Ph. D., Professor,
Military-space academy of a name of A. F. Mozhaisky,
Saint Petersburg, 197198, Russian Federation, e-mail: silantev2008@yandex.ru

Accepted on November 27, 2017

During the flight of the aircraft (AC) in many cases, there is the problem of determining linear and angular parameters of its motion in the inertial (fixed to inertial space) coordinate system. Lately increasingly strapdown inertial navigation system (SINS) based on three accelerometers and three angular velocity sensors of the sensitivity axis with the axes associated with the body of the aircraft coordinate system. Issues of assessment of accuracy of determining navigation parameters AC, these systems cover a lot of work. However, they do not allow to assess the accuracy of the determination of motion parameters of the aircraft with a strapdown inertial navigation system in the inertial basis. This article presents the method of solving the problem of estimation of accuracy of definition of linear and angular motion parameters of the aircraft with a strapdown inertial navigation system in the inertial basis. A block diagram for explaining the principle of operation of the described the SINS. To describe the motion of AC and estimation of accuracy of definition of parameters of its motion, the SINS in the inertial basis is used two coordinate systems: inertial, the associated. As the main factors determining the errors, the SINS, are considered dead zones, errors of implementation and scale factors of reorthogonalize the installation of measuring devices. On the basis of the developed technique obtained numerical values of accuracy of calculation of parameters of motion of the aircraft. The proposed method allows to evaluate the accuracy of the determination of motion parameters of AC with the SINS in the inertial basis. This gives you the opportunity to decide on the satisfaction of specified requirements on the accuracy of sins with certain characteristics of measuring devices in each case, application of the AC to the destination. This technique can also be used in the error analysis of SINS used in the different types of AC, in determining the errors that have the most significant impact on the determination of motion parameters of AC, when forming recommendations on reducing the negative impact of these errors and validating requirements for strapdown inertial navigation systems of aircraft.

Keywords: strapdown inertial navigation system, aircraft, errors, movement parameters, coordinate system, precision

For citation:

Ardashov A. A., Arseniev V. N., Silant'ev D. S., Silant'ev S. B. Estimation of Accuracy of Definition of Parameters of Movement of the Aircraft with a Strapdown Inertial Navigation System in the Inertial Basis, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 3, pp. 209–216.

DOI: 10.17587/mau.19.209-216

References

1. **Branec V. N., Shmyglevskij I. P.** *Vvedenie v teoriju besplatformennyh inercial'nyh navigacionnyh sistem* (Introduction to the theory of strapdown inertial navigation systems), Moscow, Nauka, 1992, 280 p. (in Russian).

2. **Krasovskij A. A.** *Razvitie teorii akselerometricheskikh besplatformennyh inercial'nyh sistem* (The development of the theory of accelerometer strapdown inertial systems), *Izv. RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 1995, no. 6, pp. 83–91 (in Russian).

3. **Anuchin O. N., Emel'jancev G. I.** *Integrirovannye sistemy orientacii i navigacii dlja morskikh podvizhnyh ob#ektov* (The integrated system of orientation and navigation for sea mobile objects), SPb., GNC RF CNII "Jelektropribor", 1999, 356 p. (in Russian).

4. **Peshehonov V. G.** *Problemy i perspektivy sovremennoj giroskopii* (Problems and prospects of modern gyroscopy), *Izv. vuzov. Priborostroenie*, 2000, vol. 43, no. 1–2, pp. 49–55 (in Russian).

5. **Krjukov S. P., Chesnokov G. I., Troickij V. A.** *Opyt razrabotki i sertifikacii besplatformennoj inercial'noj navigacionnoj sistemy dlja grazhdanskoj aviacii i sozdaniya na ee osnove modifikacij dlja upravleniya dvizheniem morskikh, nazemnyh i ajerokosmicheskikh ob#ektov i zadach geodezii i gravimetrii* (Experience developing and certifying a strapdown inertial navigation system for civil aviation and the creation on its basis of modifications to marine traffic control, ground-based and aerospace objects and tasks of geodesy and gravimetry), *Giroskopija i navigacija*, 2002, no. 4 (39), pp. 115–124 (in Russian).

6. **Pogorelov V. A.** *Stohasticheskaja model' korrektriruemoj besplatformennoj navigacionnoj sistemy* (A stochastic model of corrected strapdown navigation system), *Datchiki i Sistemy*, 2005, no. 12, p. 20–23 (in Russian).

7. **Pogorelov V. A.** *Primenenie matric napravljajushhih kosinusov v zadache sinteza algoritma navigacii v besplatformennyh inercial'nyh navigacionnyh sistemah letatel'nyh apparatov* (The application of the matrix guides of the cosines in the problem of synthesis algorithm of navigation in strapdown inertial navigation systems of aircraft), *Mekhatronika. Avtomatizatsiya. Upravlenie*, 2005, no. 12, pp. 35–40 (in Russian).

8. **Sokolov S. V., Pogorelov V. A.** *Osnovy sinteza mnogostruktturnykh besplatformennyh navigacionnyh sistem* (Basis for synthesis of multi-structured strapdown navigation systems), Moscow, Fizmatlit, 2009, 184 p. (in Russian).

9. **Matveev V. V., Raspopov V. Ja.** *Osnovy postroenija besplatformennyh inercial'nyh navigacionnyh sistem* (Fundamentals of strapdown inertial navigation systems), SPb, GNC RF OAO "Koncern "CNII Jelektropribor", 2009, 280 p. (in Russian).

10. **Golovan A. A., Parusnikov N. A.** *Matematicheskie osnovy navigacionnyh sistem: Chast' I: Matematicheskie modeli inercial'noj navigacii* (Mathematical foundations of navigation systems: Part I: Mathematical models of inertial navigation), Moscow, MAKSS, 2011, 136 p. (in Russian).

11. **Doronin D. V., Donchenko A. A., Shevcov S. N.** *Funkcionirovanie matematicheskoi modeli oshibok besplatformennoj inercial'noj navigacionnoj sistemy pri odnovremennoj navigacii, dinamicheskomo postroenii i obrabotki dannykh mnogostruktturnykh sistem upravleniya v ramkah razrabotki algoritmov integrirovannoj sistemy navigacii letatel'nogo apparata s ispol'zovaniem GPS/GLONASS tehnologij* (The functioning of the mathematical error models of strapdown inertial navigation system with simultaneous navigation, dynamic construction and processing of multi-structured data management systems in the framework of the development of algorithms for integrated navigation system of the aircraft using GPS/GLONASS technology), *Izvestija Samarskogo Nauchnogo Centra Rossijskoj Akademii Nauk*, 2012, vol. 14, no. 4 (5), pp. 1363–1367 (in Russian).

12. **Burmistrov V. V., Vajntraub A. I., Lukashevskij A. A., Silant'ev S. B., Skrjabin S. S., Horoshilov V. A.** *Sistemy upravleniya raket-nositelej* (The control system of the rockets), SPb, VKA imeni A. F. Mozhajskogo, 2014, 143 p. (in Russian).

13. **Silant'ev D. S.** *Model' oshibok besplatformennoj inercial'noj navigacionnoj sistemy letatel'nogo apparata* (The error model of strapdown inertial navigation system of the aircraft), *Navigacija i Gidrografija*, 2016, no. 45/2016, pp. 17–23 (in Russian).

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5397, тел./факс: (499) 269-5510

Технический редактор Е. В. Конова. Корректор Е. В. Комиссарова.

Сдано в набор 21.12.2017. Подписано в печать 09.02.2018. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН318. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансд солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.