

**Оценка и выбор параметров инерциальной навигационной
системы для работы в составе многоантенной системы**

А.Н. Соловьев¹, Д.В. Калеев²

¹*Институт проблем проектирования в микроэлектронике РАН (г. Москва)*

²*Национальный исследовательский университет «МИЭТ»*

**Estimation and Selection of
Inertial Navigation System Parameters
for Complex Multi-Antenna Systems**

A.N. Soloviev¹, D.V. Kaleev²

¹*Institute of Design Problems in Microelectronics of the Russian
Academy of Sciences, Moscow*

²*National Research University of Electronic Technology*

Решена проблема долговременного «холодного старта» многоантенной системы после кратковременной потери сигналов глобальных навигационных спутниковых систем за счет добавления инерциальной навигационной системы (ИНС). На ее основе получена оценка погрешности расчета базового вектора при потере сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Предложена методика выбора параметров инерциальных микроэлектромеханических сенсоров, используемых в ИНС и обеспечивающих определение базового вектора с погрешностью, которая не превышает заданный порог. Методика позволяет упростить выбор ИНС при ее включении в систему управления.

Ключевые слова: многоантенные спутниковые системы; инерциальные навигационные системы.

The long-term cold start issue after short losing of the GNSS signals in multi-antenna systems has been solved by adding the inertial navigation system (INS). The basic vector calculation error estimation based on INS has been obtained. The methods of choosing the parameters of INS MEMS, providing the basic vector determination with not exceeding the estimated error, have been presented.

Keywords: multi-antenna satellite systems; inertial navigation system.

Многоантенные системы [1], реализованные на базе нескольких приемников глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), благодаря высокой точности определения относительных координат (сантиметровая и миллиметровая погрешности) и относительно невысокой стоимости получили широкое применение в различных отраслях промышленности и в военной технике. Низкая стоимость систем обусловлена их реализацией на основе дешевых одночастотных приемников ГНСС (GPS/GLONASS). Основным недостатком систем – достаточно большое время «холодного старта» вследствие поиска «плавающего» решения (как правило, с дециметровой точностью) и последующего разрешения фазовых неопределенностей. При этом суммарное время «холодного старта» может занимать порядка 3–5 мин. При пропадании сигналов от спутников ГНСС режим «холодного старта» необходимо запускать повторно, что для многих практических приложений неприемлемо. Для устранения данного недостатка в состав многоантенной системы дополнительно вводится инерциальная навигационная система (ИНС), реализованная на основе микроэлектромеханических акселерометров и гироскопов, которая при пропадании сигнала от спутников ГНСС продолжает рассчитывать текущее значение координат приемника. Это позволяет при восстановлении сигналов от ГНСС спутников обойти «холодный старт» путем «прямого» определения значений неопределенности на основе значений базового вектора $\mathbf{b}$ (расстояния между фазовыми центрами приемников ГНСС). При этом погрешность $\Delta \mathbf{b}$ не должна превышать величину, допустимую для прямого вычисления значений фазовых неопределенностей.

Настоящая статья посвящена вопросам оценки величины допустимой погрешности $\Delta \mathbf{b}$ и выбору характеристик ИНС, обеспечивающих выполнение данного требования.

Структура многоантенной системы.

Структура многоантенной системы (МАГНСС), реализованной на основе двух приемников ГНСС, представлена на рис.1.

Решением многоантенной системы являются координаты вектора базы $\mathbf{b} = [b_x, b_y, b_z]^T$, соединяющего фазовые центры антенн приемников k и m многоантенной системы, полученные путем разрешения фазовых неоднозначностей [2]. Значение $\mathbf{b}$ определяется на основе базового выражения:

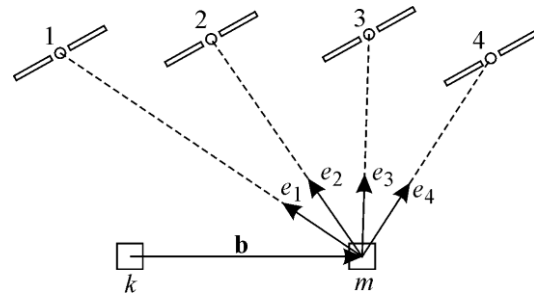


Рис.1. Структура двухантенной навигационной системы: 1–4 – номера спутников

$$\begin{bmatrix} \mathbf{DD}_{1,2} \\ \mathbf{DD}_{1,3} \\ \dots \\ \mathbf{DD}_{1,n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_{1,2x} & e_{1,2y} & e_{1,2z} \\ e_{1,3x} & e_{1,3y} & e_{1,3z} \\ \dots & \dots & \dots \\ e_{1,nx} & e_{1,ny} & e_{1,nz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{N}_{1,2} \\ \mathbf{N}_{1,3} \\ \dots \\ \mathbf{N}_{1,n} \end{bmatrix} \lambda, \quad (1)$$

где $\mathbf{DD}_{1,2}$ – вектор двойных фазовых разностей (индекс «1,2» означает пару спутников с номерами 1 и 2); $\mathbf{N} = [\mathbf{N}_{1,2}, \mathbf{N}_{1,3}, \dots, \mathbf{N}_{1,n}]^T$ – вектор фазовых неоднозначностей для n пар спутников, где индекс «1,2» обозначает пару «спутник 1 – спутник 2»; λ – длина волны

несущей ГНСС-сигнала (равна 19,5 см); $e_{1,nx}, e_{1,ny}, e_{1,nz}$ – разница единичных векторов для пары спутников с номерами 1 и n . Обозначив матрицу разности единичных векторов как H , запишем выражение (1) в матричном виде:

$$DD = Hb + N\lambda. \quad (2)$$

В работе многоантенной системы выделяют три основных этапа [2]:

- поиск плавающего решения: частичное разрешение N , при котором относительные координаты вектора $\mathbf{b}$ из (2) определяются с дециметровой погрешностью. При этом рассчитанные значения N являются дробными;
- поиск фиксированного решения на основе плавающего решения: полное разрешение N – нахождение их целочисленных значений;
- определение вектора $\mathbf{b}$ с сантиметровой и миллиметровой точностью на основе найденных целочисленных значений N из (2): поддержка фиксированного решения.

В процессе работы системы возможны потери сигналов от спутников в связи с возникновением преград на пути распространения сигналов. При этом процесс определения вектора $\mathbf{b}$ не может быть продолжен, поскольку невозможно вычисление текущих значений DD , а при появлении сигналов системе необходимы 3–5 мин на нахождение фиксированного значения N . Проблема может быть решена за счет добавления ИНС, в состав которой входят MEMS-акселерометры и гироскопы [3]. Данная ИНС предназначена для временной «поддержки» процесса определения $\mathbf{b}$ во время отсутствия сигналов ГНСС.

Оценка допустимой погрешности. Основной задачей ИНС, входящей в состав комплексной системы, является определение вектора $\mathbf{b}$ во время отсутствия сигналов спутников ГНСС. При этом параметры используемой ИНС должны обеспечивать определение вектора $\mathbf{b}$ с погрешностью, допустимой для определения значений N на основе выражения (2). Функциональная схема комплексной системы представлена на рис.2.

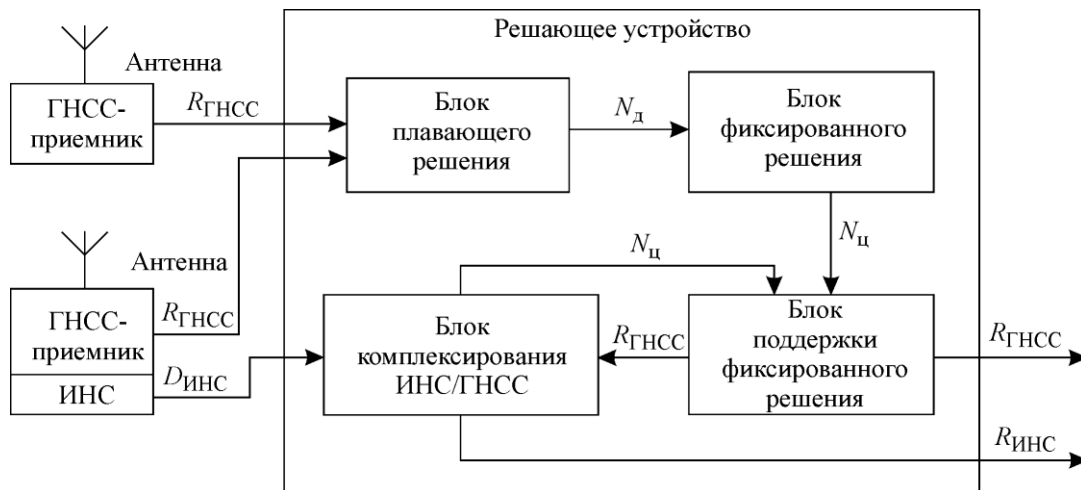


Рис.2. Функциональная схема комплексной системы

Система состоит из двух ГНСС-приемников и ИНС, данные с которых обрабатываются в решающем устройстве; $R_{ГНСС}, D_{ИНС}$ – данные, поступающие от приемников и ИНС; $N_д, N_ц$ – дробные и целочисленные значения N ; $R_{ГНСС}, R_{ИНС}$ – выходные значения

координат вектора базы, определенные МАГНСС и ИНС соответственно. При наличии сигналов от ГНСС происходит калибровка параметров ИНС путем сравнения $R_{\text{ГНСС}}$ с $R_{\text{ИНС}}$.

Проведем оценку допустимой величины погрешности определения вектора $\mathbf{b}$. В момент появления сигналов спутников значение вектора базы, определяемое на основе ИНС, можно определить как

$$\mathbf{b} = \hat{\mathbf{b}} + \Delta\mathbf{b}, \quad (3)$$

где $\hat{\mathbf{b}}$ – идеальное значение вектора базы; $\Delta\mathbf{b}$ – ошибка, которую вносит ИНС. При этом выражение для N имеет вид

$$N = \hat{N} + \Delta N, \quad (4)$$

где $\hat{N}$ – целочисленное значение N ; ΔN – погрешность, вносимая в вектор N погрешностью $\Delta\mathbf{b}$.

На основе формул (2)–(4) имеем

$$\hat{N} + \Delta N = \frac{DD - H(\hat{\mathbf{b}} + \Delta\mathbf{b})}{\lambda}. \quad (5)$$

С учетом того, что условием для «прямого» разрешения N является $|\Delta N| < 0,5$, а также $\hat{N} = \frac{DD - H\hat{\mathbf{b}}}{\lambda}$, имеем

$$\left| \frac{-H\Delta\mathbf{b}}{\lambda} \right| < 0,5. \quad (6)$$

Подставляя значения векторов $\mathbf{e}_{1,i}$ в (6), получаем:

$$\begin{cases} |\mathbf{e}_{1,2} \times \Delta\mathbf{b}| < 0,5\lambda, \\ |\mathbf{e}_{1,3} \times \Delta\mathbf{b}| < 0,5\lambda, \\ \dots \\ |\mathbf{e}_{1,n} \times \Delta\mathbf{b}| < 0,5\lambda. \end{cases} \quad (7)$$

Выражение (7) представим в виде

$$\begin{cases} |\Delta\mathbf{b}| < \frac{0,5\lambda}{|\mathbf{e}_{1,2}| \cdot |\cos \angle(\mathbf{e}_{1,2}, \Delta\mathbf{b})|}, \\ |\Delta\mathbf{b}| < \frac{0,5\lambda}{|\mathbf{e}_{1,3}| \cdot |\cos \angle(\mathbf{e}_{1,3}, \Delta\mathbf{b})|}, \\ \dots \\ |\Delta\mathbf{b}| < \frac{0,5\lambda}{|\mathbf{e}_{1,n}| \cdot |\cos \angle(\mathbf{e}_{1,n}, \Delta\mathbf{b})|}. \end{cases} \quad (8)$$

Необходимо оценить максимально допустимое значение $|\Delta \mathbf{b}|(|b_{\max}|)$, которое предъявляет наиболее жесткие требования к точностным параметрам ИНС. С учетом $\max(|\cos \angle(\mathbf{e}_{1,i}, \Delta \mathbf{b})|) = 1$ и $|e_{\max}| = \max\{|e_{1,i}|\}$ система (8) примет вид

$$|\Delta b_{\max}| < \frac{0,5\lambda}{|e_{\max}|}. \quad (9)$$

Возможны два варианта оценки $|e_{\max}|$: аналитический и на основе численного моделирования.

Рассмотрим первый вариант (аналитический). С учетом того, что угол вознесения спутников маскируется приемником и его минимальное значение составляет 20° [4], а угол вознесения самого высокого спутника $70-110^\circ$, то максимальное значение угла между самым высоким спутником и оставшимися спутниками $\leq 90^\circ$. Тогда максимальное значение модуля разницы единичных векторов будет определяться как

$$|e_{\max}| \leq \sqrt{2}. \quad (10)$$

С учетом (9) и (10) имеем

$$|\Delta b_{\max}| < 6,72 \text{ см.} \quad (11)$$

Второй вариант (на основе численного моделирования) включает:

- 1) задание случайным образом единичных векторов $\mathbf{e}_i$;
- 2) исключение векторов, угол вознесения которых меньше 20° , выбор опорного спутника с наибольшим углом вознесения;
- 3) оценка значения $|e_{\max}|$.

Результаты численного моделирования следующие:

Количество наблюдений	$ e_{\max} $
1 000	1,1692
10 000	1,1662
100 000	1,1490
1 000 000	1,1480

Согласно результатам моделирования, имеем $|e_{\max}| = 1,17$. Тогда оценка, полученная на основе численного моделирования:

$$|\Delta b_{\max}| < 8,13 \text{ см.}$$

Необходимо отметить, что аналитическая оценка является предварительной (оценочной), в то время как оценка на основе численного моделирования более точная. Поэтому окончательно имеем $|\Delta b_{\max}| < 8,13 \text{ см.}$

Определение параметров ИНС в зависимости от времени отсутствия сигналов спутников. Полученная оценка $|\Delta b_{\max}|$ определяет требования к точностным параметрам ИНС следующим образом:

$$\delta r(t) < |\Delta b_{\max}|,$$

где $\delta r(t)$ – суммарная погрешность ИНС, зависящая от времени отсутствия сигнала спутника t и от параметров ИНС. С учетом [5] имеем

$$\delta r(t) = \frac{\beta_r G t^3}{6} + \frac{\beta_a t^2}{2} + \sqrt{\sigma_a^2 \frac{t^3 \Delta t}{3} + G^2 \sigma_r^2 \frac{t^5 \Delta t}{30}},$$

где β_r и β_a – оценки низкочастотных шумов гироскопа и акселерометра соответственно; G – ускорение свободного падения; σ_r и σ_a – оценки высокочастотных шумов гироскопа и акселерометра соответственно; Δt – временной дискрет интегрирования (составляющий, как правило, 10 мс [3]).

В соответствии с [5] наибольший вклад в погрешность ИНС вносит низкочастотный шум сенсоров, поэтому выражение для начальной оценки требований к выбору сенсоров примет вид

$$\delta r(t) = \frac{\beta_r G t^3}{6} + \frac{\beta_a t^2}{2}.$$

Последовательность выбора параметров акселерометров и гироскопов в зависимости от заданного значения t представлена на рис.3.

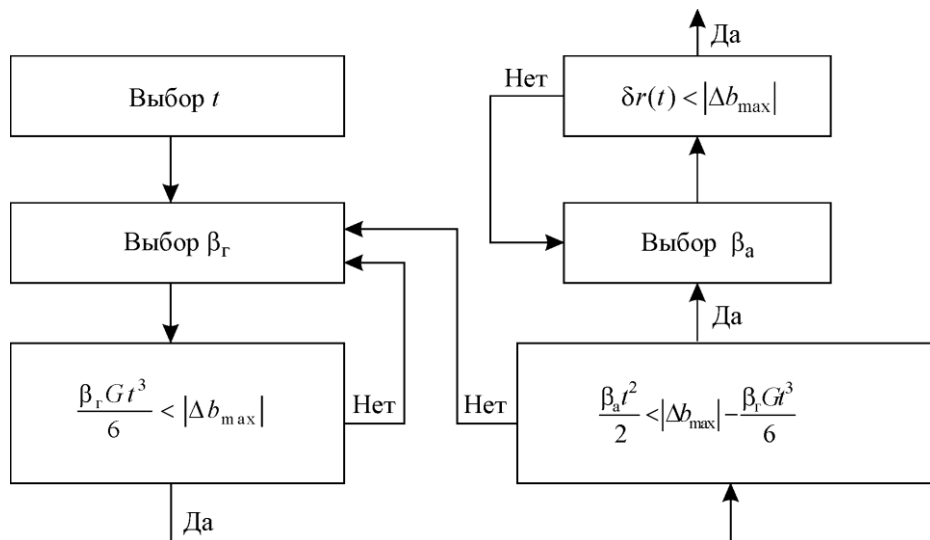


Рис.3. Последовательность выбора параметров акселерометров и гироскопов в зависимости от времени отсутствия сигналов ГНСС

В качестве примера рассмотрим конкретный случай выбора гироскопов и акселерометров ИНС для $t = 3$ с. При этом для ИНС ADIS16488 [6] низкочастотный шум гироскопа $\beta_r = 6,25$ град/ч, тогда

$$\frac{\beta_r G t^3}{6} = 7,656 \text{ см} < |\Delta b_{\max}| \text{ при } \beta_a = 0,1 \cdot 10^{-3} g :$$

$$\frac{\beta_a t^2}{2} = 0,045 \text{ см} < |\Delta b_{\max}|.$$

В результате $\delta r(3) = 7,701 \text{ см} < |\Delta b_{\max}|$. Таким образом, подобранные параметры ИНС удовлетворяют заданным требованиям.

В общем случае по точностным и ценовым характеристикам ИНС традиционно делятся на несколько классов: навигационный, тактический, индустриальный и пользовательский [7]. Выбор класса ИНС в зависимости от значения t представлен в таблице.

Выбор класса ИНС в зависимости времени отсутствия сигналов ГНСС

Характеристики ИНС	Класс ИНС			
	навигационный (Honeywell HG9848) $t > 13$ с	тактический (Honeywell HG1900) $t = 3 - 13$ с	индустриальный (ADIS16488) $t = 2 - 3$ с	пользовательский (ADIS16364) $t < 2$ с
Стоимость, тыс. у.е.	> 50	10–20	1–2	< 1
Вес, кг	> 5	≈ 1	< 0,5	< 0,25
β_r , град/ч	< 0,1	0,1–10	10–25	> 25
β_a , g	$5-10 \cdot 10^{-6}$	$0,02-0,04 \cdot 10^{-3}$	$< 0,1 \cdot 10^{-3}$	$> 0,1 \cdot 10^{-3}$

Предложена методика выбора параметров инерциальных сенсоров, используемых в ИНС и обеспечивающих определение базового вектора с погрешностью, не превышающей заданный порог, а также прямое определение фазовых неоднозначностей при восстановлении сигналов от ГНСС. Методика позволяет упростить выбор ИНС при ее включении в систему управления.

Литература

1. Алексеев В.Е., Савченко Ю.В., Соловьев А.Н. Алгоритм поиска «плавающего» решения для многоантенной системы на основе спутниковых сигналов GPS // Изв. вузов. Электроника. – 2009. – № 1 (75). – С. 72–78.
2. Соловьев А.Н., Алексеев В.Е. Определение вектора многоантенной GPS-системы на основе процедуры разрешения фазовых неоднозначностей // Изв. вузов. Электроника. – 2011. – № 5 (91). – С. 75–82.
3. Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown inertial navigation technology: 2-nd. – Reston, 2004.
4. Heseltun R.R. Elevation effects on GPS positional accuracy. – Virginia, 1998.
5. Соловьев А.Н. Безгироскопная инерциальная навигационная система на основе акселерометров. – М., 2012.
6. Analog devices. – URL: http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADIS16488.pdf.
7. Chao H., Coopmans C., Di L., Chen Y. A comparative evaluation of low-cost IMUs for unmanned autonomous systems. – Salt Lake City, 2010.

Статья поступила
27 февраля 2014 г.

Соловьев Александр Николаевич – доктор технических наук, главный научный сотрудник Института проблем проектирования в микроэлектронике РАН (г. Москва). *Область научных интересов:* спутниковая навигация GPS/GLONASS, многоантенные навигационные системы.

Калеев Дмитрий Вячеславович – аспирант кафедры вычислительной техники МИЭТ. *Область научных интересов:* спутниковая навигация GPS/GLONASS, инерциальные навигационные системы. **E-mail:** aod.dania@gmail.com