

## ОЦЕНКА И КОМПЕНСАЦИЯ ДРЕЙФОВ НУЛЕЙ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ В БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Ю.Г. Садчиков

yury.sadchikov@yandex.ru

SPIN-код: 3967-7398

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

---

### Аннотация

Главным недостатком бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) является накопление ошибок в выходных параметрах с течением времени. Одной из причин, вызывающих эти ошибки, являются дрейфы нулей датчиков угловой скорости. В статье описаны методы их оценки и компенсации с помощью фильтра Калмана и компенсационного оценивания. Оба метода основаны на использовании внешней информации, источником которой является спутниковая навигационная система, в данном случае GPS. Приведено сравнение этих методов и доказана их работоспособность, подтвержденная результатами испытаний БИНС во время крейсерского полета на вертолете.

### Ключевые слова

Бесплатформенная инерциальная навигационная система, датчик угловой скорости, дрейф, гироскоп, спутниковая навигационная система, фильтр Калмана, компенсационное оценивание, отрицательная обратная связь

Поступила в редакцию 28.11.2018

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

---

**Введение.** Бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) применяется для решения двух задач: навигации и ориентации. Одними из параметров, которые она определяет, являются проекции скоростей летательного аппарата на оси географического трехгранника. На точность вычисления этих проекций влияют, в частности, дрейфы датчиков угловой скорости (ДУС).

В статье рассмотрены методы оценки и компенсации дрейфов нулей ДУС, основанные на использовании внешнего источника информации, в качестве которого была применена спутниковая навигационная система (СНС). В качестве объекта испытаний использована БИНС, установленная на вертолете, который совершал полет в окрестностях Москвы. В течение этого полета были записаны показатели чувствительных элементов инерциальной навигационной системы и приемника GPS, в дальнейшем используемые для моделирования работы БИНС.

**Модель ошибок БИНС.** Для оценки дрейфов датчиков угловой скорости необходимо построить модель ошибок, которая устанавливает связь между ошибками в выходных показаниях БИНС и собственными погрешностями ее чувствительных элементов. В качестве такой модели при непродолжительной работе БИНС можно использовать следующие уравнения [1–4]:

$$\begin{aligned}
\dot{\Phi}_E + \Phi_{UP}\omega_N - \Phi_N\omega_{UP} &= -\frac{\delta V_N}{R} - \omega_{XB}^{dr} \cos H - \omega_{YB}^{dr} \sin H; \\
\dot{\Phi}_N + \Phi_E\omega_{UP} - \Phi_{UP}\omega_E &= \frac{\delta V_E}{R} + \omega_{XB}^{dr} \sin H - \omega_{YB}^{dr} \cos H; \\
\dot{\Phi}_{UP} + \Phi_N\omega_E - \Phi_E\omega_N &= \frac{\delta V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi - \omega_{ZB}^{dr}; \\
\delta \dot{V}_E &= f_{XP} - f_E = \Phi_{UP}f_N - g\Phi_N; \\
\delta \dot{V}_N &= f_{YP} - f_N = g\Phi_E - \Phi_{UP}f_E.
\end{aligned} \tag{1}$$

Здесь  $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{UP}$  — углы, на которые трехгранник платформы, а точнее, ее аналитический образ, отклонен от своего идеального положения (географического трехгранника);  $\omega_E, \omega_N, \omega_{UP}$  — проекции абсолютной угловой скорости географического трехгранника на его собственные оси;  $\delta V_E, \delta V_N$  — проекции погрешности скорости объекта;  $\omega_{XB}^{dr}, \omega_{YB}^{dr}, \omega_{ZB}^{dr}$  — собственные дрейфы нулей ДУС;  $\varphi$  — широта;  $H$  — курс.

При этом предполагается, что смещения нулей акселерометров и ДУС постоянны.

**Метод 1. Фильтр Калмана.** Одним из средств оценки дрейфов датчиков угловой скорости является фильтр Калмана. Данный метод основан на использовании математической модели динамики изучаемого объекта, построенной на основе системы уравнений (1), которая позволяет корректировать сигналы, получаемые с датчиков чувствительных элементов.

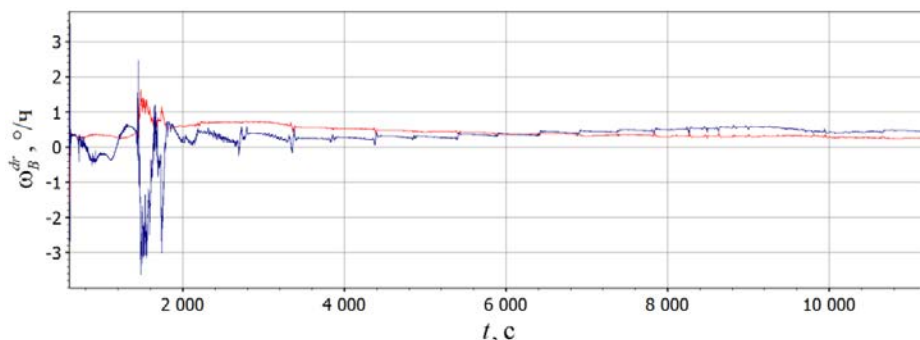
В качестве вектора состояния системы, подлежащего оцениванию, выберем

$$\mathbf{x} = [\delta V_E, \delta V_N, \Phi_E, \Phi_N, \Phi_{UP}, \omega_{XB}^{dr}, \omega_{YB}^{dr}, \omega_{ZB}^{dr}]^T.$$

Непосредственно измеряемыми величинами служат рассогласования БИНС и СНС по скорости:

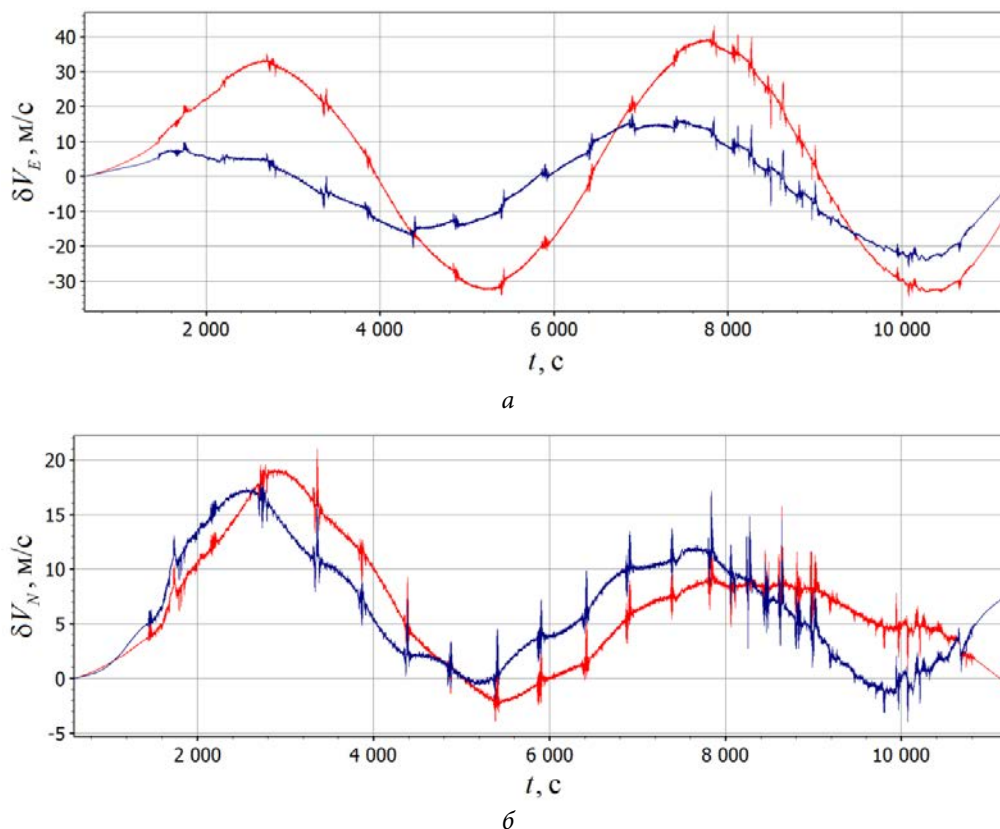
$$\delta V_E = V_E^{\text{БИНС}} - V_E^{\text{СНС}}; \quad \delta V_N = V_N^{\text{БИНС}} - V_N^{\text{СНС}}. \tag{2}$$

После применения алгоритма фильтра Калмана [3, 5, 6] получены оценки дрейфов ДУС, представленные на рис. 1.



**Рис. 1.** Оценки собственных дрейфов ДУС в проекции на ось  $x$  (красная линия) и в проекции на ось  $y$  (синяя линия) при помощи компенсационного метода

Далее полученные оценки дрейфов применяются для уменьшения ошибок по скорости путем добавления в показания датчиков угловой скорости поправок  $\omega_{XB}^{dr}$ ,  $\omega_{YB}^{dr}$ . Результат этой коррекции представлен на рис. 2.



**Рис. 2.** Ошибки автономной БИНС по скорости в проекциях на восточную (а) и северную (б) оси географического трехгранника до (красная линия) и после (синяя линия) учета ошибок гироскопов

**Метод 2. Компенсационное оценивание.** Еще одним методом оценки ошибок ДУС является компенсационное оценивание, которое основано на использовании управляющих воздействий, представленных в виде двух пар сигналов отрицательной обратной связи [3, 7]. Первая пара

$$f_E^C = -K_1 \delta V_E; \quad f_N^C = -K_1 \delta V_N$$

представляет собой дополнительные линейные ускорения, вводимые в блок вычисления скоростей вместе с ускорениями, измеряемыми акселерометрами. Вторая пара

$$\omega_E^C = -K_2 \delta V_N; \quad \omega_N^C = K_2 \delta V_E \quad (3)$$

представляет собой управляющие угловые скорости, которые также являются оценкой дрейфов датчиков угловой скорости. Они в алгоритме БИНС поступа-

ют на вход блока вычисления матрицы направляющих косинусов вместе с показаниями ДУС [8].

Ошибки по скорости вычисляются при помощи использования данных приемника GPS по формулам (2). Коэффициенты  $K_1$  и  $K_2$  связаны следующим соотношением [3, 9]:

$$K_2 = \frac{K_1^2}{2g},$$

которое обусловлено оптимальным значением коэффициента затухания колебаний  $\xi = \frac{1}{\sqrt{2}} \approx 0,707$ .

Зададим  $K_1 = 0,1 \text{ с}^{-1}$ , тогда  $K_2 = 0,0005 \text{ м}^{-1}$ . Но поскольку скорость, определяемая GPS, не является абсолютно истинной вследствие запаздывания сигнала СНС примерно на 0,7 с, при маневрах коэффициент  $K_1$  обнуляют.

Для определения собственных дрейфов гироскопов значения управляющих угловых скоростей (3) необходимо преобразовать к осям связанного трехгранника [10]:

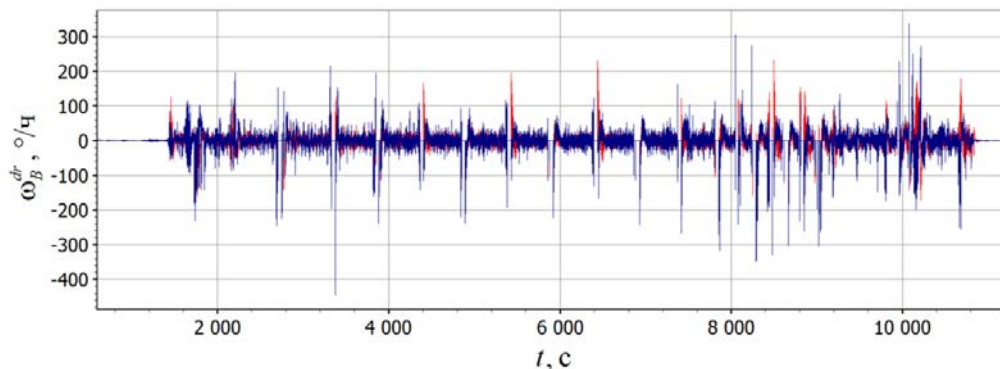
$$\boldsymbol{\omega}_B^{dr} = C_L^B \boldsymbol{\omega}_L^{dr} = (C_B^L)^T \boldsymbol{\omega}_L^C$$

или в скалярной форме:

$$\omega_{xb}^{dr} = \omega_E^C \cos H - \omega_N^C \sin H;$$

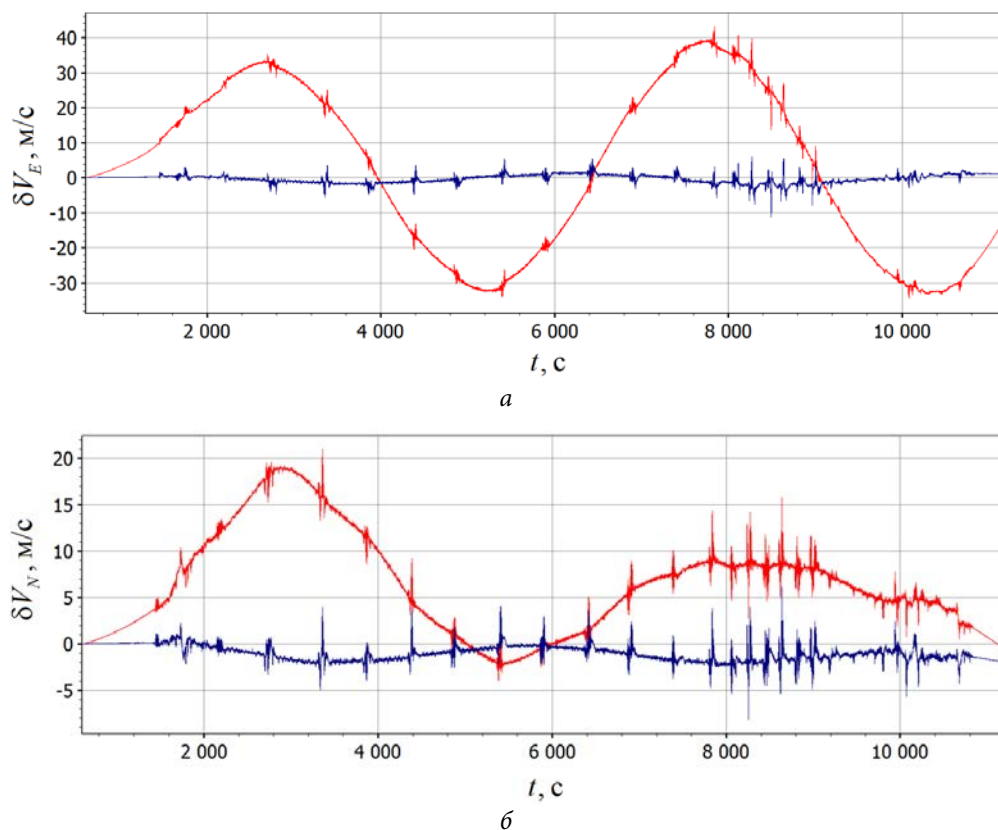
$$\omega_{yb}^{dr} = \omega_E^C \sin H + \omega_N^C \cos H.$$

Результат оценки дрейфов нулей ДУС с помощью компенсационного метода представлен на рис. 3.



**Рис. 3.** Оценки собственных дрейфов ДУС в проекции на ось  $x$  (красная линия) и в проекции на ось  $y$  (синяя линия) при помощи компенсационного метода

Затем в данной оценке выделяется полезная составляющая (среднее) в целях подавления шумов, которая добавляется в показания датчиков угловой скорости в качестве поправок. Влияние этой коррекции представлено на рис. 4.



**Рис. 4.** Ошибки автономной БИНС по скорости в проекциях на восточную (а) и северную (б) оси географического трехгранника до (красная линия) и после (синяя линия) учета ошибок гироскопов

**Заключение.** Результаты послемаршрутной обработки показателей чувствительных элементов БИНС с помощью навигационного алгоритма показали, что рассмотренные методы позволяют получить состоятельные оценки дрейфов нулей датчиков угловой скорости. Однако данные методы имеют определенные противоположные недостатки. Во-первых, фильтр Калмана обладает длительным переходным процессом, длящимся около 10...20 мин, в течение которого его оценка дрейфов является некорректной. Компенсационное оценивание, напротив, благодаря своему принципу, вовсе не имеет переходного процесса. Во-вторых, вследствие обнуления коэффициента  $K_1$  при маневрах с помощью второго метода невозможно оценивать дрейф на протяжении всего полета. И в-третьих, первый метод, в отличие от второго, позволяет в случае потери связи со спутником СНС продолжать оценивать ошибки ДУС, поскольку для функционирования фильтра Калмана необязательно постоянно вводить в него данные измерений. Данный фильтр может переходить в так называемый режим прогноза, в котором для оценки погрешностей используется только математическая модель динамики объекта и некоторые другие параметры фильтра, определенные по результатам предшествующих оценок.

---

**Литература**

- [1] Терешков В.М. Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Дисс. ... канд. техн. наук. М., МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.
- [2] Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown inertial navigation technology. The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- [3] Salychev O.S. Applied inertial navigation: problems and solutions. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
- [4] Терешков В.М. Полунатурное моделирование датчиков инерциально-спутниковых навигационных систем. *Наука и образование: научное издание*, 2010, № 8. URL: <http://engineering-science.ru/doc/152269.html>
- [5] Яковлев В.Б., ред. Теория автоматического управления. М., Высшая школа, 2005.
- [6] Kalman R.E. A new approach to linear filtering and prediction problems. *J. Basic Eng.*, 1960, vol. 82, no. 1, pp. 35–45.
- [7] Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Корректируемые системы. М., Наука, 1967.
- [8] Salychev O.S. MEMS-based inertial navigation. Expectations and reality. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.
- [9] Багрова М.С., Шамси Баша Т. Выбор параметров начальной выставки бесплатформенных инерциальных навигационных систем. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, Приборостроение*, 1999, № 1, с. 34–39. URL: <http://vestnikprib.ru/catalog/navgyro/hidden/725.html>
- [10] Питтман Д., ред. Инерциальные системы управления. М., Воениздат, 1964.

**Садчиков Юрий Григорьевич** — студент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Мкртчян Валерий Игоревич, аспирант кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

## ESTIMATION AND COMPENSATION OF ZERO DRIFTS OF ANGULAR VELOCITY SENSORS IN STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS

Yu.G. Sadchikov

yury.sadchikov@yandex.ru  
SPIN-code: 3967-7398

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

The main disadvantage of the strapdown inertial navigation system is the error accumulation in the output parameters over time. One of the reasons for these errors is the zero drifts of the angular velocity sensors. The article describes the methods of their evaluation and compensation using the Kalman filter and compensation estimation. Both methods are based on the use of external information from a satellite navigation system. We consider GPS as the information source. A comparison of these methods is given and their performance is proved, confirmed by the test results of a strapdown inertial navigation system during a helicopter cruise flight.

### Keywords

Strapdown inertial navigation system, angular velocity sensor, drift, gyroscope, satellite navigation system, Kalman filter, compensation estimation, negative feedback

Received 28.11.2018

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

---

### References

- [1] Tereshkov V.M. Metodika polunaturnykh ispytaniy korrektiruemykh besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem. Diss. kand. tekhn. nauk [Iron bird test methodic for guided strapdown inertial navigation systems. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2011. (in Russ.)
- [2] Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown inertial navigation technology. The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- [3] Salychev O.S. Applied inertial navigation: problems and solutions. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2004.
- [4] Tereshkov V.M. Semirealistic simulation of inertial/satellite navigation system sensors. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie* [Science and Education: Scientific Publication], 2010, no. 8. URL: <http://engineering-science.ru/doc/152269.html> (in Russ.)
- [5] Yakovlev V.B., ed. Teoriya avtomaticheskogo upravleniya [Automatic control theory]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2005. (in Russ.)
- [6] Kalman R.E. A new approach to linear filtering and prediction problems. *J. Basic Eng.*, 1960, vol. 82, no. 1, pp. 35–45.
- [7] Andreev V.D. Teoriya inertial'noy navigatsii. Korrektiruemye sistemy [Inertial navigation theory. Guided systems]. Moscow, Nauka Publ., 1967. (in Russ.)
- [8] Salychev O.S. MEMS-based inertial navigation. Expectations and reality. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012.
- [9] Bagrova M.S., Shamsi Basha T. Choice of parameters for initial alignment of strapdown inertial navigation systems. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 1999, no. 1, pp. 34–39. URL: <http://vestnikprib.ru/catalog/navgyro/hidden/725.html> (in Russ.)
- [10] Pitman G.R., ed. Inertial guidance. Wiley, 1962. (Russ. ed.: Inertial'nye sistemy upravleniya. Moscow, Voenizdat Publ., 1964.)

**Sadchikov Yu.G.** — Student, Department of Gyroscopic instruments and systems for orientation, navigation and stabilization, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — V.I. Mkrtychyan, PhD student, Department of Gyroscopic instruments and systems for orientation, navigation and stabilization, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.