

Коррекция углов ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах

© А.Ю. Егорушкин^{1,2}, В.И. Мкртчян^{1,2}

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

² ООО «ТеКнол», Москва, 117246, Россия

Координаты, скорость и углы ориентации объекта определяет бесплатформенная инерциальная навигационная система, главным недостатком которой является накопление ошибок с течением времени. В связи с этим для коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы предлагаются методы, основанные на использовании спутниковой навигационной системы, которые позволяют уменьшить ошибки определения углов ориентации. Один метод дает возможность оценить и скомпенсировать инструментальные погрешности, другой — использует внешнюю информацию от спутниковой системы для демпфирования ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Рассмотрена также модель ошибок и проведено сравнение обоих методов. Их работоспособность подтверждают результаты испытаний инерциальной системы на вертолете.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, гироскоп, акселерометр, спутниковая навигационная система

Введение. Принцип действия бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) подразумевает одновременное решение задач навигации и ориентации подвижного объекта. В частности, результатом решения задачи ориентации для летательных аппаратов являются углы географического курса, тангажа и крена. Точность такого решения зависит от качества чувствительных элементов — датчиков угловой скорости и акселерометров. Для повышения точности навигационной системы используют интегрированные системы, в которых для коррекции ошибок БИНС применяются внешние источники информации. В большинстве случаев таковым источником является приемник спутниковой навигационной системы (СНС). Коррекция ошибок по скорости и местоположению осуществляется сравнительно легко, поскольку именно эти параметры определяет приемник СНС. Большой интерес представляет проблема коррекции углов ориентации, так как эти параметры не подлежат измерению приемником СНС.

В настоящей статье рассматриваются методы, позволяющие повысить точность определения углов ориентации в случае коррекции БИНС с помощью приемника СНС. Их работоспособность подтверждена результатами испытаний.

В качестве объекта испытаний использована БИНС «КомпаНав-5.1» (ООО «ТеКнол»), установленная на вертолете Ми-8, совершающем

крейсерский полет. В процессе испытаний БИНС подключали к портативному персональному компьютеру, на который записывались показания чувствительных элементов и встроенного приемника GPS. В режиме послемаршрутной обработки проводилось моделирование работы БИНС с использованием сохраненных данных. Как источник эталонной скорости использовался приемник GPS. Оценку ошибок углов ориентации проводили с помощью фильтра Калмана. Спецификация системы «КомпаНав-5.1» приведена ниже:

Масса, кг	2
Габариты, мм	120 × 110 × 110
Напряжение питания, В	10...30
Дрейф датчиков угловой скорости (1δ), град/ч	5...7
Смещение нуля акселерометров (1δ), м/с ²	0,01...0,03

Классический алгоритм бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Самая распространенная аппаратная реализация БИНС подразумевает триаду акселерометров и триаду датчиков угловой скорости в качестве чувствительных элементов. Каждый чувствительный элемент жестко закреплен в корпусе так, что его ось чувствительности направлена по одной из строительных осей объекта (продольной, нормальной, боковой). Структурная схема классического алгоритма БИНС представлена на рис. 1.

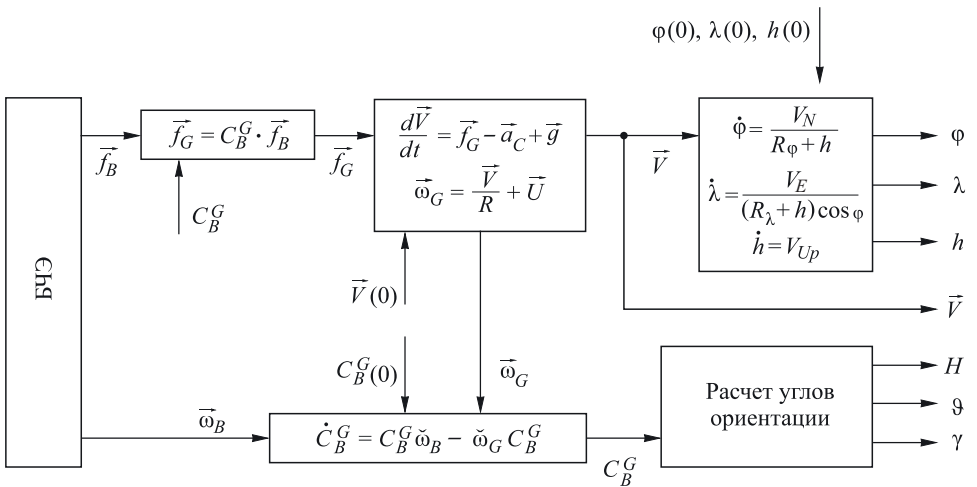


Рис. 1. Структурная схема классического алгоритма бесплатформенной инерциальной навигационной системы:

БЧЭ — блок чувствительных элементов (триада датчиков угловой скорости и триада акселерометров); \vec{f}_B — вектор кажущегося ускорения объекта, составленный из показаний акселерометров; \vec{f}_G — вектор кажущегося ускорения объекта, составленный из проекций вектора \vec{f}_B на оси географического трехгранника; C_B^G — матрица направляющих косинусов, зада-

ющая взаимную ориентацию связанного и географического трехгранников; \vec{V} — линейная скорость объекта относительно Земли; $\vec{a}_c = \vec{\omega}_G \times \vec{V} - \vec{U} \times \vec{V}$ — кориолисово ускорение; $\vec{\omega}_G$ — абсолютная угловая скорость географического трехгранника в проекциях на его же оси; R, R_φ, R_λ — радиусы эллиптической модели Земли; \vec{U} — угловая скорость суточного вращения Земли; \vec{g} — ускорение свободного падения; $\vec{\omega}_B$ — абсолютная угловая скорость объекта, составленная из показаний датчиков угловой скорости; $\vec{\omega}_B$ и $\vec{\omega}_G$ — кососимметрические матрицы, соответствующие векторам $\vec{\omega}_B$ и $\vec{\omega}_G$; φ, λ, h — широта, долгота и высота центра масс объекта; H, ϑ, γ — географический курс, угол тангажа и угол крена соответственно; индексы E, N, Up соответствуют восточной, северной и вертикальной осям географического трехгранника

В процессе работы, согласно алгоритму, БИНС выполняет следующие процедуры:

- измерение абсолютной угловой скорости объекта и его кажущегося ускорения с помощью датчиков угловой скорости и акселерометров; вычисление на основе показаний этих датчиков матрицы перехода к географическому трехграннику; вычисление углов;
- пересчет показаний акселерометров на оси географического трехгранника;
- интегрирование пересчитанных ускорений для определения скорости;
- интегрирование полученной скорости для определения координат.

Для непродолжительного времени работы БИНС ($< 1,5$ ч) возможно использование следующей модели ошибок [1–3]:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= a_N \Phi_{Up} - g \Phi_N, \\ \delta \dot{V}_N &= g \Phi_E - a_E \Phi_{Up}, \\ \dot{\Phi}_E &= \omega_{Up} \Phi_N - \Phi_{Up} \omega_N - \frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr}, \\ \dot{\Phi}_N &= \omega_E \Phi_{Up} - \Phi_E \omega_{Up} + \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr}, \\ \dot{\Phi}_{Up} &= \omega_N \Phi_E - \Phi_N \omega_E + \frac{\delta V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + \omega_{Up}^{dr}, \\ \dot{\omega}_i^{dr} &= 0, \end{aligned} \tag{1}$$

где δV_i — ошибка проекции скорости объекта; $a_i = \dot{V}_i$; Φ_i — ошибка определения ориентации географического трехгранника; $i = E, N, Up$; ω_i — проекция абсолютной угловой скорости географического трехгранника; ω_i^{dr} — дрейфы нулей датчиков угловой скорости, приведенные к i -й оси географического трехгранника.

Ошибки Φ_i являются функциями ошибок по углам курса (δH), тангажа ($\delta \vartheta$) и крена ($\delta \gamma$). При небольших углах тангажа и крена (до $5 \dots 7^\circ$) допустимы следующие формулы [1–3]:

$$\delta H = \Phi_{Up},$$

$$\delta \vartheta = -\Phi_E \cos H + \Phi_N \sin H, \quad (2)$$

$$\delta \gamma = -\Phi_E \sin H - \Phi_N \cos H.$$

Метод 1. Оценка и компенсация дрейфов датчиков угловой скорости. Рассмотрим метод уменьшения погрешностей БИНС по углам ориентации, основанный на оценке и компенсации дрейфов датчиков угловой скорости, случайных от запуска к запуску.

Для оценки дрейфов воспользуемся алгоритмом фильтра Калмана, рассматривая как модель объекта систему уравнений (1). В качестве измерений выберем ошибки БИНС по скорости, поскольку они легко определяются по показаниям приемника СНС:

$$\delta V_E = V_E^{\text{БИНС}} - V_E^{\text{СНС}},$$

$$\delta V_N = V_N^{\text{БИНС}} - V_N^{\text{СНС}},$$

где индексы E, N обозначают проекции путевой скорости на восточную и северную оси соответственно.

Отметим, что модель (1) включает дрейфы датчиков угловой скорости в проекциях на оси географического трехгранника. Взаимосвязь между дрейфами в географических осях и собственными дрейфами $\omega_{xb}^{dr}, \omega_{yb}^{dr}, \omega_{zb}^{dr}$ датчиков описывает [4, 5] соотношение

$$\begin{bmatrix} \omega_{xb}^{dr} \\ \omega_{yb}^{dr} \\ \omega_{zb}^{dr} \end{bmatrix} = -C_G^B \begin{bmatrix} \omega_E^{dr} \\ \omega_N^{dr} \\ \omega_{Up}^{dr} \end{bmatrix}, \quad C_G^B = (C_B^G)^T.$$

Оценки собственных дрейфов представлены на рис. 2.

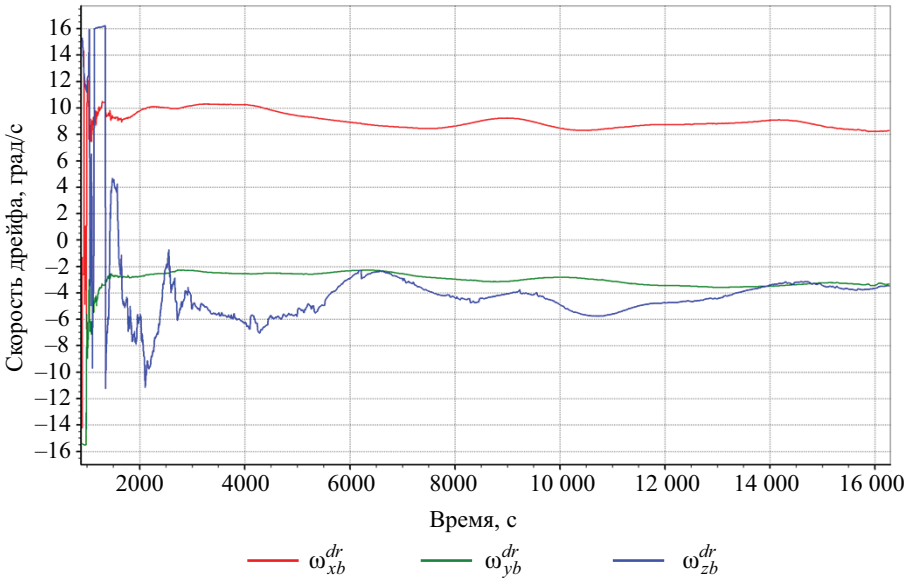


Рис. 2. Оценки собственных дрейфов датчиков угловой скорости

Полученные оценки можно использовать для компенсации дрейфов датчиков угловой скорости. Влияние компенсации на угол $\Phi = \sqrt{\Phi_E^2 + \Phi_N^2}$ демонстрирует рис. 3, влияние на ошибку по курсу — рис. 4.

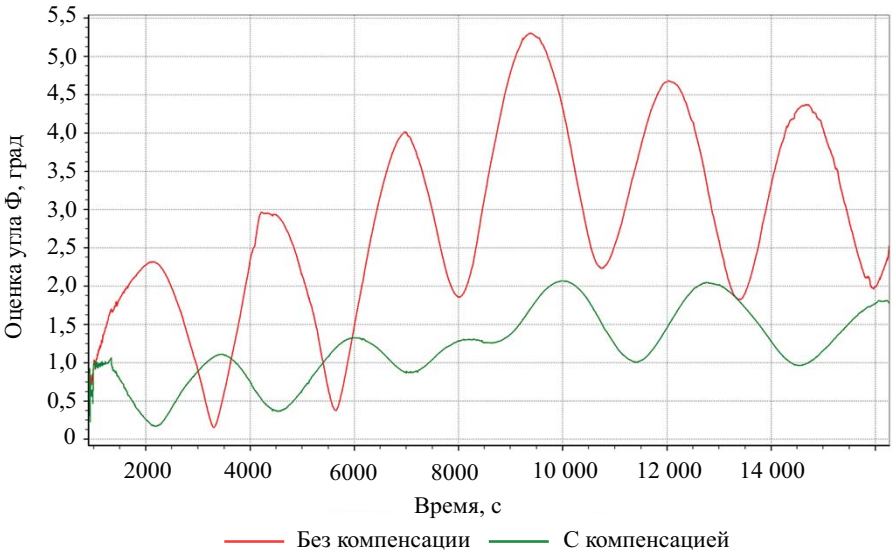


Рис. 3. Влияние компенсации дрейфа на угол Φ

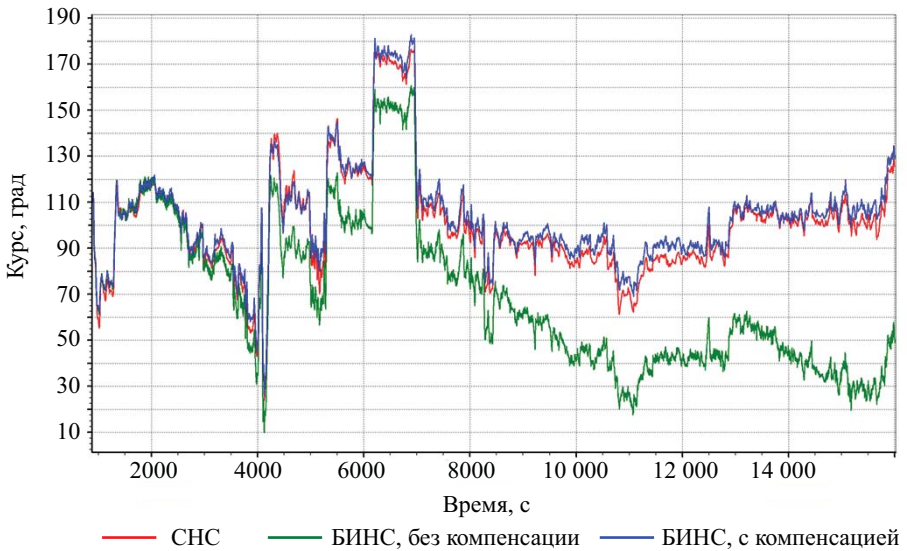


Рис. 4. Влияние компенсации дрейфа на угол курса

Результаты испытаний показывают, что ошибка по углам тангажа и крена значительно снизилась (в 2–3 раза). Остаточную ошибку по курсу оценить трудно, поскольку СНС определяет не географический курс, а путевой угол, отличающийся на угол сноса. Тем не менее после компенсации дрейфов датчиков угловой скорости ошибка по курсу не накапливается с течением времени, как это было в исходном случае.

Недостатком метода 1 является длительное время переходных процессов. Действительно, по рис. 2 видно, что оценки достигают установившихся значений через 10...30 мин.

Рассмотрим метод коррекции 2, не обладающий этим недостатком.

Метод 2. Демпфирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Углы Φ_E и Φ_N характеризуют ошибки определения местного горизонта. Исследуем характер поведения этих ошибок на примере угла Φ_N . Для этого воспользуемся моделью (1), исключив влияние угла Φ_{Up} . Это правомерно, поскольку рассматривается движение маломаневренного летательного аппарата, ускорения которого малы. Получаем систему уравнений

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= g\Phi_N, \\ \dot{\Phi}_N &= \Phi_E \omega_{Up} + \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr}, \\ \dot{\omega}_N^{dr} &= 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Слагаемым $\Phi_E \omega_{Up}$ пренебрегаем как величиной второго порядка малости по сравнению с дрейфом датчиков угловой скорости. Исключая из уравнений (3) ошибку по скорости δV_E , получаем уравнение для угла Φ_N :

$$\ddot{\Phi}_N + v^2 \Phi_N = 0,$$

где $v^2 = g/R$ — частота Шулера (0,00125 рад/с) [6–8].

Таким образом, при отсутствии коррекции ошибка отклонения от горизонта совершает медленные незатухающие колебания. Для достижения устойчивого поведения угла Φ_N сформируем угловую скорость управления:

$$\omega_N^C = K \delta a_E, \quad (4)$$

которая подается вместе с угловой скоростью ω_E в блок вычисления матрицы C_B^G (см. рис. 1).

Здесь $\delta a_E = -g\Phi_N$ — ошибка восточной проекции ускорения, которая может быть определена с помощью СНС:

$$\delta a_E = f_E^{\text{БИНС}} - \frac{dV_E^{\text{СНС}}}{dt}, \quad (5)$$

где $f_E^{\text{БИНС}}$ — проекция вектора $\overline{f_G}$ на ось E .

В этом случае модель ошибок примет вид

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= -g\Phi_N, \\ \dot{\Phi}_N &= \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} + \omega_N^C, \\ \dot{\omega}_N^{dr} &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Подставим закон управления (4) во второе уравнение системы (6) и исключим ошибку по скорости. Уравнение для угла Φ_N примет вид

$$\ddot{\Phi}_N + Kg\dot{\Phi}_N + v^2\Phi_N = 0. \quad (7)$$

Уравнение (7) описывает затухающие колебания. Для нахождения коэффициента K воспользуемся методом стандартных коэффициентов [9]. Характеристическое уравнение для угла Φ_N имеет вид:

$$s^2 + 2\xi vs + v^2 = 0, \quad (8)$$

где ξ — безразмерный коэффициент затухания.

Сравнение уравнений (7) и (8) дает следующий результат:

$$K = 2\xi v/g.$$

Принимая $\xi = 0,707$ (оптимальный коэффициент затухания), получаем $K = 1,7e - 4$ с/м. Для угла Φ_E угловая скорость управления будет иметь вид

$$\omega_E^C = -K\delta a_N = -Kg\Phi_E.$$

Для успешной реализации метода 2 демпфирования ошибка БИНС по курсу должна быть очень мала. Действительно, уравнение (5), записанное в проекциях, справедливо лишь тогда, когда векторы $f_E^{\text{БИНС}}\vec{i}$ и $\frac{dV_E^{\text{СНС}}}{dt}\vec{j}$ лежат на одной прямой (\vec{i} , \vec{j} — единичные векторы). Это значит, что угол ошибки по курсу Φ_{Up} должен быть мал. Для этого можно сформировать угловую скорость управления, которая подается вместе с угловой скоростью ω_{Up} в блок вычисления матрицы C_B^G (см. рис. 1) [10]:

$$\omega_{Up}^C = -(H^{\text{БИНС}} - H^{\text{СНС}})/T, \quad (9)$$

где $H^{\text{БИНС}}$ — курс, вычисляемый в процессоре БИНС; $H^{\text{СНС}}$ — путевой угол СНС; T — постоянная времени.

Влияние демпфирования обоих методов на угол $\Phi = \sqrt{\Phi_E^2 + \Phi_N^2}$ (рис. 5) демонстрирует сопоставимость их эффективности.

Недостатком метода 2 является необходимость коррекции по курсу (9). Чем меньше постоянная времени T , тем сильнее сигнал $H^{\text{БИНС}}$ «притягивается» к сигналу $H^{\text{СНС}}$. Последний не является географическим курсом, который в идеале должна определять БИНС. Большие отличия путевого угла $H^{\text{СНС}}$ от географического курса наблюдаются в разворотах, при сильном боковом ветре, а также в специальных режимах полета вертолета, таких, как «висение». Во всех перечисленных случаях коррекцию по курсу нужно ослаблять, увеличивая постоянную времени T .

Достоинством демпфирования является то, что для реализации метода 2 не требуется ждать сходимости каких-либо оценок, как это имеет место в методе 1.

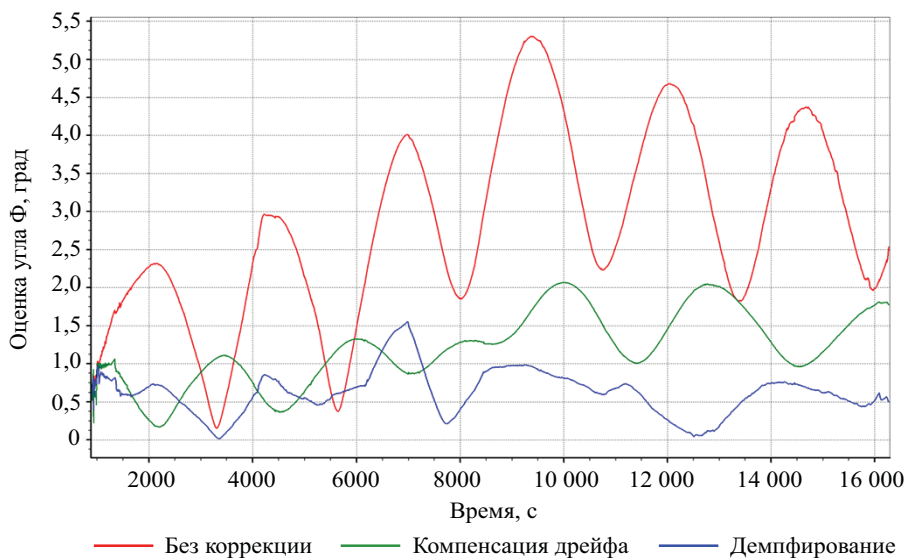


Рис. 5. Влияние методов коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы на угол Φ

Заключение. Рассмотренные методы позволяют значительно повысить точность определения углов ориентации БИНС. Методы обладают противоположными характеристиками. Во-первых, методу 1, в отличие от метода 2, свойствен длительный переходный процесс, вызванный алгоритмом фильтра Калмана. Во-вторых, метод 1 позволяет реализовать автономную коррекцию, что невозможно при использовании демпфирования. Автономная коррекция осуществляется благодаря переводу фильтра Калмана в режим прогноза по окончании переходных процессов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Терешков В.И. *Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2011, 133 с.
- [2] Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. Stevenage, The Institution of Electrical Engineers, 2004, 581 p.
- [3] Терешков В.М. Полунатурное моделирование датчиков инерциально-спутниковых навигационных систем. *Наука и образование*, 2010, № 8. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/152269.html> (дата обращения 25.11.2016).
- [4] Питтман Д., ред. *Инерциальные системы управления*. Москва, Военное издательство Министерства обороны СССР, 1964, 453 с.
- [5] Salychev O.S. *Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions*. Moscow, BMSTU Press, 2004, 304 p.

- [6] Wei Li, Jinling Wang. Effective Adaptive Kalman Filter for MEMS-IMU/Magnetometers Integrated Attitude and Heading Reference System. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, issue 1, pp. 99–113.
- [7] Tereshkov V.M. An Intuitive Approach to Inertial Sensor Bias Estimation. *International Journal of Navigation and Observation*, vol. 2013 (2013), Article ID 762758, 6 p. URL: <https://www.hindawi.com/journals/ijno/2013/762758/ref/>
- [8] Farrell J.A. *Aided Navigation. GPS with High Rate Sensors*. McGraw-Hill, 2008. URL: <http://www.twirpx.com/file/634353/>
- [9] Бесекерский В.А., Попов Е.П. *Теория система автоматического управления*. 4-е изд., перераб. и доп. Санкт-Петербург, Профессия, 2003, 752 с.
- [10] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation. Expectations and Reality*. Moscow, BMSTU Press, 2012, 208 p.

Статья поступила в редакцию 17.02.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Егорушкин А.Ю., Мкртчян В.И. Коррекция углов ориентации в беспилотных инерциальных навигационных системах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-8-1664>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства.
Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.*

Егорушкин Алексей Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор научных и учебно-методических работ в области систем инерциальной навигации. e-mail: egorushkin@teknol.ru

Мкртчян Валерий Игоревич — аспирант кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 7 научных работ в области инерциальной навигации и теоретической механики. e-mail: v.mkrтчyan@teknol.ru

The attitude correction in the strapdown inertial navigation systems

© A.Yu. Egorushkin^{1,2}, V.I. Mkrtchyan^{1,2}

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

² TeKnol Ltd., Moscow, 117246, Russia

Strapdown inertial navigation system (SINS) determines the coordinates, velocity and attitude of the object. The system main drawback is the error, which is accumulating with time. The article proposes the methods to reduce attitude errors. These methods are based on the satellite navigation system (SNS) for SINS correction. The first method allows us to measure and compensate instrument errors. The second one uses the external information from the satellite system for damping SINS errors. The article presents error models and both methods analysis. The inertial systems testing results in a helicopter confirm the method effectiveness.

Keywords: inertial navigation system (INS), gyroscope, accelerometer, global navigation satellite system (GNSS)

REFERENCES

- [1] Tereshkov V.I. *Metodika polunaturnykh ispytaniy korrektiruemyykh besplatformennykh inertsialnykh navigatsionnykh system*. Diss. kand. tekhn. nauk [Technique of semi-detailed tests of adjustable free-of-charge inertial navigation systems. Diss. Cand. Sc. (Eng.)]. Moscow, 2011, 133 p.
- [2] Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. Stevenage, The Institution of Electrical Engineers, 2004, 581 p.
- [3] Tereshkov V.M. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2010, no. 8. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/152269.html> (accessed November 25, 2016).
- [4] Pittman D., ed. *Inertsialnye sistemy upravleniya* [Inertial control systems]. Moscow, Voenizdat Publ., 1964, 453 p.
- [5] Salychev O.S. *Applied Inertial Navigation. Problems and Solutions*. Moscow, BMSTU Press, 2004, 304 p.
- [6] Wei Li, Jinling Wang. Effective Adaptive Kalman Filter for MEMS-IMU/Magnetometers Integrated Attitude and Heading Reference System. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, issue 1, pp. 99–113.
- [7] Tereshkov V.M. An Intuitive Approach to Inertial Sensor Bias Estimation. *International Journal of Navigation and Observation*, vol. 2013 (2013), Article ID 762758, 6 p. URL: <https://www.hindawi.com/journals/ijno/2013/762758/ref/>
- [8] Farrell J.A. *Aided Navigation. GPS with High Rate Sensors*. McGraw-Hill, 2008. URL: <http://www.twirpx.com/file/634353/>
- [9] Besekerskiy V.A., Popov E.P. *Teoriya sistem avtomaticheskogo upravleniya* [The theory of automatic control systems]. 4th ed., revised and enlarged. St. Petersburg, Professiya Publ., 2007, 747 p.
- [10] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, BMSTU Press, 2012, 208 p.

Yegorushkin A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Instruments and Orientation Systems of Stabilization and Navigation, Bauman Moscow State Technical

University. Author of scientific and educational-methodical works in the field of inertial navigation systems. e-mail: egorushkin@teknol.ru

Mkrтчyan V.I., post-graduate student, Department of Instruments and Orientation Systems of Stabilization and Navigation, Bauman Moscow State Technical University. Author of 7 scientific works in the field of inertial navigation and theoretical mechanics. e-mail: v.mkrтчyan@teknol.ru