

**Подходы к выставке на подвижном основании
для бесплатформенной инерциальной
навигационной системы авиационного типа
различного класса точности**

© О.С. Салычев^{1,2}, В.И. Мкртчян²

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

²ООО «ТеКнол», Москва, 117246, Россия

Рассмотрены новые технические подходы к выставке бесплатформенной инерциальной навигационной системы на подвижном основании по измерениям ошибок в определении горизонтальных ускорений летательных аппаратов относительно соответствующих сигналов спутниковой навигационной системы. В основе разработки подходов лежит прямое оценивание ошибки по курсу, что позволяет сократить время переходного процесса оценивания по сравнению с обычным, когда используется фильтр Калмана, уменьшить объем априорной информации, необходимой для оценивания. Приведены результаты натурных испытаний систем низкого и среднего классов точности на вертолете Ми-8. Изучены вопросы сокращения предполетной подготовки бесплатформенной инерциальной навигационной системы с помощью проведения на неподвижном основании только горизонтальной выставки, при этом азимутальная выставка осуществляется с использованием путевого угла спутниковой навигационной системы и последующей оценкой угла сноса по измерениям ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы по скорости относительно спутниковой навигационной системы.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, выставка, инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, навигация

Введение. В процессе эксплуатации бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) авиационного типа требуется проведение выставки на подвижном основании в следующих случаях:

- при сокращении времени предполетной подготовки;
- при сбое по питанию БИНС в процессе полета, сопровождающемся перезапуском системы;
- при необходимости повторной выставки БИНС в процессе полета, связанной с прогревом системы.

Задача выставки на подвижном основании не является новой, и ей уделено большое внимание в научной литературе. Известен метод выставки на подвижном основании по типу ведущий — ведомый [1, 2], когда привлекаются измерения ведомой инерциальной системы, выставленной предварительно.

Другой метод получил название метода согласования скоростей. С его помощью оценка углов невыставки осуществляется по измере-

ниям рассогласований проекций путевой скорости на оси географического трехгранника [1–3] между БИНС и внешним источником (обычно приемником спутниковой навигационной системы — СНС).

Эффективность этих методов не вызывает сомнений для систем среднего и высокого классов точности. При этом имеется в виду комбинация грубой автономной выставки до старта и последующего доуточнения углового положения в полете. Для азимутальной выставки систем низкого класса точности обычно применяется магнитометр, использование которого сопряжено с проблемами непредсказуемых искажений, привносимых электромагнитными наводками бортового оборудования. Кроме того, известен метод азимутальной выставки с использованием путевого угла, измеряемого приемником СНС. Поскольку путевой угол совпадает с географическим курсом только если угол сноса равен нулю, такую выставку проводят во время рулежки (которая проводится не всегда) или в процессе разбега летательного аппарата (ЛА) по полосе [4], что накладывает ограничения на тип ЛА.

Цель настоящей работы — в разработке новых подходов к выставке в полете для БИНС авиационного типа различного класса точности. При этом предполагается, что на борту нет предварительно выставленной инерциальной системы и в качестве внешнего источника информации используется только приемник СНС, а выставка в процессе разгона и/или рулежки не проводится.

По натурным испытаниям систем низкого («КомпаНав-3», ООО «ТеКнол») и среднего («КомпаНав-5», ООО «ТеКнол») классов точности [5, 6] при полете на вертолете Ми-8 осуществлена проверка рассматриваемых подходов.

Постановка задачи. Введем следующие системы координат (СК) с общим началом в центре масс ЛА — точке M при допущении, что несовпадением центра измерений БИНС с точкой M можно пренебречь:

$x_b y_b z_b$ — связанная (x_b — боковая, y_b — продольная, z_b — нормальная оси);

ENU_p — географическая сопровождающая;

x_{uz} — расчетная географическая сопровождающая, ориентирующаяся относительно связанной СК и определяемая с помощью измерений чувствительных элементов и внешней информации.

Углы Эйлера, характеризующие отклонение x_{uz} от ENU_p СК, обозначим Φ_E , Φ_N , Φ_{Up} и назовем углами невыставки БИНС. Углы Φ_E , Φ_N характеризуют отклонение расчетного трехгранника от плоскости горизонта, тогда как угол Φ_{Up} является невыставкой в азимуте. Будем считать, что предварительная, грубая, выставка

проведена, вследствие чего углы невыставки малы по значению. Кроме того, при рассмотрении методов выставки сделаем акцент на определении и компенсации угла Φ_{Up} , представляющего основную проблему при выставке на подвижном основании [3].

Воспользуемся упрощенной моделью ошибок БИНС [7–10]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta \dot{V}_E = -g\Phi_N + a_N\Phi_{Up} + B_E; \\ \delta \dot{V}_N = g\Phi_E - a_E\Phi_{Up} + B_N; \\ \dot{\Phi}_E = -\frac{\delta V_N}{R} + \omega_{Nr}^{dr}; \\ \dot{\Phi}_N = \frac{\delta V_E}{R} + \omega_{Er}^{dr}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где δV_E , δV_N — ошибки вычисления соответственно восточной и северной проекций путевой скорости; g — модуль ускорения силы тяжести; a_E , a_N — соответственно восточная и северная проекции абсолютного ускорения объекта; ω_{Er}^{dr} , ω_{Nr}^{dr} — обобщенные дрейфы датчиков угловой скорости в осях ENU_p ; R — экваториальный радиус Земли; B_E , B_N — смещения нулей акселерометров, приведенные к осям ENU_p .

Отметим, что обобщенный дрейф содержит не только собственные дрейфы датчиков угловой скорости, но и ошибки, обусловленные проекциями угловой скорости Земли на оси xuz СК посредством углов невыставки [6].

Рассмотренная модель пренебрегает ошибками масштабных коэффициентов акселерометров с предположением, что эти ошибки предварительно откалиброваны.

Из уравнений (1) ясно, что возможность оценивания угла Φ_{Up} с помощью ошибки по скорости имеется только при наличии ускорений объекта.

Для оценивания угла Φ_{Up} применим дискретный фильтр Калмана [11–14]. Принимаем уравнения (1) в качестве модели системы. Для проведения измерений воспользуемся рассогласованиями соответствующих проекций путевой скорости между БИНС и внешним источником. В случае использования СНС получаем

$$Z = \begin{bmatrix} z_E \\ z_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_E^{\text{БИНС}} - V_E^{\text{СНС}} \\ V_N^{\text{БИНС}} - V_N^{\text{СНС}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta V_E - \delta V_E^{\text{СНС}} \\ \delta V_N - \delta V_N^{\text{СНС}} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$Z = \begin{bmatrix} z_E \\ z_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta V_E \\ \delta V_N \\ \Phi_E \\ \Phi_N \\ \Phi_{Up} \\ \omega_{Er}^{dr} \\ \omega_{Nr}^{dr} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Собственные ошибки СНС $\delta V_E^{\text{СНС}}$, $\delta V_N^{\text{СНС}}$ относятся к измерительному шуму [15–21].

Изложенный подход лежит в основе метода согласования скоростей как основного метода выставки в полете, применяющегося при отсутствии на борту предварительно выставленной инерциальной системы. Несмотря на широкое распространение такого подхода в научной литературе [1–4], он имеет несколько недостатков. Во-первых, переходный процесс оценивания может продолжаться длительное время, что обуславливает последовательный характер сходимости оценивания компонент вектора состояния — чем больше размерность вектора состояния, тем больше время переходного процесса оценивания. Во-вторых, для получения качественной оценки вектора состояния требуется надлежащая настройка фильтра, определяемая априорной информацией о статистических параметрах измерительных и входных шумов.

Подходы к выставке систем различного класса точности. Рассмотрим альтернативный способ для угла Φ_{Up} . Основная идея состоит в том, чтобы процесс оценивания проводить только в периоды достаточно высокой возможности оценивания угла Φ_{Up} . В качестве критерия воспользуемся приращением горизонтального ускорения ЛА:

$$|\Delta a_E| > \delta \text{ или } |\Delta a_N| > \delta, \quad (3)$$

где $|\Delta a_E|$, $|\Delta a_N|$ — приращения горизонтальных проекций ускорения ЛА за рассматриваемый период; δ — пороговое значение, определяемое типом ЛА.

При выполнении критерия (3) оценку $\hat{\Phi}_{Up}$ угла Φ_{Up} находим в виде

$$\hat{\Phi}_{Up} = \frac{\delta \hat{V}_E a_N - \delta \hat{V}_N a_E + g \hat{\Phi}_N a_N + g \hat{\Phi}_E a_E}{a_E^2 + a_N^2}, \quad (4)$$

где $\hat{\delta V}_E$, $\hat{\delta V}_N$ — оценки ошибок горизонтальных ускорений ЛА; $\hat{\Phi}_E$, $\hat{\Phi}_N$ — оценки горизонтальных углов невыставки.

В целях уменьшения баллистических погрешностей оценки $\hat{\Phi}_E$, $\hat{\Phi}_N$ осуществляются в периоды, когда критерий (3) не выполняется.

Для улучшения качества оценки, получаемой по формуле (4), возможно дополнительное сглаживание фильтром низких частот или рекуррентным осреднением. Эти процедуры выполняются до окончания переходного процесса оценивания, после чего можно использовать оценку $\hat{\Phi}_{Up}$.

Для инерциальных систем низкого класса точности автономная выставка в азимуте невозможна. В целях выполнения условия малости углов невыставки предлагается проведение грубой азимутальной выставки по измерениям путевого угла СНС. Точность грубой азимутальной выставки принципиально ограничена углом сноса (угол между проекцией продольной оси ЛА на плоскость горизонта и вектором путевой скорости), который справедливо считать малым в условиях крейсерского полета и при отсутствии маневров. После инициализации с помощью путевого угла проводится точная азимутальная выставка, основанная на измерениях ошибки БИНС по скорости относительно СНС. Уточнение угла Φ_{Up} , являющегося фактически углом сноса, осуществляется с помощью уравнения (4) или обычного фильтра Калмана. Получены результаты испытаний системы «КомпаНав-3», реализующей вышеизложенный подход выставки при полете на вертолете Ми-8 (рис. 1). В качестве эталонных значений курса использованы показания системы «БИНС-ТЕК». Среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки выставки составило 3 град.

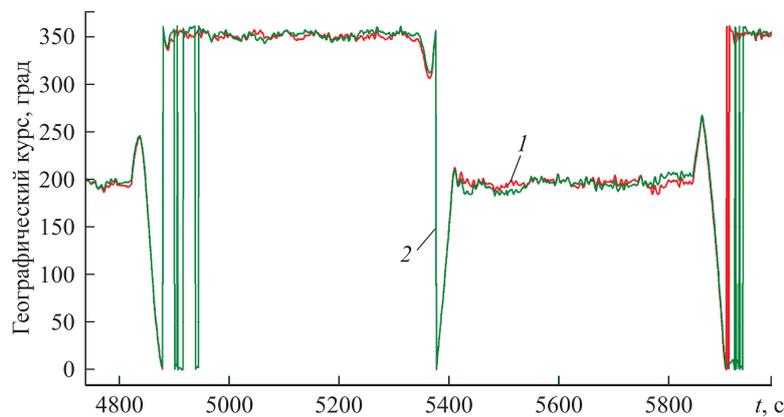


Рис. 1. Истинный курс по окончании выставки на подвижном основании:
1 — эталон; 2 — «КомпаНав-3» с выставкой в полете

Азимутальная выставка для инерциальных систем среднего класса точности отличается тем, что грубая выставка может быть реализована автономно по измерениям чувствительных элементов БИНС. Система «КомпаНав-5» испытана при полете на вертолете Ми-8 (рис. 2). В качестве эталонных значений курса использованы показания системы «БИНС-ТЕК». Так, для системы «КомпаНав-5» СКО ошибки выставки составило 0,15 град.

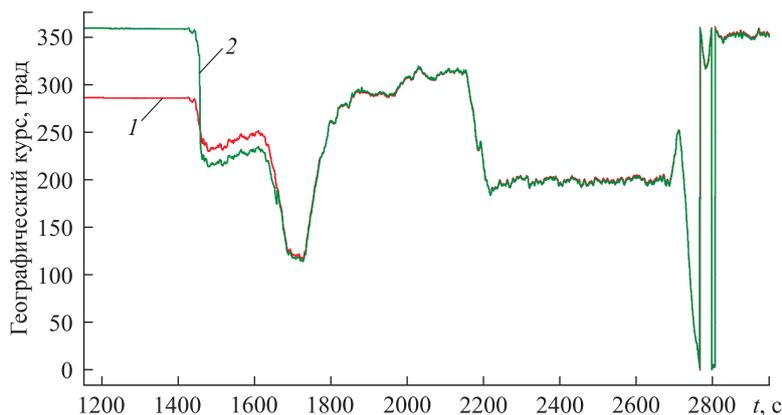


Рис. 2. Истинный курс до и после окончания выставки на подвижном основании:
1 — эталон; 2 — «КомпаНав-5» с выставкой в полете

Полученные результаты свидетельствуют о том, что предварительная грубая выставка позволяет отказаться от использования нелинейных алгоритмов оценивания, поскольку углы невыставки становятся малыми. Это является достоинством предлагаемых подходов, поскольку линейные фильтры более робастные. Кроме того, оценку угла Φ_{Up} можно получить, не прибегая к построению фильтра Калмана, что избавляет разработчика от необходимости настройки фильтра, требующей априорной информации об интенсивностях входных и измерительных шумов. Использование для выставки путевого угла с последующей оценкой угла сноса тем или иным способом позволяет отказаться от использования магнитометра для систем низкого класса точности.

Заключение. Для получения качественной оценки угла невыставки в азимуте по измерениям ошибок БИНС по скорости требуются значительные ускорения ЛА. Использование фильтра Калмана при этом связано с определенными трудностями (длительным переходным процессом, необходимостью точной настройки фильтра и т. п.). Напротив, использование рассогласований по горизонтальным ускорениям между БИНС и СНС позволяет напрямую оценить ошибку по курсу. Для обеспечения малости ошибки по курсу и возможности ис-

пользования линейных робастных алгоритмов следует проводить предварительную грубую выставку — либо до старта (для точных систем), либо в процессе полета. В последнем случае инициализация осуществляется по измерениям путевого угла. Таким образом, начальный угол невыставки ограничен углом сноса ЛА. Рассмотренные подходы подтвердили свою работоспособность в рамках натуральных испытаний на системах низкого и среднего классов точности компании ООО «ТеКнол».

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2009, 558 p.
- [2] Groves P.D. *Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Norwood, Artech House, 2013, 800 p.
- [3] Salychev O.S. *Verified approaches to inertial navigation*. Moscow, Bauman MSTU Press, 2017, 368 p.
- [4] Зорина О.А., Измайлов Е.А., Кухтевич С.Е. и др. О расширении возможностей интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем для авиационных приложений. *Гироскопия и навигация*, 2017, № 2 (97), с. 18–34.
- [5] Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Е. и др. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов. *Гироскопия и навигация*, 2014, № 1 (84), с. 14–25.
- [6] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, Bauman MSTU Press, 2012, 208 p.
- [7] Пазычев Д.Б. Балансировка бесплатформенной инерциальной навигационной системы среднего класса точности. *Наука и образование*, 2011, № 3. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/168994.html> (дата обращения 25.11.2017).
- [8] Терешков В.М. *Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: дис. ... канд. техн. наук*. Москва, 2011, 133 с.
- [9] 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 25.11.2017).
- [10] Емельянцеv Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А. О калибровке пусковых дрейфов бесплатформенной инерциальной навигационной системы с одноосным модуляционным вращением измерительного модуля. *Гироскопия и навигация*, 2017, № 2 (97), с. 3–17.
- [11] Stepanov O.A. 8. Optimal and Suboptimal Filtering in Integrated Navigation Systems. *Aerospace Navigation Systems*. Wiley, 2016, pp. 244–298.
- [12] Farrell J.A. *Aided Navigation. GPS with High Rate Sensors*. McGraw-Hill, 2008, 530 p.
- [13] Tereshkov V.M. An intuitive approach to inertial sensor bias estimation. *International Journal of Navigation and Observation*, 2013, vol. 2013. URL: <https://www.hindawi.com/journals/ijno/2013/762758/> (дата обращения 26.11.2017).
- [14] Курдюков А.П., Степанов О.А. Современные методы теории фильтрации. *Автоматика и телематика*, 2016, № 1, с. 3–4.
- [15] Li W., Wang J. Effective Adaptive Kalman Filter for MEMS IMU/Magnetometers Intergrated Attitude and Heading Reference System. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, issue 1, pp. 99–113.

- [16] Motwani A., Sharma S.K., Sutton R., Culverhouse P. Interval Kalman Filtering in Navigation System Design for an Uninhabited Surface Vehicle. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, issue 5, pp. 639–652.
- [17] Zhou J., Knedlik S., Loffeld O. INS/GPS Tightly-coupled Integration using Adaptive Unscented Particle Filter. *The Journal of Navigation*, 2010, vol. 63, issue 3, pp. 491–511.
- [18] Lee J.K., Jekeli C. A Dual-IMU/GPS based Geolocation System. *The Journal of Navigation*, 2012, vol. 65, issue 1, pp. 113–123.
- [19] Tereshkov V.M. Closed-loop estimation of oscillator g-sensitivity in a GNSS/IMU system. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2016, vol. 52, issue 3, pp. 1471–1477.
- [20] Tereshkov V.M. A Simple Observer for Gyro and Accelerometer Biases in Land Navigation Systems. *The Journal of Navigation*, 2015, vol. 68, issue 4, pp. 635–645.
- [21] Goodall C., Carmichael S., El-Shemy N., Scannel B. INS Face Off. MEMS vs. FOGs. *Inside GNSS*, 2012. URL: <http://www.insidegnss.com/node/3123> (дата обращения 26.11.2017).

Статья поступила в редакцию 14.05.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Салычев О.С., Мкртчян В.И. Подходы к выставке на подвижном основании для бесплатформенной инерциальной навигационной системы авиационного типа различного класса точности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1823>

Салычев Олег Степанович — генеральный конструктор ООО «ТеКнол», д-р техн. наук, профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных и учебных работ, в том числе 7 монографий в области инерциальной навигации и оптимальной фильтрации. e-mail: salychev@teknol.ru

Мкртчян Валерий Игоревич — главный специалист отдела разработки инерциальных систем и программного обеспечения ООО «ТеКнол». Автор 15 научных работ в области инерциальной навигации и теоретической механики. e-mail: v.mkrtchyan@teknol.ru

Approaches to alignment of airborne strapdown inertial navigation system of various accuracy classes on the moving base

© O.S. Salychev^{1,2}, V.I. Mkrtchyan²

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

²TeKnol Ltd., Moscow, 117246, Russia

The paper focuses on methods of alignment of the strap-down inertial navigation system (SINS) on a moving base. A special feature of the methods is the direct estimation of the SINS errors in determining the horizontal accelerations of the aircraft relative to the corresponding signals of the Global Navigation Satellite System (GNSS). This approach allows us to reduce the time of the transient estimation process in comparison with the usual approach, when the Kalman filter is used. In addition, the volume of a priori information required for evaluation is reduced. The study gives the results of full-scale tests of systems of low and medium accuracy classes on the Mi-8 helicopter. Furthermore, the paper considers the issues of reducing the preflight preparation of the SINS due to the horizontal alignment on a fixed base, with the azimuthal alignment being carried out using the GNSS tracking angle and the subsequent evaluation of the drift angle from the SINS error measurements at speed relative to the GNSS.

Keywords: SINS, alignment, INS/GNSS, navigation, AHRS

REFERENCES

- [1] Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2009, 558 p.
- [2] Groves P.D. *Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Artech House, 2013, 800 p.
- [3] Salychev O.S. *Verified approaches to inertial navigation*. Moscow, Bauman MSTU Press, 2017, 368 p.
- [4] Zorina O.A., et al. *Giroskopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2017, no. 2 (97), pp. 18–34.
- [5] Korkishko Ju.N., et al. *Giroskopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2014, no. 1 (84), pp. 14–25.
- [6] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, Bauman MSTU Press, 2012, 208 p.
- [7] Pazychev D.B. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskij zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2011, no. 3. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/168994.html> (accessed November 25, 2017).
- [8] Tereshkov V.M. *Metodika polunaturnykh ispytaniy korrektiruemykh besplatformennykh inertialnykh navigatsionnykh system*. Dis. kand. tekhn. nauk [Iron Bird Test Techniques of Updateable Strapdown Inertial Navigation Systems. Cand. eng. sc. diss.]. Moscow, 2011, 133 p.
- [9] Tereshkov V.M. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskij zhurnal — Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2010, no. 8. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/152269.html> (accessed November 25, 2017).
- [10] Emelyantsev G.I., Stepanov A.P., Blazhnov B.A. *Giroskopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2017, no. 2 (97), pp. 3–17.

- [11] Stepanov O.A. 8. *Optimal and sub-optimal filtering in integrated navigation systems*. Aerospace Navigation Systems. Wiley, 2016, pp. 244–298.
- [12] Farrell J.A. *Aided Navigation. GPS with High Rate Sensors*. McGraw-Hill, 2008, 530 p.
- [13] Tereshkov V.M. An intuitive approach to inertial sensor bias estimation. *International Journal of Navigation and Observation*, 2013, vol. 2013. Available at: <https://www.hindawi.com/journals/ijno/2013/762758/> (accessed November 26, 2017).
- [14] Kurdukov A.P., Stepanov O.A. *Avtomatika i telemekhanika — Automation and Remote Control*, 2016, no. 1, pp. 3–4.
- [15] Li W., Wang J. Effective Adaptive Kalman Filter for MEMS IMU/Magnetometers Intergrated Attitude and Heading Reference System. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, no. 1, pp. 99–113.
- [16] Motwani A., Sharma S.K., Sutton R., Culverhouse P. Interval Kalman Filtering in Navigation System Design for an Uninhabited Surface Vehicle. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, no. 5, pp. 639–652.
- [17] Zhou J., Knedlik S., Loffeld O. INS/GPS Tightly-coupled Integration using Adaptive Unscented Particle Filter. *The Journal of Navigation*, 2010, vol. 63, no. 3, pp. 491–511.
- [18] Lee J.K., Jekeli C. A Dual-IMU/GPS based Geolocation System. *The Journal of Navigation*, 2012, vol. 65, no. 1, pp. 113–123.
- [19] Tereshkov V.M. Closed-loop estimation of oscillator g-sensitivity in a GNSS/IMU system. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2016, vol. 52, no. 3, pp. 1471–1477.
- [20] Tereshkov V.M. A Simple Observer for Gyro and Accelerometer Biases in Land Navigation Systems. *The Journal of Navigation*, 2015, vol. 68, no. 4, pp. 635–645.
- [21] Goodall C., Carmichael S., El-Shemy N., Scannel B. *INS Face Off. MEMS vs. FOGs*. Inside GNSS, 2012. Available at: <http://www.insidegnss.com/node/3123> (accessed November 26, 2017).

Salychev O.S., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Bauman Moscow State Technical University, Designer General, TeKnol Ltd. Author of a number of scientific and educational works in the field of inertial navigation and optimal filtration. e-mail: salychev@teknol.ru

Mkrtychyan V.I., chief specialist, Department of inertial systems and software development, TeKnol Ltd. Author of 10 research publications in the field of inertial navigation systems and theory of mechanics. e-mail: v.mkrtychyan@teknol.ru