

## АЛГОРИТМЫ И КОНФИГУРАЦИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ НА МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ

М.А. Ибрахим

ibrakhimm@student.bmstu.ru

В.В. Лукьянов

vdmlknv@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Инерциальные системы ориентации, стабилизации и навигации подвижных объектов имеют ряд уникальных качеств, главные из которых — автономность и помехозащищенность. В настоящее время широкое распространение получили бесплатформенные инерциальные системы ориентации на компактных микромеханических чувствительных элементах. Главным недостатком систем ориентации, выполненных на микромеханических чувствительных элементах, является быстрое накопление погрешностей с течением времени. Основными источниками погрешностей бесплатформенных инерциальных систем ориентации являются ошибки датчиков угловой скорости и акселерометров. Необходимая точность при реализации систем ориентации подвижных объектов в настоящее время обеспечивается совместной обработкой сигналов от магнитометров и спутниковых радионавигационных систем — GPS (NAVSTAR) и/или ГЛОНАСС. Разработан нетрадиционный подход к интеграции двух систем — бесплатформенных инерциальных систем ориентации и спутниковых радионавигационных систем, предполагающий использование для оценивания и компенсации погрешностей определения углов ориентации, определенных кинематическим каналом, разности ускорений, вычисленной по показаниям спутниковых радионавигационных систем, и ускорений, вычисленных акселерометрами и приведенными в географическую систему координат. Благодаря тому, что данный подход не использует интегрирование показаний акселерометров, на начальном этапе погрешности углов

### Ключевые слова

*Навигация, ориентация, бесплатформенные инерциальные системы ориентации, микромеханические чувствительные элементы, магнитометр, спутниковые радионавигационные системы, фильтр Калмана*

ориентации не накапливаются со временем. Результаты компьютерного моделирования разработанных алгоритмов показали, что достижимая точность определения углов ориентации существенно выше, чем при использовании традиционных методов

Поступила 05.11.2019

Принята 05.02.2020

© Автор(ы), 2020

---

**Введение.** Для оценивания и компенсации погрешностей углового положения систем ориентации и навигации используется разность измерений приемников спутниковых радионавигационных систем (СРНС) и инерциальных датчиков, приведенных в географическую систему координат (ГСК).

В дифференциальном режиме СРНС позволяют определять текущие координаты подвижных объектов (ПО) с погрешностью порядка нескольких сантиметров. Однако для этого необходимо иметь возможность пользоваться сигналами стационарных станций наземного сегмента СРНС, что далеко не всегда возможно. В обычном режиме погрешность координат приемников СРНС составляет от 3 до 30 м и более в зависимости от динамики движения, соблюдения условия прямой видимости, числа видимых спутников и их положения относительно плоскости горизонта. Эти погрешности имеют характер изменения, близкий к «белому» шуму, и затрудняют реализацию системы управления движением без использования дополнительной информации [1, 2]. К достоинствам данных систем следует отнести малые габаритные размеры и стоимость приемников СРНС. Недостатком глобальных систем позиционирования является ненадежность их работы при неблагоприятных условиях прохождения спутникового сигнала (лесистая и горная местность, высотные застройки и т. д.). Известные способы борьбы с этим недостатком (прием спутниковых сигналов на двух частотах, комплексирование GPS и ГЛОНАСС) частично снимают проблемы обеспечения надежности и непрерывности выработки навигационной информации на борту подвижного объекта.

Главным недостатком инерциальных систем ориентации, в частности, бесплатформенных систем на микромеханических чувствительных элементах (МЭМС), является быстрое накопление погрешностей [3–6]. В связи с этим актуальна задача построения и исследования систем ориентации с различной степенью интеграции базовой бортовой информационной системы на основе инерциальной системы ориентации с другими информационными средствами: СРНС, магнитометрами и т. п. [7, 8]. Основными источниками погрешностей являются ошибки датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров. Необходимая точность при этом обеспечивается

применением сигналов от СРНС — GPS (NAVSTAR) и/или ГЛОНАСС и магнитометров. Традиционно задача ориентации решается как вторичная задача бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и включает в себя интегрирование показаний акселерометров и ДУС. В настоящей работе рассматривается альтернативный подход, предполагающий интегрирование показаний только ДУС и обеспечивающий существенное повышение точности системы, что подтверждается данными компьютерного моделирования.

В качестве примера интегрированной инерциально-спутниковой системы ориентации на датчиках МЭМС можно привести Comnav II [9], погрешности определения углов ориентации которой в режиме интегрирования с СРНС в условиях высокой динамики находятся на уровне одного градуса. Традиционный подход определения углов ориентации в БИНС предполагает использование в качестве измерений разности скоростей, измеренных СРНС и полученных путем интегрирования показаний акселерометров. При вычислении матрицы направляющих косинусов (либо кватернионов) пересчета измерений связанной и навигационной систем координат происходит также интегрирование показаний ДУС.

В настоящей работе для компенсации погрешностей используется разность ускорений, вычисленных в ГСК по показаниям СРНС, и ускорений, вычисленных акселерометрами и приведенных в ГСК. Рассмотрим два варианта метода: с использованием фильтра Калмана и без него.

**Схема пересчета.** Схема пересчета параметров движения из связанной системы координат (ССК) в инерциальную (ИСК) [9, 10] имеет следующий вид:

$$X_0 Y_0 Z_0 \xrightarrow[\substack{(\lambda + \Omega_3 t, -\varphi) \\ R_3 + h}]{\hat{M}_{g0}} X_g Y_g Z_g \xrightarrow[\substack{(-\psi, \theta, \gamma)}]{(2, 3, 1)\hat{M}_{cg}} X_c Y_c Z_c.$$

Угловую скорость ГСК относительно ИСК [9, 10] можно записать так:

$$\bar{\omega}_{0g}^g = \begin{bmatrix} \omega_{X_g} \\ \omega_{Y_g} \\ \omega_{Z_g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \cos \varphi + \frac{V_{z_g}}{R} \\ U \sin \varphi + \frac{V_{z_g}}{R} \operatorname{tg} \varphi \\ -\frac{V_{X_g}}{R} \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Угловая скорость ССК относительно ИСК имеет вид

$$\bar{\omega}_{0c}^c = \bar{\omega}_{gc}^c + \bar{C}_{cg} \bar{\omega}_{0g}^g,$$

где

$$\bar{C}_{cg} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{\theta}C_{\psi} & S_{\theta} & -C_{\theta}S_{\psi} \\ -C_{\gamma}S_{\theta}C_{\psi} + S_{\gamma}S_{\psi} & C_{\gamma}C_{\theta} & C_{\gamma}S_{\theta}S_{\psi} + S_{\gamma}C_{\psi} \\ S_{\gamma}S_{\theta}C_{\psi} + C_{\gamma}S_{\psi} & -S_{\gamma}C_{\theta} & -S_{\gamma}S_{\theta}S_{\psi} + C_{\gamma}C_{\psi} \end{bmatrix} \quad (2)$$

— матрица преобразования между ГСК и ССК (матрица направляющих косинусов), или

$$\bar{\omega}_{0c}^c = \begin{bmatrix} \omega_{x_{cf}} \\ \omega_{y_{cf}} \\ \omega_{z_{cf}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{x_c} \\ \omega_{y_c} \\ \omega_{z_c} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{11}\omega_{X_g} + C_{12}\omega_{Y_g} + C_{13}\omega_{Z_g} \\ C_{21}\omega_{X_g} + C_{22}\omega_{Y_g} + C_{23}\omega_{Z_g} \\ C_{31}\omega_{X_g} + C_{32}\omega_{Y_g} + C_{33}\omega_{Z_g} \end{bmatrix}.$$

Учитывая нечувствительность современных датчиков МЭМС [11–15] к угловым скоростям вращения Земли и угловой скорости облета ПО вокруг Земли, целесообразно в системах ориентации использовать упрощенные соотношения следующего вида [9, 10]:

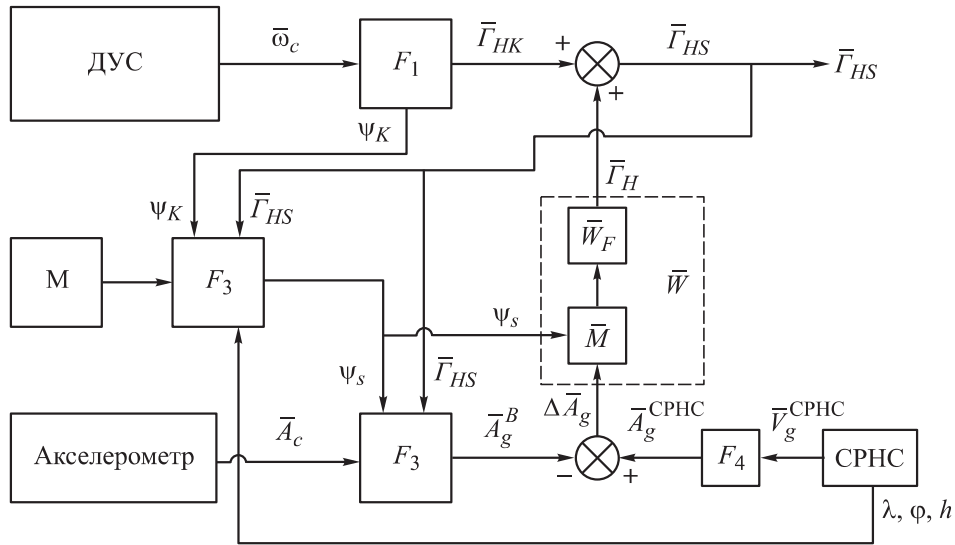
$$\begin{aligned} \omega_{x_c} &= \dot{\gamma} - \dot{\psi}S_{\theta}; \\ \omega_{y_c} &= \dot{\theta}S_{\gamma} - \dot{\psi}C_{\gamma}C_{\theta}; \\ \omega_{z_c} &= \dot{\theta}C_{\gamma} + \dot{\psi}S_{\gamma}C_{\theta}. \end{aligned} \quad (3)$$

Тогда кинематические уравнения для определения углов ориентации принимают вид:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= \omega_{x_c} - (\operatorname{tg} \theta)(\omega_{y_c}C_{\gamma} - \omega_{z_c}S_{\gamma}); \\ \dot{\theta} &= \omega_{y_c}S_{\gamma} + \omega_{z_c}C_{\gamma}; \\ \dot{\psi} &= \frac{\omega_{z_c}S_{\gamma} - \omega_{y_c}C_{\gamma}}{C_{\theta}}. \end{aligned} \quad (4)$$

**Вариант реализации системы ориентации с коррекцией от СРНС без использования фильтра Калмана.** В основе алгоритмов функционирования системы ориентации лежат кинематические уравнения, определяющие связь параметров ориентации с угловыми скоростями ПО. Особое влияние на точность выработки оценок параметров ориентации оказывают систематические низкочастотные составляющие скорости дрейфа гироскопических измерителей угловой скорости (ДУС). Эти составляющие скорости дрейфа могут быть определены в ходе предстартовой подготовки на неподвижном основании, затем проводится их компенсация.

На рис. 1 приведена блок-схема системы ориентации с коррекцией от СРНС.



**Рис. 1.** Блок-схема системы ориентации с коррекцией от СРНС без фильтра Калмана

Алгоритм блока  $F_1$  предназначен для определения углов ориентации по кинематическому уравнению (4). Алгоритм блока  $F_3$  предназначен для определения осредненного угла  $\psi_s$  курса летательного аппарата на основе магнитного курса и угла  $\psi_K$  курса, полученного из кинематического уравнения. Предварительно необходимо решить две задачи: определить магнитный курс по показаниям магнитометров и по коррекции  $\psi_K$  с помощью  $\psi_m$ . Для этого, используя информацию о параметрах магнитного поля Земли  $T_m, I_m, D_m$  (модуль вектора магнитного пула, углы магнитного наклона и магнитного склонения) для заданного места положения ПО [16], получаем

$$H = T_m \cos(I_m); \quad Z = T_m \sin(I_m).$$

Напряженность магнитного поля на ПО можно представить в соответствии с формулой Пуассона в следующем виде:

$$\bar{T}_c = (\bar{E}_3 + \bar{M}_m) \bar{C}_n \bar{T}_V + \bar{P}_m,$$

где

$$\bar{T}_V = \begin{bmatrix} H \cos \psi_{m1} \\ -Z \\ -H \sin \psi_{m1} \end{bmatrix}; \quad \bar{T}_c = \begin{bmatrix} T_{x_c} \\ T_{y_c} \\ T_{z_c} \end{bmatrix}; \quad \bar{P}_m = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \end{bmatrix};$$

$$\bar{E}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \bar{M}_m = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix};$$

$$\bar{C}_H = \begin{bmatrix} C_{n11} & C_{n12} & C_{n13} \\ C_{n21} & C_{n22} & C_{n23} \\ C_{n31} & C_{n32} & C_{n33} \end{bmatrix} \text{ — матрица углов наклона; } \bar{M}_m, \bar{P}_m \text{ — матрицы}$$

параметров «магнитомягкого» и «магнитотвердого железа» ПО. Магнитный курс  $\psi_m$  определяется по следующим формулам:

$$\bar{T}_v = (\bar{C}_H)^T (\bar{E}_3 + \bar{M}_m)^{-1} (\bar{T}_c - \bar{P}_m); \quad \psi_{m1} = \text{arctg} \left( \frac{-\bar{T}_{v3}}{\bar{T}_{v1}} \right); \quad (5)$$

$$\psi_m = \psi_{m1} - D_m.$$

Погрешности определения магнитного курса имеют вид

$$\Delta\psi_m = P_0 + P_1 \Delta\theta + P_2 \Delta\gamma.$$

Используя следующую схему коррекции  $\psi_K$  с помощью  $\psi_m$ , получаем

$$\psi_s(p) = \frac{\tau_2 p}{1 + \tau_2 p} \psi_K(p) + \frac{1}{1 + \tau_2 p} \psi_m(p),$$

погрешности определения осредненного угла курса находят как

$$\Delta\psi_s(p) = \frac{\tau_2 p}{1 + \tau_2 p} \Delta\psi_K(p) + \frac{1}{1 + \tau_2 p} \Delta\psi_m(p). \quad (6)$$

Из рис. 2 следует, что погрешность системы ориентации имеет следующий вид:

$$\bar{\Gamma}_{HS} = \bar{\Gamma}_{HK} + \bar{W} \Delta \bar{A}_g; \quad \Delta \bar{A}_g = \Delta \bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \Delta \bar{A}_g^B;$$

$$\bar{A}_g^B = \bar{C}_{gc} \bar{A}_c;$$

$$\Delta \bar{\Gamma}_{HS} = \Delta \bar{\Gamma}_{HK} + \bar{W} (\Delta \bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \Delta \bar{A}_g^B);$$

$$\Delta \bar{A}_g^B = \Delta \bar{C}_{gc} \bar{A}_c + \bar{C}_{gc} \Delta \bar{A}_c;$$

$$\Delta\psi_m = P_0 + P_1 \Delta\theta + P_2 \Delta\gamma; \quad \Delta \bar{\Gamma}_{HS} = \begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\gamma \end{bmatrix};$$

$$\bar{N} = [\bar{N}_0 P_1 + \bar{N}_1 \quad \bar{N}_0 P_2 + \bar{N}_2];$$

$$\bar{N}_0 = \left. \frac{\partial \bar{C}_{gc}}{\partial \psi} \right|_p \bar{A}_c; \quad \bar{N}_1 = \left. \frac{\partial \bar{C}_{gc}}{\partial \theta} \right|_p \bar{A}_c; \quad \bar{N}_2 = \left. \frac{\partial \bar{C}_{gc}}{\partial \gamma} \right|_p \bar{A}_c;$$

$$\Delta \bar{A}_g^B = \bar{N} \Delta \bar{\Gamma}_{HS} + N_0 P_0 + \bar{C}_{gc} \Delta \bar{A}_c;$$

$$\Delta \bar{\Gamma}_{HS} = \Delta \bar{\Gamma}_{HK} + \bar{W} \Delta \bar{A}_g^{CPHC} - \bar{W} \bar{N} \Delta \bar{\Gamma}_{HS} - \bar{W} N_0 P_0 - \bar{W} \bar{C}_{gc} \Delta \bar{A}_c.$$

Матрица  $\bar{M}$  определяется с учетом выражения

$$\bar{M} \bar{N} = \bar{E}_2 \Rightarrow \bar{M} = (\bar{N}^T \bar{N})^{-1} \bar{N}^T; \quad \bar{W} = \bar{W}_f \bar{M},$$

в результате получаем

$$\Delta \bar{\Gamma}_{HS} = (\bar{E}_2 + \bar{W}_f)^{-1} \left( \Delta \bar{\Gamma}_{HK} + \bar{W}_f \bar{M} \Delta \bar{A}_g^{CPHC} - \bar{W}_f \bar{M} N_0 P_0 - \bar{W}_f \bar{M} \bar{C}_{gc} \Delta \bar{A}_c \right).$$

Если фильтр задать в виде

$$\bar{W}_f = \frac{1}{\tau_1 p} \bar{E}_2,$$

то  $(\bar{E}_2 + \bar{W}_f)^{-1} = \frac{\tau_1 p}{\tau_1 p + 1} \bar{E}_2$ ; погрешности определения углов наклона

примут следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{\Gamma}_{HS} = & \frac{\tau_1 p}{\tau_1 p + 1} \Delta \bar{\Gamma}_{HK} + \frac{1}{\tau_1 p + 1} \bar{M} \Delta \bar{A}_g^{CPHC} - \\ & - \frac{1}{\tau_1 p + 1} \bar{M} N_0 P_0 - \frac{1}{\tau_1 p + 1} \bar{M} \bar{C}_{gc} \Delta \bar{A}_c. \end{aligned} \quad (7)$$

Из полученного соотношения следует, что в результате применения предлагаемого подхода погрешности определения углов ориентации перестали зависеть от погрешностей ДУС, но зависят от погрешностей СРНС и акселерометров. Благодаря тому, что данный подход не использует интегрирование показаний акселерометров, на начальном этапе погрешности углов ориентации не накапливаются со временем.

**Вариант реализации системы ориентации с коррекцией от СРНС с использованием фильтра Калмана.** Блок-схема системы ориентации с коррекцией от СРНС с фильтром Калмана приведена на рис. 2.

Из уравнения (4) вытекает, что

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\theta} = & A_1 \Delta \gamma + A_2 \Delta \omega_{yc} + A_3 \Delta \omega_{zc}; \\ A_1 = & \omega_{yc} C_\gamma - \omega_{zc} S_\gamma; \quad A_2 = S_\gamma; \quad A_3 = C_\gamma; \end{aligned}$$

$$\Delta \dot{\gamma} = B_1 \Delta \theta + B_2 \Delta \gamma + \Delta \omega_{x_c} + B_3 \Delta \omega_{y_c} + B_4 \Delta \omega_{z_c};$$

$$B_1 = -\frac{1}{C_0^2} (\omega_{y_c} C_\gamma - \omega_{z_c} S_\gamma);$$

$$B_2 = (\operatorname{tg} \theta) (\omega_{y_c} S_\gamma + \omega_{z_c} C_\gamma); \quad B_3 = (-\operatorname{tg} \theta) C_\gamma; \quad B_4 = (\operatorname{tg} \theta) S_\gamma.$$

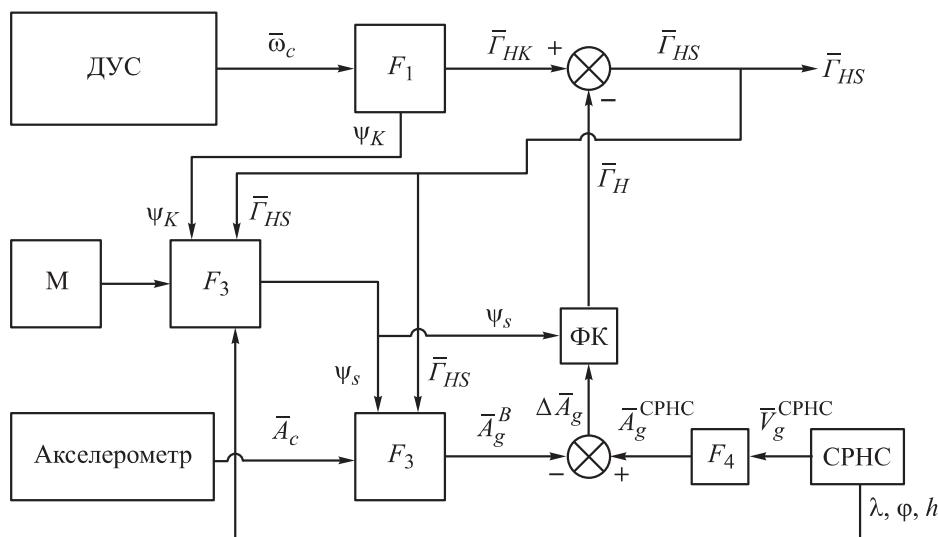


Рис. 2. Блок-схема системы ориентации с коррекцией от СРНС с фильтром Калмана

С учетом системы уравнений ошибок и приведенных выражений модель системы принимает следующий вид:  $\dot{\bar{X}} = \bar{F} \bar{X} + \bar{H} \bar{\chi}$ , где  $\bar{X} = [\Delta \theta \quad \Delta \gamma \quad \Delta \omega_{x_c} \quad \Delta \omega_{y_c} \quad \Delta \omega_{z_c}]^T$  — вектор состояния; таким образом, оценке подлежат не только погрешности угловой ориентации, но также и приведенные скорости гироскопического дрейфа ДУС;

$$\bar{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{K}{T} & \frac{K}{T} & \frac{K}{T} \end{bmatrix}^T; \quad \bar{F} = \begin{bmatrix} 0 & A1 & 0 & A2 & A3 \\ B1 & B2 & 1 & B3 & B4 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T} \end{bmatrix}$$

— матрица шумов;  $\bar{\chi}$  — вектор нормированных случайных воздействий, представляющих собой процессы типа «белый» шум.

Уравнения измерений получаем из уравнений разности ускорений в ГСК следующим образом:



$$\begin{aligned}\Delta\bar{A}_g &= \Delta\bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \Delta\bar{A}_g^B; \\ \Delta\bar{A}_g^B &= \bar{N} \Delta\bar{\Gamma}_{HS} + N_0 P_0 + \bar{C}_{gc} \Delta\bar{A}_c; \\ \Delta\bar{A}_g &= \Delta\bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \bar{N} \Delta\bar{\Gamma}_{HS} - N_0 P_0 - \bar{C}_{gc} \Delta\bar{A}_c; \\ \bar{Z} &= \Delta\bar{A}_g + N_0 P = \Delta\bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \bar{N} \Delta\bar{\Gamma}_{HS} - \bar{C}_{gc} \Delta\bar{A}_c = \\ &= -\bar{N} \Delta\bar{\Gamma}_{HS} + \Delta\bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \bar{C}_{gc} \Delta\bar{A}_c; \\ \bar{Z} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -N & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \bar{X} + \Delta\bar{A}_g^{\text{CPHC}} - \bar{C}_{gc} \Delta\bar{A}_c.\end{aligned}$$

Применив процедуру оценивания фильтра Калмана, получим следующее выражение:  $\bar{Z} = \bar{C} \bar{X} + \bar{\chi}$ , где  $\bar{Z}$  — вектор измерения,  $\bar{C}$  — матрица измерения,  $\bar{\chi}$  — вектор измерительных шумов;

$$\bar{\sigma}_\chi = \begin{bmatrix} \sqrt{\sigma_{\Delta A_g^{\text{CPHC}}}^2 + (C_{11}^2 + C_{12}^2 + C_{13}^2) \sigma_{\Delta A_c}^2} \\ \sqrt{\sigma_{\Delta A_g^{\text{CPHC}}}^2 + (C_{21}^2 + C_{22}^2 + C_{23}^2) \sigma_{\Delta A_c}^2} \\ \sqrt{\sigma_{\Delta A_g^{\text{CPHC}}}^2 + (C_{31}^2 + C_{32}^2 + C_{33}^2) \sigma_{\Delta A_c}^2} \end{bmatrix}$$

— вектор значений среднеквадратических отклонений измерительных шумов в соответствующих каналах.

Ковариационная матрица измерительного шума имеет следующий вид:

$$R = E(\chi \chi^T) = \begin{bmatrix} \sigma_{\chi_1}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\chi_2}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\chi_3}^2 \end{bmatrix}.$$

**Результаты.** Моделирование работы алгоритмов выполнялось с использованием пакета MATLAB. Были исследованы различные режимы и траектории полета ПО, на рис. 3 приведена одна из траекторий полета ПО в 3D.

На рис. 4 и 5 приведены примеры результатов оценивания углов тангажа  $\theta$ , крена  $\gamma$  и курса  $\psi$  соответственно. Красные графики соответствуют эталонным (смоделированным) значениям углов, синие — показаниям системы в автономном режиме, голубые — оценкам по предложенному алгоритму, зеленые — показаниям магнитометров.

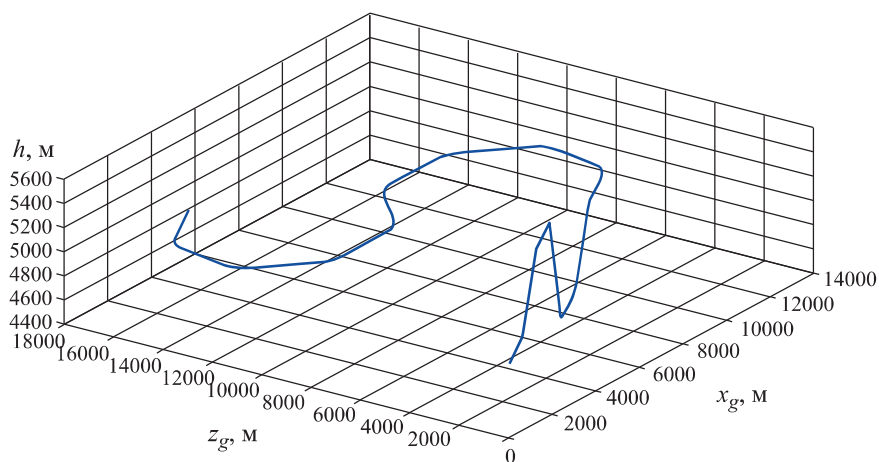


Рис. 3. Траектория полета ПО

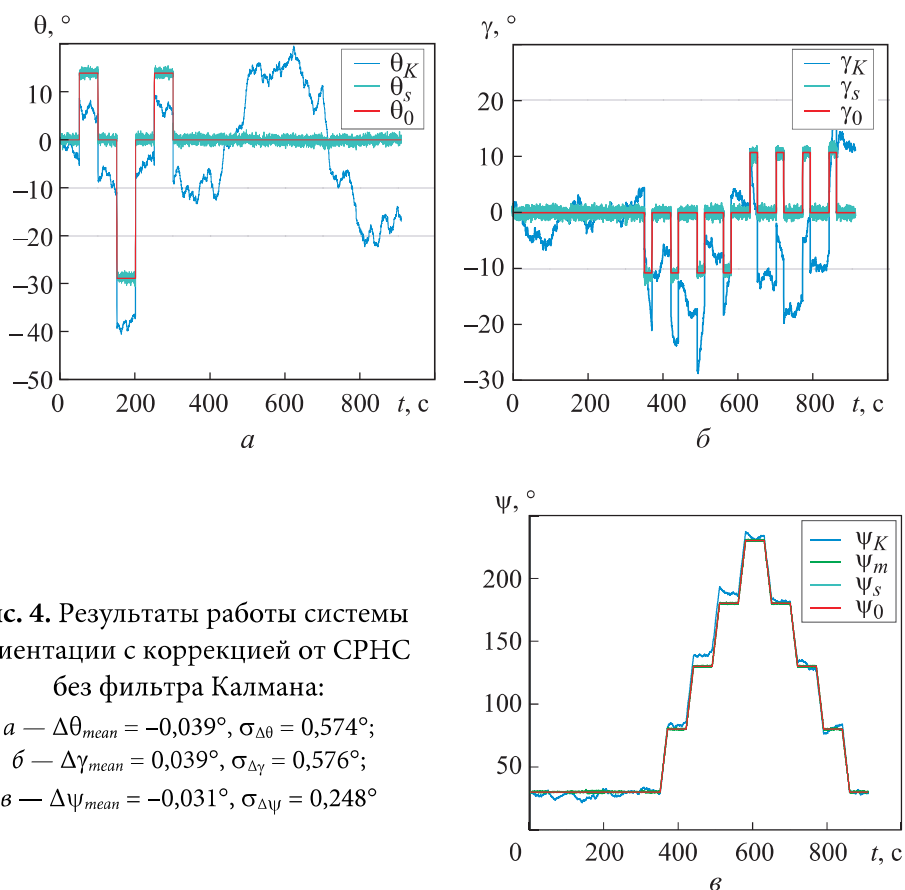
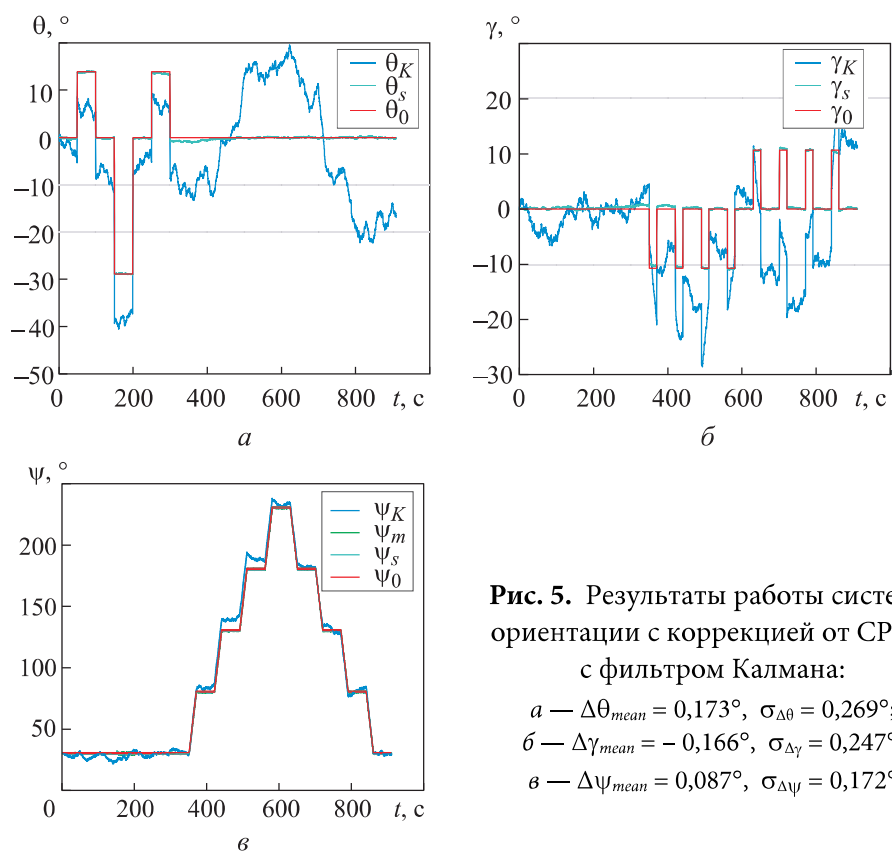


Рис. 4. Результаты работы системы ориентации с коррекцией от СРНС без фильтра Калмана:

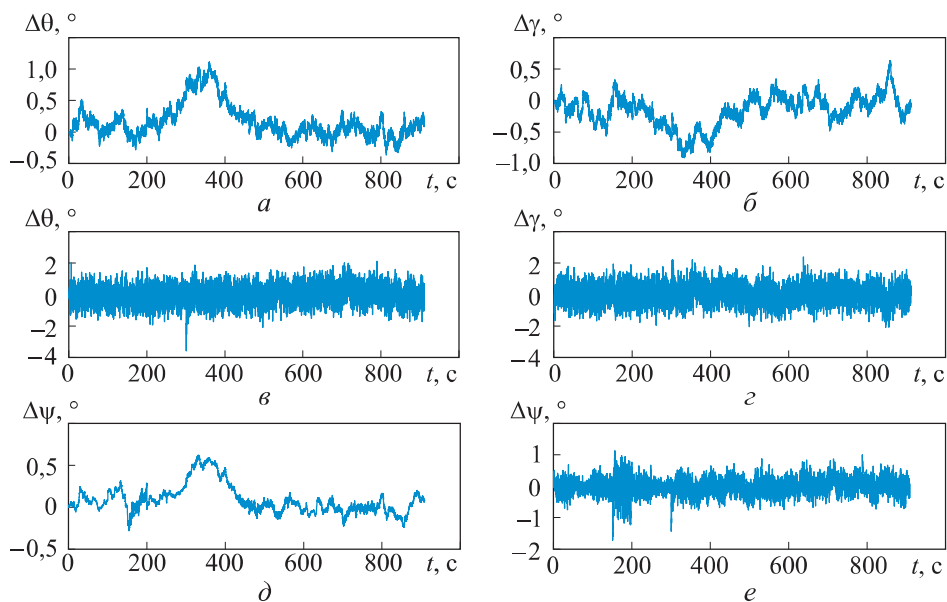
- a* —  $\Delta\theta_{mean} = -0,039^\circ$ ,  $\sigma_{\Delta\theta} = 0,574^\circ$ ;
- б* —  $\Delta\gamma_{mean} = 0,039^\circ$ ,  $\sigma_{\Delta\gamma} = 0,576^\circ$ ;
- в* —  $\Delta\psi_{mean} = -0,031^\circ$ ,  $\sigma_{\Delta\psi} = 0,248^\circ$

На рис. 6 приведены примеры результатов оценивания погрешностей углов тангажа  $\Delta\theta$ , крена  $\Delta\gamma$  и курса  $\Delta\psi$  соответственно, результаты обработки с фильтром Калмана (*a*, *в*, *д*) и без фильтра Калмана (*б*, *г*, *е*).



**Рис. 5.** Результаты работы системы ориентации с коррекцией от СРНС с фильтром Калмана:

*a* —  $\Delta\theta_{mean} = 0,173^\circ$ ,  $\sigma_{\Delta\theta} = 0,269^\circ$ ;  
*б* —  $\Delta\gamma_{mean} = -0,166^\circ$ ,  $\sigma_{\Delta\gamma} = 0,247^\circ$ ;  
*в* —  $\Delta\psi_{mean} = 0,087^\circ$ ,  $\sigma_{\Delta\psi} = 0,172^\circ$



**Рис. 6.** Результаты погрешностей  $\Delta\theta$ ,  $\Delta\gamma$  и  $\Delta\psi$  углов тангажа, крена и курса соответственно; результаты обработки: *a*, *в*, *д* — с фильтром Калмана; *б*, *г*, *е* — без фильтра Калмана

Таким образом, результаты моделирования показывают, что вариант реализации системы ориентации с фильтром Калмана обеспечивает эффективное сглаживание погрешностей оценивания, при этом средне-квадратическое значение этих погрешностей (до  $0,3^\circ$ ) существенно меньше, чем при использовании традиционных алгоритмов (до  $1^\circ$ ).

**Заключение.** Предложен нетрадиционный алгоритм оценивания и компенсации погрешности инерциальной системы ориентации. Результаты компьютерного моделирования показывают, что достижимая точность определения углов ориентации существенно выше, чем при использовании традиционных методов.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Яценков В.С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. М., Горячая линия–Телеком, 2005.
- [2] IS-GPS-200. Navstar GPS space segment/navigation user interfaces. Revision D. El Segundo, CA, ARINC Research Corporation, 2004.
- [3] Savage P.G. Strapdown analytics. P. 1, 2. Strapdown Associates, 2000.
- [4] Titterton D.H., Weston J. Strapdown inertial navigation technology. IET, 2004.
- [5] Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М., Машиностроение, 1991.
- [6] Rogers R.M. Applied mathematics in integrated navigation systems. AIAA, 2003.
- [7] Панов С.В., Карабаш Д.М., Кизимов А.Т. и др. Комплексование инерциальных датчиков со спутниковой радионавигационной системой на борту беспилотного летательного аппарата. *Вестник РГРТА*, 2007, № 20, с. 25–30.
- [8] Nassar S. Improving the inertial navigation system (INS) error model for INS and INS/DGPS applications. *UCGE Reports*, no. 20183, 2003.
- [9] Salychev O.S. Applied inertial navigation, problems and solutions. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
- [10] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб., Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
- [11] Распопов В.Я. Микромеханические приборы. Тула, Гриф и К, 2004.
- [12] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС-датчиках. Тула, Изд-во ТулГУ, 2017.
- [13] Shin E.-H. Estimation techniques for low-cost inertial navigation. *UCGE Reports*, no. 20219. University of Calgary, 2005.
- [14] Hou H. Modeling inertial sensors errors using Allan variance. *UCGE Reports*, no. 20201. University of Calgary, 2004.
- [15] Лысенко И.Е. Многоосевые микро- и наномеханические гироскопы-акселерометры. *Сб. тез. докл. участников Второго междунар. конкурса науч. работ молодых ученых в области нанотехнологий*. М., Роснано, 2009, с. 164–166.

[16] Воронов В.В., Григорьев Н.Н., Яловенко А.В. Магнитные компасы. Теория, конструкция и девиационные работы. СПб., Элмор, 2004.

[17] Лукьянов В.В., Ибрахим М.А. Алгоритмы и конфигурация системы ориентации подвижных объектов на МЭМС-датчиках. *ММНТК «Аэрокосмические технологии»*. Реутов, 2019, с. 66–67.

**Ибрахим Муханнад Али** — аспирант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Лукьянов Вадим Викторович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Ибрахим М.А., Лукьянов В.В. Алгоритмы и конфигурация системы ориентации подвижных объектов на микромеханических чувствительных элементах. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2020, № 2, с. 44–58.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2020-2-44-58>

**ALGORITHMS AND CONFIGURATION FOR A MOVING OBJECT ATTITUDE CONTROL SYSTEM BASED ON MICROELECTROMECHANICAL SENSORS**

**M.A. Ibrahim**  
**V.V. Luk'yanov**

[ibrakhimm@student.bmstu.ru](mailto:ibrakhimm@student.bmstu.ru)  
[vdmlknv@yandex.ru](mailto:vdmlknv@yandex.ru)

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

**Abstract**

Inertial systems for attitude control, stabilisation and navigation of moving objects boast a range of unique qualities, the most important of which are autonomy and interference immunity. At present, strap-down inertial navigation systems using inexpensive and compact microelectromechanical sensors are popular. The biggest disadvantage of the attitude control systems utilising microelectromechanical sensors is rapid error accumulation over time. The main error sources in strap-down inertial navigation systems are the errors of angular velocity sensors and accelerometers. Currently the accuracy required is ensured by the attitude control system processing the following two signals simultaneously:

**Keywords**

*Navigation, attitude, strap-down inertial navigation systems, microelectromechanical sensors, magnetometer, global navigation satellite systems, Kalman filter*

the magnetometer signal and the signal received from global navigation satellite systems such as GPS (NAVSTAR) and/or GLONASS. We developed an unconventional approach to integrating the two systems, that is, a strap-down inertial navigation system and a global navigation satellite system. It involves using the difference between the accelerations computed according to the global navigation satellite systems and those computed by the accelerometers and transformed to the geographic coordinate system for evaluating and compensating for the error of attitude angle assessment via the kinematic channel. Since this approach does not use integration of accelerometer readings, the attitude angle errors at the initial stage do not accumulate over time. Numerical simulation results of the algorithms developed show that the attainable attitude angle estimation accuracy significantly exceeds the accuracy of conventional methods

Received 05.11.2019

Accepted 05.02.2020

© Author(s), 2020

---

## REFERENCES

- [1] Yatsenkov V.S. *Osnovy sputnikovoy navigatsii. Sistemy GPS NAVSTAR i GLONASS* [Fundamentals of satellite navigation. NAVSTAR and GLONASS GPS systems]. Moscow, Goryachaya liniya–Telekom Publ., 2005.
- [2] IS-GPS-200. *Navstar GPS space segment/navigation user interfaces*. Revision D. El Segundo, CA, ARINC Research Corporation, 2004.
- [3] Savage P.G. *Strapdown analytics*. P. 1, 2. Strapdown Associates, 2000.
- [4] Titterton D.H., Weston J. *Strapdown inertial navigation technology*. IET, 2004.
- [5] Babich O.A. *Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh* [Information processing in navigation complex]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991.
- [6] Rogers R.M. *Applied mathematics in integrated navigation systems*. AIAA, 2003.
- [7] Panov S.V., Karabash D.M., Kizimov A.T., et al. Inertial sensors complexing with satellite radio navigation system on board of unmanned aircraft. *Vestnik RGRTA* [Vestnik of RSREU], 2007, no. 20, pp. 25–30 (in Russ.).
- [8] Nassar S. Improving the inertial navigation system (INS) error model for INS and INS/DGPS applications. *UCGE Reports*, 2003, no. 20183.
- [9] Salychev O.S. *Applied inertial navigation, problems and solutions*. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2004.
- [10] Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroeniya besplatformennykh inertsi-al'nykh navigatsionnykh system* [Fundamentals of strapdown inertial navigation system engineering]. St. Petersburg, Kontsern “TsNII “Elektropribor” Publ., 2009.

- [11] Raspopov V.Ya. Mikromekhanicheskie pribory [Micromechanical devices]. Tula, Grif i K Publ., 2004.
- [12] Matveev V.V., Raspopov V.Ya. Pribory i sistemy orientatsii, stabilizatsii i navigatsii na MEMS-datchikakh [Devices and systems for orientation, stabilization and navigation based on MEMS sensors]. Tula, TulGU Publ., 2017.
- [13] Shin E.-H. Estimation techniques for low-cost inertial navigation. *UCGE Reports*, no. 20219. University of Calgary, 2005.
- [14] Hou H. Modeling inertial sensors errors using Allan variance. *UCGE Reports*, no. 20201. University of Calgary, 2004.
- [15] Lysenko I.E. [Multi-axis and nanomechanical gyroscope-accelerometers]. *Sb. tez. dokl. uchastnikov Vtorogo mezhdunar. konkursa nauch. rabot molodykh uchenykh v oblasti nanotekhnologii* [Abs. 2nd Int. Contest of Scientific Works by Young Scientists in Field of Nanotechnologies]. Moscow, Rosnano Publ., 2009, pp. 164–166 (in Russ.).
- [16] Voronov V.V., Grigor'yev N.N., Yalovenko A.V. Magnitnye kompasy. Teoriya, konstruktsiya i deviatsionnye raboty [Magnetic compasses. Theory, construction and deviation work]. St. Petersburg, Elmor Publ., 2004.
- [17] Luk'yanov V.V., Ibrakhim M.A. [Algorithms and configuration of orientation system for moving objects based on MEMS sensors]. *MMNTK "Aerokosmicheskie tekhnologii"* [Int. Youth Sc.-Tech. Conf. "Aerospace Technologies"]. Reutov, 2019, pp. 66–67 (in Russ.).

**Ibrahim M.A.** — Post-Graduate Student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Luk'yanov V.V.** — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Ibrahim M.A., Luk'yanov V.V. Algorithms and configuration for a moving object attitude control system based on microelectromechanical sensors. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2020, no. 2, pp. 44–58 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2020-2-44-58>