

Безгироскопная инерциальная навигационная система на основе акселерометров

А.Н. Соловьев

Институт проблем проектирования в микроэлектронике РАН, soloviev.alexander@gmail.com

Аннотация — Рассмотрена методика построения безгироскопной навигационной инерциальной системы (Б-ИНС). В отличие от классических инерциальных систем предлагаемый вариант реализован на основе однотипных инерциальных сенсоров (акселерометров). Данная реализация позволяет достичь требуемых точностных и динамических характеристик без использования дорогостоящих гироскопов за счет соответствующего выбора размерности модели.

Ключевые слова — инерциальные навигационные системы, безгироскопная система, множество акселерометров.

I. ВВЕДЕНИЕ

Инерциальная навигационная система (ИНС), являющаяся ключевым компонентом построения интегрированных навигационных систем (ИНС & ГЛОНАСС/GPS), содержит 2 типа сенсоров: акселерометры и гироскопы. Достаточно привлекательным является реализация ИНС на основе более простого и дешевого типа сенсоров – акселерометров, что позволяет сократить стоимость ИНС и получить дополнительные функциональные возможности. Известно достаточно много подходов построения ИНС на основе «только акселерометров» (безгироскопные ИНС – Б-ИНС). Однако основным недостатком данных решений является то, что погрешности расчета основных навигационных параметров (координат и угловой ориентации) значительно превышают погрешности традиционных ИНС, реализованных с использованием гироскопов. Это в значительной степени ограничивает область применения Б-ИНС в реальных разработках.

Поэтому построение дешевых Б-ИНС, обладающих точностными характеристиками, соизмеримыми с точностными характеристиками традиционных ИНС, является актуальной задачей. В работе предлагаются варианты реализации подобных Б-ИНС.

II. СУЩЕСТВУЮЩИЕ ПОДХОДЫ К РЕАЛИЗАЦИИ БЕЗГИРОСКОПНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ

Концепция построения ИНС на основе только акселерометров (all-accelerometer approach или gyro-free approach) была предложена более 40 лет назад. Все предложенные за это время подходы можно условно разделить на две группы:

а) использование «эффекта Кориолисова ускорения», при котором один или несколько акселерометров вращаются (или вибрируют) по заданной траектории [1–6]. Данные акселерометры фактически эквивалентны гироскопам в классической ИНС.

б) так называемый «прямой подход» определения углового ускорения путем установки двух или более акселерометров в фиксированное положение относительно некоторой подвижной системы координат [7–13].

В обоих подходах акселерометры также измеряют линейные ускорения, что необходимо для получения навигационного решения.

В [1] было впервые предложено полное навигационное решение на основе «только акселерометров». Однако данное решение имеет ограничения на величину угловой скорости и точностные характеристики. В [10] впервые была предложена конфигурация, которая содержит 6 акселерометров и обеспечивает получение полного навигационного решения без каких-либо ограничений на величину угловой скорости. При этом было показано, что 6 – это минимальное число акселерометров, на основе которых может быть построена Б-ИНС, позволяющая получить полное навигационное решение. В настоящее время данная 6-сенсорная модель является основой построения современных Б-ИНС. Однако данный подход обладает серьезным недостатком по сравнению с традиционным вариантом построения ИНС на основе гироскопов: значительно более быстрый рост погрешности определения навигационных параметров в зависимости от времени работы.

Дальнейшее изложение настоящей статьи организовано следующим образом. В разделе III представлено описание инерциальных параметров

объекта и данных, снимаемых с акселерометра, которые являются основой для построения систем на основе акселерометров. В разделе IV проводится сравнительный анализ точностных характеристик классической ИНС и традиционной Б-ИНС, построенной на основе 6-ти акселерометров. В разделе V представлено описание предложенного варианта реализации Б-ИНС (на основе 12-ти акселерометров), проводится оценка его точностных характеристик и сравнительный анализ с традиционной реализацией Б-ИНС (на основе 6-ти акселерометров).

III. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ОБЪЕКТА И ДАННЫЕ, СНИМАЕМЫЕ С АКСЕЛЕРОМЕТРА

Ниже представлены основные параметры акселерометров, заданные в *связанной системе координат* (ССК), т.е. системе, жестко связанной с твердым телом, на котором установлен акселерометр:

а) координаты установки акселерометра:

$$r_{accel} = [r_x, r_y, r_z];$$

б) ориентация чувствительных осей акселерометра:

$\theta_{accel} = [\theta_x, \theta_y, \theta_z]$, где θ_x (θ_y, θ_z) - косинус угла между чувствительной осью акселерометра и осью X (Y, Z) ССК, соответственно.

Движение объекта, с которым жестко связана ССК, относительно некоторой неподвижной системы координат (**НСК**) характеризуется следующими параметрами:

1. *Параметры поступательного движения:*

- A - ускорение ССК относительно НСК, заданное в НСК;

- G - вектор гравитации, заданный в НСК.

2. *Параметры вращательного движения:*

- углы поворота ССК относительно НСК:

$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ (угол поворота вокруг соответствующей оси);

- угловая скорость и ускорение ССК относительно НСК, заданная в ССК:

$W = [W_x, W_y, W_z]^T$ - угловая скорость. Необходимо отметить, что компоненты данного вектора являются производными по времени от углов поворота ССК относительно НСК;

$\dot{W} = [\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z]^T$ - угловое ускорение;

- угловая ориентация ССК относительно НСК:

матрица C_{bN} такая, что если один и тот же вектор имеет координаты в ССК и НСК как r_{iner} и r_{body} , соответственно, то: $r_{iner} = C_{bN} \cdot r_{body}$.

Если обе системы координат являются ортогональными, то матрица C_{bN} также является ортогональной, т.е. $C_{bN}^{-1} = C_{bN}^T$.

Текущие значения элементов матрицы C_{bN} определяются их предшествующими значениями и текущими значениями компонентов вектора угловой скорости W в соответствии со следующими выражениями:

$$\Omega(t_i) = \begin{bmatrix} 0 & -W_z(t_i) & W_y(t_i) \\ W_z(t_i) & 0 & -W_x(t_i) \\ -W_y(t_i) & W_x(t_i) & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_{bN}(t_i) = C_{bN}(t_{i-1}) \cdot e^{\Omega(t_i) \cdot \Delta t_i}, \Delta t_i = t_i - t_{i-1},$$

где $e^{\Omega(t_i) \cdot \Delta t_i}$ - функция матричной экспоненты.

Если для момента t_i заданы значения $A(t_i), W(t_i), \dot{W}(t_i)$, то показания акселерометра могут быть определены как:

$$F_{accel,j}(t_i) = (\theta_{accel,j}, F + W \times W \times r_j + \dot{W} \times r_j), \quad (1)$$

где F - «кажущееся» ускорение объекта в подвижной системе координат:

$$F = [F_x, F_y, F_z] = C_{bN}^T \cdot (A + G),$$

$$G = [0, 0, g], g = 9.8;$$

$r_{accel,j}$ - координаты установки j-ого акселерометра;

\times - векторное произведение.

Выражение (1) может быть также представлено в матричном виде:

$$F_{accel,j} = Q_j \cdot \beta, \quad (2)$$

где

$$\beta = [F_x, F_y, F_z, \dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z, W_x^2,$$

$$W_y^2, W_z^2, W_x \cdot W_y, W_x \cdot W_z, W_y \cdot W_z].$$

При этом матрица Q_j целиком и полностью определяется параметрами установки акселерометров $r_{accel,j}, \theta_{accel,j}$. Очевидно, что значение β (навигационное решение) может быть определено на основе решения системы линейных уравнений:

$$\beta = Q_j^{-1} \cdot F_{accel,j}. \quad (3)$$

IV. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КЛАССИЧЕСКОЙ ИНС И 6-И СЕНСОРНОЙ (ТРАДИЦИОННОЙ) Б-ИНС

Проведем сравнительный анализ точностных характеристик Б-ИНС, реализованной на основе 6-ти акселерометров и классической ИНС, реализованной с использованием гироскопов.

A. Анализ точностных характеристик традиционной ИНС

Как показано в [5], основным источником погрешностей современных ИНС являются: низкочастотный (bias) и высокочастотный (noise)

шумы акселерометров ($b_{accel}, \sigma_{accel}$) и гироскопов (b_{gyro}, σ_{gyro}), соответственно. Поэтому оценка точностных характеристик будет проведена с учетом данных параметров инерциальных сенсоров.

1. Высокочастотный шум сенсора (noise): σ

Высокочастотный шум сенсора имеет характеристики «белого шума» и обычно задается в виде спектральной мощности: $\sigma = \text{deg/sec} \sqrt{\text{Hz}}$. Если показания сенсора интегрируются n раз, то получается n -кратный интеграл «белого шума», для которого сигма (σ_{Σ}) определяется как:

$$\sigma_{\Sigma}^2 = \frac{\sigma^2 \cdot 2^{n-1} \cdot t^{2n-1} \cdot \Delta t}{(2n-1)!}, \quad (4)$$

где t - время интегрирования; Δt - шаг интегрирования.

2. Низкочастотный шум сенсора (bias): b

Низкочастотный шум сенсора имеет характер случайного Марковского процесса (значение в момент t_i сильно коррелировано со значением в момент t_{i-1}). При аналитической оценке погрешностей величину b можно считать детерминированной, а результат ее n -кратного интегрирования оценивать как:

$$\frac{b \cdot t^n}{n!}. \quad (5)$$

С учетом выражений (4) и (5) определение угловой ориентации ССК относительно Земной системы координат (НСК) путем интегрирования показаний гироскопа приводит к появлению следующей погрешности угловой ориентации:

$$\sigma_{\alpha} = \sigma_{bias,\alpha} + \sigma_{noise,\alpha},$$

где

$$\sigma_{bias,\alpha} = b_{gyro} \cdot t, \quad \sigma_{noise,\alpha} = \sigma_{gyro} \cdot \sqrt{t \cdot \Delta t}.$$

Определение линейных ускорений, снимаемых с акселерометров, за счет компенсации вектора гравитации G приводит к появлению погрешности компенсации вектора гравитации:

$$\sigma_G = G \cdot \sigma_{\alpha}.$$

Расчет координат путем двойного интегрирования показаний акселерометров (т.е. трансформации его погрешностей $b_{accel}, \sigma_{accel}$) приводит к следующим оценкам погрешности:

$$\sigma_r(t) = \sigma_{b,r}(t) + \sigma_{noise,r}(t),$$

где:

$$\begin{aligned} \sigma_{b,r} &= \frac{b_{gyro} \cdot G \cdot t^3}{6} + \frac{b_{accel} \cdot t^2}{2}; \\ \sigma_{noise,r}(t) &= \sqrt{\sigma_{1,r}^2 + \sigma_{2,r}^2}, \\ \sigma_{1,r} &= \sigma_{accel} \cdot \sqrt{\frac{t^3 \cdot \Delta t \cdot b_{accel}}{3}}, \\ \sigma_{2,r} &= G \cdot \sigma_{gyro} \cdot \sqrt{\frac{t^5 \cdot \Delta t \cdot b_{gyro}}{30}}. \end{aligned}$$

Таким образом, итоговое выражение для оценки погрешности расчета координат на основе традиционной ИНС имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \sigma_r &= \frac{b_{gyro} \cdot G \cdot t^3}{6} + \frac{b_{accel} \cdot t^2}{2} + \\ &+ \sqrt{\sigma_{accel}^2 \cdot \frac{t^3 \cdot \Delta t}{3} + G^2 \cdot \sigma_{gyro}^2 \cdot \frac{t^5 \cdot \Delta t}{30}}. \quad (6) \end{aligned}$$

В. Анализ точностных характеристик 6-и сенсорной Б-ИНС

С учетом алгоритма расчета навигационных параметров, представленного в [10]:

- определение значений угловой скорости путем интегрирования значений углового ускорения дает следующие погрешности:

$$\sigma_{gyro} = \frac{b_{accel}}{r} \cdot t + \frac{\sigma_{accel}}{r} \cdot \sqrt{t \cdot \Delta t},$$

где r - расстояние от центра ССК до точки установки акселерометров [10];

- определение угловой ориентации путем интегрирования значений угловой скорости приводит к появлению следующей погрешности:

$$\sigma_{\alpha} = \frac{b_{accel}}{2r} \cdot t^2 + \frac{\sigma_{accel}}{r} \cdot \sqrt{\frac{t^3 \cdot \Delta t}{3}}$$

- определение линейных ускорений, снимаемых с акселерометров, за счет компенсации вектора гравитации, приводит к появлению следующей погрешности:

$$\sigma_G = G \cdot \sigma_{\alpha}.$$

С учетом расчета координат путем двойного интегрирования значений линейных ускорений, имеем:

$$\sigma_r(t) = \sigma_{b,r}(t) + \sigma_{noise,r}(t),$$

где

$$\sigma_{b,r} = \frac{b_{accel} \cdot g \cdot t^4}{r \cdot 24} + \frac{b_{accel} \cdot t^2}{2};$$

$$\sigma_{noiser}(t) = \sqrt{\sigma_{1,R}^2 + \sigma_{2,R}^2}, \sigma_{1,R} = \sigma_{accel} \cdot \sqrt{\frac{t^3 \cdot \Delta t}{3}},$$

$$\sigma_{2,r} = g \cdot \frac{\sigma_{accel}}{r} \cdot \sqrt{\frac{t^7 \cdot \Delta t}{630}}.$$

В итоге выражение для оценки погрешности 6-и сенсорной Б-ИНС имеет следующий вид:

$$\sigma_r = b_{accel} \left(\frac{g \cdot t^4}{r \cdot 24} + \frac{t^2}{2} \right) + \sigma_{accel} \sqrt{\frac{t^3 \cdot \Delta t}{3} + \frac{g^2 \cdot t^7 \cdot \Delta t}{r^2 \cdot 630}}. \quad (7)$$

Сравнение полученных выражений (7) с (6) показало, что существующая 6-и сенсорная модель Б-ИНС значительно проигрывает по своим точностным характеристикам традиционной ИНС, поскольку показатели степени времени работы t в (7) выше, чем в (6).

V. РЕАЛИЗАЦИЯ Б-ИНС НА ОСНОВЕ 12-И СЕНСОРНОЙ МОДЕЛИ

В данном разделе представлена реализация Б-ИНС на основе распределенного множества 12-ти акселерометров.

A. Расчет значений угловых скоростей

Ключевым вопросом построения Б-ИНС является определение значений угловых скоростей W_X, W_Y, W_Z , которые в традиционной ИНС определяются на основе гироскопов. Из (2) можно записать:

$$W_X^2 \cdot r = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{7,j}^- \cdot A_j}{\det(Q)}; \quad W_X \cdot W_Y \cdot r = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{10,j}^- \cdot A_j}{\det(Q)};$$

$$W_X \cdot W_Z \cdot r = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{11,j}^- \cdot A_j}{\det(Q)}, \quad (8)$$

где $q_{i,j}^-$ - элементы матрицы Q_j^{-1} (обратной Q_j), $\det(Q_j)$ - детерминант матрицы Q_j .

Тогда с учетом (8) последовательность расчета составляющих угловой скорости (\vec{W}) будет иметь следующий вид:

$$W_X = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{12} q_{7,j}^- \cdot A_j}{r \cdot \det(Q)}};$$

$$W_Y = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{10,j}^- \cdot A_j}{W_X \cdot r \cdot \det(Q)};$$

$$W_Z = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{11,j}^- \cdot A_j}{W_X \cdot r \cdot \det(Q)} \quad (9)$$

Для оценки погрешностей вычисления W_X, W_Y, W_Z на основе (9) выполним дифференцирование правой и левой частей выражения (8):

$$2 \cdot W_X \cdot \Delta W_X \cdot r = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{7,j}^- \cdot \Delta A_j}{\det(Q)},$$

$$\Delta W_X \cdot W_Y \cdot r + W_X \cdot \Delta W_Y \cdot r = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{10,j}^- \cdot \Delta A_j}{\det(Q)} \quad (10)$$

$$\Delta W_X \cdot W_Z \cdot r + W_X \cdot \Delta W_Z \cdot r = \frac{\sum_{j=1}^{12} q_{11,j}^- \cdot \Delta A_j}{\det(Q)}.$$

Преобразуя (10), получим:

$$\Delta W_X = \frac{\sum_{i=1}^{12} q_{7,i}^- \cdot \Delta A_i}{2 \cdot W_X \cdot r \cdot \det(Q)}$$

$$\Delta W_Y = \frac{\sum_{i=1}^{12} (2 \cdot q_{10,i}^- - \frac{W_Y}{W_X} \cdot q_{7,i}^-) \cdot \Delta A_i}{2 \cdot W_X \cdot r \cdot \det(Q)}.$$

$$\Delta W_Z = \frac{\sum_{i=1}^{12} (2 \cdot q_{11,i}^- - \frac{W_Z}{W_X} \cdot q_{7,i}^-) \cdot \Delta A_i}{2 \cdot W_X \cdot r \cdot \det(Q)} \quad (11)$$

Принимая $|W_Y| \leq |W_X|, |W_Z| \leq |W_X|$ (с учетом того, что X – привилегированное направление) для (11), получим итоговое выражение для оценки погрешностей расчета W_X, W_Y, W_Z на основе выражений (8-9):

$$\begin{aligned}\Delta W_X &= \frac{\sum_{i=1}^{12} q_{7,i}^- \cdot \Delta A_i}{2 \cdot W_X \cdot r \cdot \det(Q)} \\ \Delta W_Y &= \frac{\sum_{i=1}^{12} (2 \cdot q_{10,i}^- - q_{7,i}^-) \cdot \Delta A_i}{2 \cdot W_X \cdot r \cdot \det(Q)} \\ \Delta W_Z &= \frac{\sum_{i=1}^{12} (2 \cdot q_{11,i}^- - q_{7,i}^-) \cdot \Delta A_i}{2 \cdot W_X \cdot r \cdot \det(Q)}\end{aligned}\quad (12)$$

В. Вариант реализации Б-ИНС на основе 12-и акселерометров

Как следует из (11, 12), оценка точностных характеристик Б-ИНС в значительной степени зависит от величины $\det(Q_j)$, которая, в свою очередь, определяется выбором координат расположения акселерометров r_{accel} и ориентации его чувствительных осей θ_{accel} .

Ниже в табл. 1 представлены координаты установки акселерометров и ориентации их чувствительных осей для предлагаемого варианта 12-сенсорной модели Б-ИНС.

Таблица 1
Координаты установки акселерометров

	r_{accel}			θ_{accel}		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Асс 1	0	r	0	0	0	1
Асс 2	0	r	0	0	-1	0
Асс 3	r	0	0	0	0	-1
Асс 4	r	0	0	-1	0	0
Асс 5	0	-r	0	-1	0	0
Асс 6	0	-r	0	0	1	0
Асс 7	-r	0	0	0	-1	0
Асс 8	-r	0	0	1	0	0
Асс 9	0	0	-r	1	0	0
Асс 10	0	0	-r	0	0	1
Асс 11	0	0	r	0	1	0
Асс 12	0	0	r	0	0	-1

Достоинством предложенной модели являются:

- симметричность (используются 3 симметричные платы с установленными на них 2-х осевыми акселерометрами). При этом каждая плата может быть изготовлена, протестирована и откалибрована отдельно, что значительно упрощает изготовление данного модуля.
- Конструктивная простота. Данная модель при ее конструктивной реализации значительно проще традиционной 6-и сенсорной модели Б-ИНС.

С. Калибровка Б-ИНС

При изготовлении и сборке Б-ИНС реальное расположение акселерометров и ориентация их чувствительных осей будет отличаться от идеальных значений, представленных в табл.1. Для учета данных значений используется процедура начальной калибровки по своей сути аналогичная процедуре калибровки, представленной ранее в [15] для 6-ти сенсорной Б-ИНС. Суть данной процедуры состоит в последовательном выполнении 2-х этапов:

а) учет реальной ориентации чувствительных осей акселерометров (табл.1) путем последовательной установки каждой из 6-ти граней Б-ИНС на плоскость, ориентированную горизонтально относительно вектора гравитации;

б) учет координат установки акселерометров (табл.1) за счет определения взаимного расположения акселерометров. Для этого Б-ИНС последовательно устанавливается каждой из 6-ти граней на плоскость, ориентированную горизонтально относительно вектора гравитации. Данная плоскость вращается с заданной (эталонной) угловой скоростью.

Значения, снятые с акселерометров при выполнении обоих калибровочных этапов, обрабатываются специальной процедурой калибровки, которая позволяет определить (и учитывать в дальнейшем) значения параметров, представленных в табл.1.

Д. Анализ точностных характеристик предложенной Б-ИНС

Для предложенной выше модели реализации Б-ИНС точностные характеристики определяются погрешностями расчета угловых скоростей на основе распределенного множества акселерометров, т.е. погрешностью реализации так называемых «виртуальных гироскопов». Данная погрешность имеет следующие оценки:

$$\text{gyro bias: } b_{gyro} = \frac{b_{accel}}{2wr},$$

$$\text{gyro noise: } \sigma_{gyro} = \frac{\sigma_{accel}}{2wr},$$

где w - угловая скорость вращения объекта, на которой установлена данная ИНС.

При этом погрешность угловой ориентации будет оцениваться как:

$$\sigma_\alpha = \sigma_{b,\alpha} + \sigma_{noise\alpha},$$

$$\text{где } \sigma_{b,\alpha} = t \cdot b_{gyro_GF} = \frac{t \cdot b_{accel}}{2wr},$$

$$\sigma_{noise\alpha} = \sigma_{gyro_GF} \cdot \sqrt{t \cdot \Delta t} = \frac{\sigma_{accel} \cdot \sqrt{t \cdot \Delta t}}{2wr}.$$

Проводя преобразования, аналогичные разделу IV.B, получим итоговое выражение для оценки

погрешности расчета координат на основе предложенной 12-сенсорной модели Б-ИНС:

$$\sigma_r = b_{accel} \left(\frac{gt^3}{12wr} + \frac{t^2}{2} \right) + \sigma_{accel} \sqrt{\frac{t^3 \cdot \Delta t}{3} + \frac{g^2}{(2wr)^2} \cdot \frac{t^5 \cdot \Delta t}{30}} \quad (13)$$

Сравнение выражений (13) и (6) показывает, что погрешность Б-ИНС сопоставима с погрешностью традиционной ИНС (раздел IV.A).

VI. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная 12-сенсорная Б-ИНС по своим точным характеристикам практически эквивалентна традиционной ИНС. Вместе с тем, реализация данного варианта Б-ИНС, содержащего только акселерометры, является значительно более простой и технологичной при использовании в составе полупроводниковой микросистемы.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Krishnan V. Measurement of Angular Velocity and Linear Acceleration Using Linear Accelerometers // Journal of the Franklin Institute. Oct. 1965. 280:4.
- [2] Merhav S.J. A Nongyroscopic Inertial Measurement Unit // J. Guidance. May-June 1982. Vol. 5. № 3.
- [3] Klass P.J. Inertial Sensor Utilizes Coriolis Effect // Aviation Week and Space Technology. Oct. 10, 1983.
- [4] Norling B. Accelerometers: Current and Emerging Technology // Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Surveying and Remote Sensing, Symposium. Banff, Alberta, Canada. September 10-13, 1990. № 107.
- [5] Merhav S. Aerospace Sensor Systems and Applications // Springer-Verlag. New York, 1996. (Chap. 6, Coriolis Angular Rate Sensors).
- [6] Sun G. and Gu Q. Accelerometer Based North Finding System // IEEE Position, Location, and Navigation Symposium (PLANS). March 2000.
- [7] Schuler A.R. Grammatikos A. and Fegley K.A. Measuring Rotational Motion with Linear Accelerometers // IEE Trans. On Aerospace and Electronic Systems. May 1967. Vol. AES-3. № 3.
- [8] Padgaonkar A.J., Krieger K.W. and King A.I. Measurement of Angular Acceleration of a Rigid Body Using Linear Accelerometers // Journal of Applied Mechanics. September 1975.
- [9] Monaco S.J., Audley D.R. and Okubo S. Schuler Tuned Vertical Indicating System // Journal of Guidance and Control. November – December 1978. Vol. 1. № 6.
- [10] Soloviev A.N., Mostov K.S. and Koo T.J. Initial Attitude Determination and Correction of Gyro-Free INS Angular Orientation Parameters // IEEE Intelligent Transportation System Conference Proceedings. November 1997.
- [11] Mostov K.S. Design of Accelerometer-Based-Gyro-FREE Navigation Systems. Ph.D. Dissertation. University of California, Berkeley. 2000.
- [12] Soloviev A., Graas Frank v. Review of Potential Applications of Low-Cost GPS/INS for General Aviation // ION GPS 2002.
- [13] Hung Chao-Yu and Lee Sou-Chen A Calibration Method for Six-Accelerometer INS // International Journal of Control, Automation, and Systems. October 2006. Vol. 4. № 5, pp. 615-623.