

**ПОСТРОЕНИЕ КОРРЕКТИРУЕМОЙ АВТОНОМНОЙ
БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ГИРОВЕРТИКАЛИ**И. Л. СУРОВ^{1*}, К. С. АЛЕКСЕЕВА², А. А. СИЗОВА², Т. Ю. ЛЕМЕШОНОК²¹ ГИРООПТИКА, Санкт-Петербург, Россия,

*surov@gyro.ru

² БГТУ „ВОЕНМЕХ“ им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Исследован вариант построения бесплатформенной инерциальной гировертикали с использованием коррекции по приборной скорости и барометрической высоте. Комплексирование выполняется на базе расширенного фильтра Калмана для летательного аппарата самолетной схемы. В качестве параметров направления местной вертикали использованы углы тангажа и крена. Выполнено математическое моделирование.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная гировертикаль, фильтр Калмана, приборная скорость, самолетная схема

Ссылка для цитирования: Суров И. Л., Алексеева К. С., Сизова А. А., Лемешонок Т. Ю. Построение корректируемой автономной бесплатформенной инерциальной гировертикали // Изв. вузов. Приборостроение. 2023. Т. 66, № 8. С. 637—645. DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-8-637-645.

CONSTRUCTION OF AN ADJUSTABLE AUTONOMOUS STRAPDOWN INERTIAL VERTICAL GYROI. L. Surov^{1*}, K. S. Alekseeva², A. A. Sizova², T. Yu. Lemeshonok²¹ GYROOPTICS, St. Petersburg, Russia,

*surov@gyro.ru

² D. F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, St. Petersburg, Russia

Abstract. A variant of constructing a strapdown inertial vertical gyro with the use of correction for the indicated speed and barometric altitude is studied. Integration is performed on the basis of an extended Kalman filter for an aircraft of the airplane scheme. The pitch and roll angles are used as parameters of the local vertical direction. Mathematical modeling is carried out.

Keywords: strapdown inertial vertical gyro, Kalman filter, indicated airspeed, airplane scheme

For citation: Surov I. L., Alekseeva K. S., Sizova A. A., Lemeshonok T. Yu. Construction of an adjustable autonomous strapdown inertial vertical gyro. *Journal of Instrument Engineering*. 2023. Vol. 66, N 8. P. 637—645 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-8-637-645.

Введение. Основным недостатком способа автономного определения собственной ориентации и построения вертикали на борту летательного аппарата (ЛА) при помощи инерциальных измерителей является неограниченное возрастание погрешностей со временем. В связи с этим решения, полученные с помощью алгоритма определения местной вертикали, часто объединяют с информацией от других измерителей, находящихся на борту ЛА.

Более всего распространен вариант комплексирования информации инерциальных навигационных систем с информацией от спутниковой навигационной системы (СНС) [1—3]. Комплексирование с СНС не всегда возможно из-за подверженности спутниковых навигационных систем влиянию внешних помех. В этой связи исследование автономных интегрированных навигационных систем без использования СНС является актуальной задачей.

Во многих работах предлагается выполнять корректировку параметров ориентации по двум известным неколлинеарным векторам: индукции магнитного поля Земли и силы тяго-

тения. Для измерения первого вектора используется триада магнитометрических преобразователей (МП), для измерения второго вектора используются акселерометры при допущении о равномерном движении в целом или в низкочастотной области измерений [2, 4—11]. Указанное допущение позволяет определить параметры ориентации с высокой точностью, но оно неприменимо при наличии собственных ускорений ЛА. Часть алгоритмов предполагает учет собственных ускорений при помощи измерения вектора скорости и последующей компенсации [12, 13]. Результаты измерения МП необходимо сравнивать с известными значениями проекций вектора индукции магнитного поля Земли, что затруднительно в условиях автономного полета. Чаще МП используют в качестве магнитного компаса для корректировки угла курса [2].

В работе предложен алгоритм комплексирования измеренных данных бесплатформенной инерциальной гировертикали (БИГВ), указателя скорости и высотомера при помощи фильтра Калмана для ЛА самолетной схемы (рис. 1).

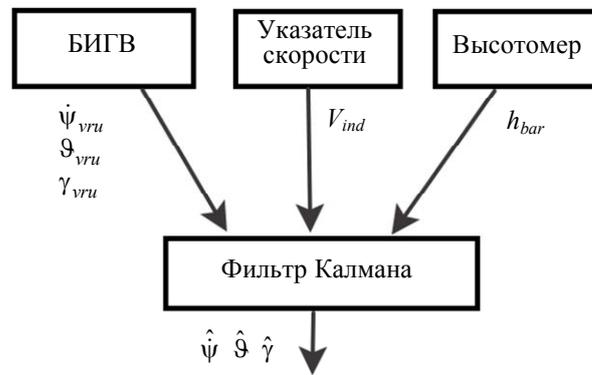


Рис. 1

Для измерения путевой скорости ЛА относительно стартовой системы координат возможно использовать измерители истинной воздушной скорости или приборной скорости в допущении об отсутствии скорости ветра. Такими измерителями могут служить аэрометрический, манометрический или термодинамический указатель скорости. В качестве измерителя высоты в настоящей работе рассмотрен барометрический высотомер, но также возможно использование радиотехнического высотомера.

Направление местной вертикали определено углами тангажа и крена. В качестве метода исследования используется математическое моделирование.

Описание математической модели. Определим стартовую систему координат (СК) $OX_n Y_n Z_n$ ($OX_n Y_n$ — плоскость стрельбы) и связанную СК $OXYZ$ (по ГОСТ 20058-80). Для описания алгоритма определим промежуточную СК $OX'Y'Z'$, полученную из стартовой при помощи положительного поворота вокруг OY_n на угол рыскания ψ [14].

Модель опорной траектории. Моделирование проводится на основе опорных данных телеметрии, полученных при натурных испытаниях. Опорные данные получены при помощи высокоточной навигационной системы для двух различных траекторий. Опорный угол рыскания изменяется в пределах $\pm 180^\circ$, опорные углы тангажа и крена — в пределах $\pm 40^\circ$ (на рис. 2 приведены опорные данные телеметрии для траектории № 1).

В математическую модель сигналов акселерометров и гироскопов помимо зашумленной информации о векторе угловой скорости и кажущегося ускорения, полученного по телеметрическим данным, добавлены систематические погрешности смещения нулей.

При моделировании не учитываются кривизна и вращение Земли, что обусловлено использованием акселерометрических измерений в векторе состояния (маятниковой коррекции). Кажущееся ускорение действует избирательно по направлению к определяемой местной вертикали [5, 10].

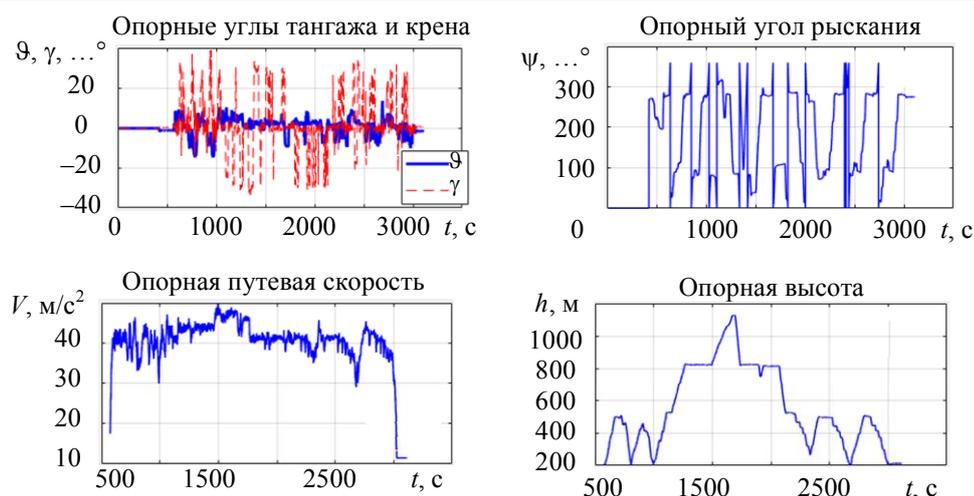


Рис. 2

В работе принято допущение об отсутствии боковой составляющей линейной скорости в промежуточной СК $OX'Y'Z'$, что характерно для ЛА самолетной схемы.

Алгоритм оценивания углов тангажа и крена на основе расширенного фильтра Калмана. Алгоритм объединения результатов измерения гировертикали, приборной скорости и барометрической высоты строится на основе расширенного фильтра Калмана (РФК) [15, 16]. Используем уравнения этапа экстраполяции:

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{G}_k \mathbf{Q}_k \mathbf{G}_k^T, \tag{1}$$

где \mathbf{F}_k — переходная на шаге k матрица динамики системы; \mathbf{G}_k — матрица, определяющая влияние вектора выходных шумов с ковариациями \mathbf{Q}_k ; $\mathbf{P}_{k|k-1}$ — априорная матрица ковариаций системы на шаге k ; \mathbf{P}_{k-1} — апостериорная матрица ковариаций системы на шаге $k - 1$.

Определим и пронумеруем элементы вектора состояния \mathbf{X} размерности (12,1) (см. таблицу).

Вектор состояния РФК

Элемент вектора	Обозначение, единица измерения	Параметр
\mathbf{X}_1	θ, \dots°	Угол тангажа
\mathbf{X}_2	γ, \dots°	Угол крена
\mathbf{X}_3	V'_{x_3} , м/с	Проекция вектора скорости ЛА на ось OX'
\mathbf{X}_4	V'_{y_3} , м/с	Проекция вектора скорости ЛА на ось OY'
\mathbf{X}_5	V'_{z_3} , м/с	Проекция вектора скорости ЛА на ось OZ'
\mathbf{X}_6	h , м	Высота ЛА
\mathbf{X}_7	ω_{0x} , рад/с	Систематическое в запуске смещение нуля гироскопа, установленного по оси OX связанной СК
\mathbf{X}_8	ω_{0y} , рад/с	Систематическое в запуске смещение нуля гироскопа, установленного по оси OY связанной СК
\mathbf{X}_9	ω_{0z} , рад/с	Систематическое в запуске смещение нуля гироскопа, установленного по оси OZ связанной СК
\mathbf{X}_{10}	a_{0x} , м/с ²	Систематическое в запуске смещение нуля акселерометра, установленного по оси OX связанной СК
\mathbf{X}_{11}	a_{0y} , м/с ²	Систематическое в запуске смещение нуля акселерометра, установленного по оси OY связанной СК
\mathbf{X}_{12}	a_{0z} , м/с ²	Систематическое в запуске смещение нуля акселерометра, установленного по оси OZ связанной СК

Система дифференциальных уравнений для получения априорной оценки вектора состояния $\hat{\mathbf{X}}_{k|k-1}$ формируется на основе численного интегрирования дифференциальных

кинематических уравнений изменения взаимного расположения связанной и промежуточной СК с учетом переносного ускорения, возникающего при развороте на угол рыскания:

$$\begin{aligned}\hat{\omega}'_y &= \omega_x^b \sin \hat{\vartheta} + \omega_y^b \cos \hat{\gamma} \cos \hat{\vartheta} - \omega_z^b \sin \hat{\gamma} \cos \hat{\vartheta}; \\ \hat{\vartheta} &= \omega_y^b \sin \hat{\gamma} + \omega_z^b \cos \hat{\gamma};\end{aligned}\quad (2)$$

$$\hat{\gamma} = \omega_x^b - \operatorname{tg} \hat{\vartheta} (\omega_y^b \cos \hat{\gamma} - \omega_z^b \sin \hat{\gamma});$$

$$\begin{pmatrix} \hat{V}'_x \\ \hat{V}'_y \\ \hat{V}'_z \end{pmatrix} = \mathbf{C}'_b \begin{pmatrix} a_x^b \\ a_y^b \\ a_z^b \end{pmatrix} - (\hat{\Psi} \times) \begin{pmatrix} \hat{V}'_x \\ \hat{V}'_y \\ 0 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{pmatrix};$$

$$\hat{h} = \hat{V}'_y;$$

$$\dot{\omega}_{0x} = 0; \quad \dot{\omega}_{0y} = 0; \quad \dot{\omega}_{0z} = 0;$$

$$\dot{a}_{0x} = 0; \quad \dot{a}_{0y} = 0; \quad \dot{a}_{0z} = 0,$$

где a_x^b, a_y^b, a_z^b — проекции кажущегося ускорения на оси связанной системы координат, измеряемые акселерометром; $\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b$ — проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения ЛА на оси связанной системы координат, измеряемые гироскопами;

$$(\hat{\Psi} \times) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \hat{\omega}'_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\hat{\omega}'_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \text{ — кососимметрическая матрица относительного вращения промежу-$$

точной СК вокруг стартовой; \mathbf{C}'_b — матрица направляющих косинусов перехода от связан-

ной к промежуточной СК; $\begin{pmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{pmatrix}$ — ускорение силы тяжести в проекциях на оси промежу-

точной СК.

Начальные условия для решения системы (2) определены при помощи опорных значений заданной траектории, ошибки начальной выставки в работе не учитываются.

Элементы матрицы динамики системы \mathbf{F}_k вычисляются на каждом шаге при помощи линеаризации с использованием уравнений (2).

Оценка РФК выполняется при помощи следующих известных уравнений:

$$\mathbf{K}_k = \frac{\mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T}{\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k}, \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{E} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1},$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k \mathbf{I}_k,$$

где \mathbf{K}_k — матрица усиления РФК на шаге k ; \mathbf{H}_k — матрица измерений РФК на шаге k ; \mathbf{R}_k — матрица ковариаций шумов измерений на шаге k ; $\hat{\mathbf{X}}_k$ — апостериорная оценка вектора состояния на шаге k ; \mathbf{I}_k — вектор невязки измерений на шаге k .

Ковариационная матрица \mathbf{P} в начальный момент времени инициализирована при помощи квадратов среднеквадратических отклонений (СКО) следующих параметров: $\sigma_{\theta_0} = \sigma_{\gamma_0} = 10^\circ$ — начальной неопределенности углов тангажа и крена; $\sigma_{V_{x0}'} = \sigma_{V_{y0}'} = \sigma_{V_{z0}'} = 1$ м/с — начальной неопределенности проекций линейной скорости; $\sigma_{h_0} = 5$ м — начальной неопределенности высоты; $\sigma_{\omega_{x0}} = \sigma_{\omega_{y0}} = \sigma_{\omega_{z0}} = 0,2$ °/с — систематического смещения нуля гироскопов в запуске; $\sigma_{a_{x0}} = \sigma_{a_{y0}} = \sigma_{a_{z0}} = 0,2$ м/с² — систематического смещения нуля акселерометров в запуске.

В постоянной матрице ковариаций шумов системы \mathbf{Q} размерности (12,1) учтен винеровский случайный процесс для моделирования шумов элементов вектора состояния \mathbf{X} . Матрица \mathbf{Q} сформирована при помощи квадратов СКО следующих параметров: $\sigma_{\omega_{wien}} = 0,5$ °/с — белого шума измерений гироскопов; $\sigma_{a_{wien}} = 0,5$ м/с² — белого шума измерений акселерометров; $\sigma_{\omega_{wien}} = 5 \cdot 10^{-5}$ °/с² — порождающего шума винеровского случайного процесса измерений гироскопов; $\sigma_{a_{wien}} = 2 \cdot 10^{-6}$ м/с³ — порождающего шума винеровского случайного процесса моделирования измерений акселерометров.

Матрица ковариаций шумов измерений \mathbf{R} сформирована при помощи квадратов СКО следующих параметров: $\sigma_{V_{ind}} = 1$ м/с — измерений приборной скорости; $\sigma_{V_{z=0}} = 2$ м/с — отклонений от нулевого значения для боковой составляющей линейной скорости; $\sigma_{h_{bar}} = 2$ м — измерений барометрической высоты. Предложенный алгоритм предполагает увеличение значения $\sigma_{V_{z=0}}$ при развороте, наличие которого фиксируется при возрастании абсолютного значения $\hat{\omega}'_y$.

Основой алгоритма объединения навигационной информации является выражение для формирования вектора невязки измерений \mathbf{I}_k размерностью (3,1) в допущении об отсутствии боковой составляющей линейной скорости в $OX'Y'Z'$:

$$\mathbf{I}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k|k-1} = \begin{pmatrix} V_{ind} \\ 0 \\ h_{bar} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \hat{V}'_x \cos \hat{\theta} - \hat{V}'_y \sin \hat{\theta} \\ \hat{V}'_z \\ \hat{h} \end{pmatrix}, \quad (4)$$

где V_{ind} — приборная скорость, м/с; h_{bar} — барометрическая высота, м; \mathbf{Z} — вектор измерений.

Элементы матрицы измерений \mathbf{H} размерностью (3,12) вычисляются при помощи линеаризации с использованием уравнений (4). Соответствующие ненулевые элементы матрицы измерений записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_{1,1} &= -\hat{V}'_x \sin \hat{\theta} + \hat{V}'_y \cos \hat{\theta}; \\ \mathbf{H}_{1,3} &= \cos \hat{\theta}; \quad \mathbf{H}_{1,4} = \sin \hat{\theta}; \\ \mathbf{H}_{2,5} &= 1; \quad \mathbf{H}_{3,6} = 1. \end{aligned} \quad (5)$$

Результаты математического моделирования. Моделирование начинается с момента появления достоверных данных приборной скорости. Выборка опорных данных сформирована на частоте 1 кГц. Обработка данных выполнена с прореживанием на частоте 200 Гц.

Выборка данных по измерениям сформирована на частоте 10 Гц. В представленных результатах все полученные данные синхронизированы и обрабатываются одним вектором.

Ошибки определения углов тангажа $\Delta\vartheta$ и крена $\Delta\gamma$, полученные в результате сравнения с опорными значениями углов, для траекторий № 1 и 2 представлены соответственно на рис. 3, а и б.

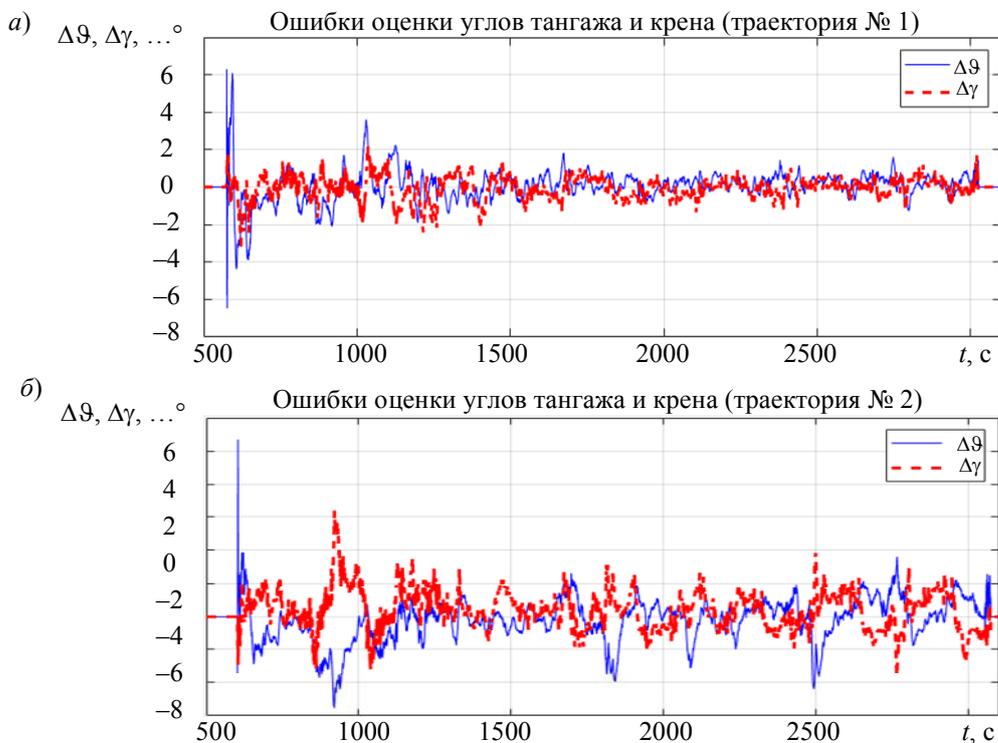


Рис. 3

Полученные оценки и заданные значения систематического смещения нуля гироскопов для траекторий № 1 и 2 представлены соответственно на рис. 4, а и б.

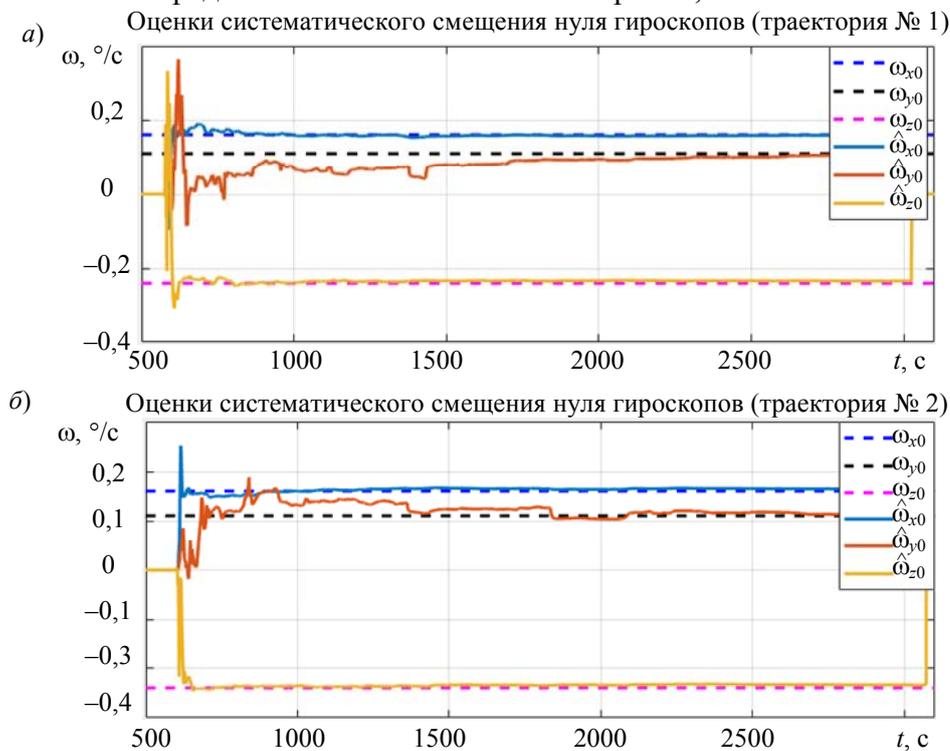


Рис. 4

Полученные оценки и заданные значения систематического смещения нуля акселерометров для траекторий № 1 и 2 представлены соответственно на рис. 5, а и б.

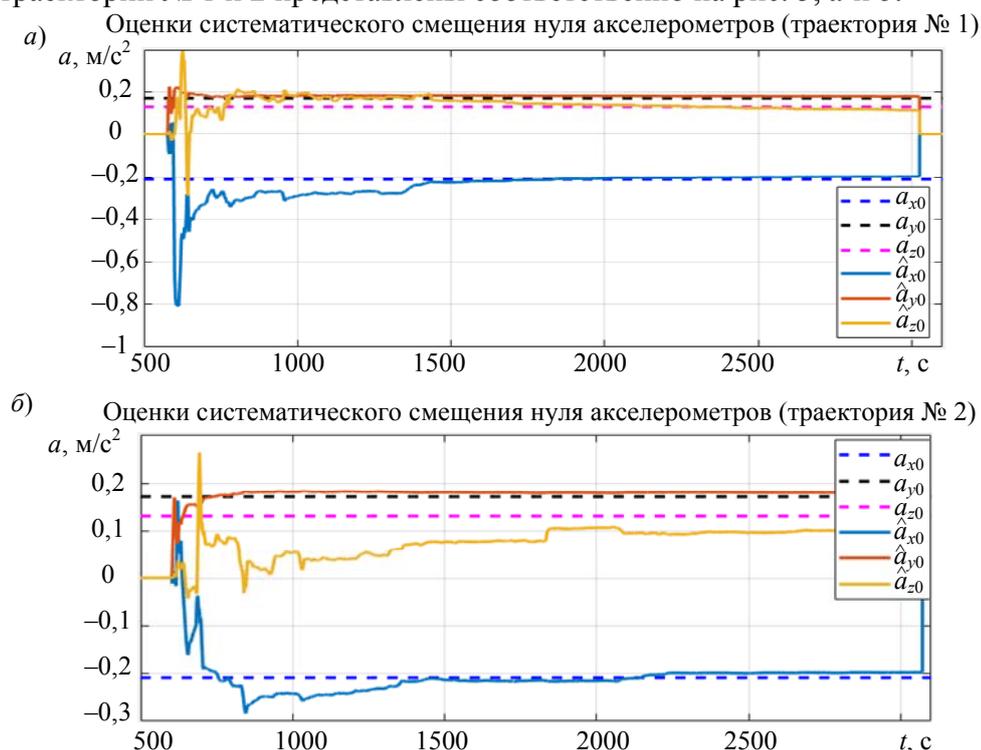


Рис. 5

Заключение. В работе предложен алгоритм комплексирования измерений БИГВ, указателя скорости и высотомера. Для имеющихся опорных траекторий погрешность оценки углов тангажа и крена в установившемся режиме работы фильтра не превышает 3° . При оценке погрешности определения углов тангажа и крена статистическими методами получено значение среднеквадратического отклонения $0,8^\circ$. Такой результат является хорошим для длительной работы (52 мин) автономной системы ориентации на подвижном объекте с использованием инерциальных датчиков средней точности. Оценки систематического смещения нулей гироскопов и акселерометров сходятся к истинным значениям.

Усовершенствование алгоритма возможно путем:

- добавления условий при изменении характера движения ЛА;
- изменения матриц ковариации фильтра в процессе движения;
- добавления алгоритма работы БИГВ в отсутствие данных о приборной скорости на базе комплементарного фильтра [5—7].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб: Электроприбор, 2009. 278 с. ISBN 978-5-900780-73-3.
2. Savage P. G. Strapdown fixed gain AHRS with GPS horizontal velocity and magnetometer heading aiding. Strapdown Associates, Inc. WBN-14029. 4 September 2021 [Электронный ресурс]: <www.strapdownassociates.com>.
3. Lopes H. J. D. Attitude Determination of Highly Dynamic Fixed-wing UAVs. Lisbon, Portugal: Instituto Superior Tecnico. 19.09.2011.
4. Madgwick S. O. H. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays. 30 April 2010. 32 p.
5. Матвеев В. В. Информационно-измерительные системы ориентации, стабилизации и навигации на кориолисовых вибрационных гироскопах: Дис. ... д.т.н. Тула: Тульский государственный университет, 2020. 361 с.

6. Mahony R., Hamel T., Pflimlin J.-M. Non-linear complementary filters on the special orthogonal group // IEEE Transact. on Automatic Control. 2008. Vol. 53, N 5. P. 1203—1217. DOI: 10.1109/TAC.2008.923738.
7. Yangzhu Wang, Ning Li, Xi Chen, Miao Liu. Design and Implementation of an AHRS Based on MEMS Sensors and Complementary Filtering // Advances in Mechanical Engineering. January 2014. Vol. 6. P. 214726. DOI:10.1155/2014/214726.
8. Hossam-E-Haider Md., Islam T., Islam Md. S. Comparison of Complementary and Kalman Filter Based Data Fusion for Attitude Heading Reference System // ICMEAS 2017. AIP Conf. Proc. 2017. Vol. 1919(1). DOI:10.1063/1.5018520.
9. Bingtuan Gao, Zhenyu Zhu, Jianguo Zhao, Boran Huang. A Wireless Swing Angle Measurement Scheme Using Attitude Heading Reference System Sensing Units Based on Microelectromechanical Devices // Sensors. 2014. Vol. 14. P. 22595—22612. DOI:10.3390/s141222595.8.
10. Пат. РФ 2564379С1. Бесплатформенная инерциальная курсоверткаль / В. Ф. Заец, В. С. Кулабухов, Б. О. Качанов. Оpubл. 27.09.2015. Бюл. № 27.
11. Islam M. S., Shajid-Ul-Mahmud M., Islam T., Amin M. S., and Hossam-E-Haider Md. A low cost MEMS and complementary filter based attitude heading reference system (AHRS) for low speed aircraft // 3rd Intern. Conf. on Electrical Engineering and Information Communication Technology (ICEEICT). Dhaka, Bangladesh, 2016. P. 1—5. DOI: 10.1109/CEEICT.2016.7873047.
12. Lee S. Ch., Hong S. K. Velocity-Aided Attitude Estimation for Helicopter Aircraft Using Microelectromechanical System Inertial-Measurement Units // Sensors. 2016. Vol. 16, N 12. P. 2102. DOI:10.3390/s16122102.
13. Xiaoyu Ye, Yifan Zeng, Qinghua Zeng, Yijun Zou. Airspeed-Aided State Estimation Algorithm of Small Fixed-Wing UAVs in GNSS-Denied Environments // Sensors. 2022. Vol. 22. P. 3156.
14. Савельев Ю. П. Лекции по уравнениям динамики полета и внешней баллистики. СПб, 2003. 350 с. ISBN 5-901954-11-4.
15. Savage P. G. Strapdown analytics. Strapdown Associates, Inc. 2000 [Электронный ресурс]: <www.strapdownassociates.com>.
16. Степанов О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб: Электроприбор, 2012. 417 с.

Сведения об авторах

- Илья Леонидович Суров** — АО „ГИРООПТИКА“, отдел систем управления; начальник отдела; E-mail: surov@gyro.ru
- Ксения Сергеевна Алексеева** — канд. техн. наук, доцент; БГТУ „ВОЕНМЕХ“ им. Д. Ф. Устинова, кафедра динамики и управления полетом летательных аппаратов E-mail: alekseeva_ks@voenmeh.ru
- Анастасия Александровна Сизова** — канд. техн. наук, доцент; БГТУ „ВОЕНМЕХ“ им. Д. Ф. Устинова, кафедра динамики и управления полетом летательных аппаратов E-mail: sizova_aa@voenmeh.ru
- Татьяна Юрьевна Лемешонок** — канд. техн. наук, доцент; БГТУ „ВОЕНМЕХ“ им. Д. Ф. Устинова, кафедра динамики и управления полетом летательных аппаратов E-mail: lemeshonok_tiu@voenmeh.ru

Поступила в редакцию 02.03.2023; одобрена после рецензирования 16.03.2023; принята к публикации 22.06.2023.

REFERENCES

1. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroyeniya besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem* (Basics of Building Strapdown Inertial Navigation Systems), St. Petersburg, 2009, 278 p., ISBN 978-5-900780-73-3.
2. Savage P.G. *Strapdown fixed gain AHRS with GPS horizontal velocity and magnetometer heading aiding*, Strapdown Associates, Inc. WBN-14029, September 4, 2021, www.strapdownassociates.com.
3. Hugo J. Dias Lopes *Attitude Determination of Highly Dynamic Fixed-wing UAVs*, Instituto Superior Tecnico, Lisbon, Portugal, 09.19.2011.
4. Sebastian O.H. *Madgwick An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays*. April 30, 2010, 32 p.
5. Matveev V.V. *Informatsionno-izmeritel'nyye sistemy oriyentatsii, stabilizatsii i navigatsii na koriolisovykh vibratsionnykh giroskopakh* (Information-Measuring Systems of Orientation, Stabilization and Navigation on Coriolis Vibratory Gyroscopes), Doctor's thesis, Tula, 2020, 361 p. (in Russ.)

6. Mahony R., Hamel T., Pflimlin J.-M. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2008, no. 5(53), pp. 1203–1217, DOI: 10.1109/TAC.2008.923738.
7. Yangzhu Wang, Ning Li, Xi Chen, Miao Liu. *Advances in Mechanical Engineering*, January, 2014, vol. 6, pp. 214726, DOI:10.1155/2014/214726.
8. Hossam-E-Haider Md., Islam T., Islam Md. S. *International Conference on Mechanical Engineering and Applied Science (ICMEAS 2017)*, AIP Conference Proceedings, 2017, no. 1(1919), DOI:10.1063/1.5018520.
9. Bingtuan Gao, Zhenyu Zhu, Jianguo Zhao, Boran Huang, *Sensors*, 2014, vol. 14, pp. 22595–22612, DOI:10.3390/s141222595.8.
10. Patent RU 2564379C1, *Besplatformennaya inertsiyal'naya kursovertikal'* (Strapdown Inertial Course Vertical), V.F. Zaets, V.S. Kulabukhov, B.O. Kachanov, Published 27.09.2015, Bulletin 27. (in Russ.)
11. Islam M.S., Shajid-Ul-Mahmud M., Islam T., Amin M.S. and Hossam-E-Haider M. *2016 3rd International Conference on Electrical Engineering and Information Communication Technology (ICEEICT)*, Dhaka, Bangladesh, 2016, pp. 1–5, DOI: 10.1109/CEEICT.2016.7873047.
12. Sang Cheol Lee, Sung Kyung Hong, *Sensors*, 2016, no. 16(12), pp. 2102, DOI:10.3390/s16122102.
13. Xiaoyu Ye, Yifan Zeng, Qinghua Zeng, Yijun Zou, *Sensors*, 2022, vol. 22, pp. 3156.
14. Saveliev Yu.P. *Lektsii po uravneniyam dinamiki poleta i vneshney ballistiki* (Lectures on Equations of Flight Dynamics and External Ballistics), St. Petersburg, 2003, 350 p., ISBN 5-901954-11-4. (in Russ.)
15. Savage P.G. *Strapdown analytics*, Strapdown Associates, Inc. 2000, www.strapdownassociates.com.
16. Stepanov O.A. *Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoy informatsii. Chast' 2. Vvedeniye v teoriyu fil'tratsii* (Fundamentals of the Theory of Estimation with Applications to the Problems of Processing Navigational Information. Part 2. Introduction to the Theory of Filtration), St. Petersburg, 2012, 417 p. (in Russ.)

Data on authors

- | | |
|-------------------------------|--|
| Ilya L. Surov | — GYROOPTICS JSC, Department of Control Systems; Head of the Department; E-mail: surov@gyro.ru |
| Ksenia S. Alekseeva | — PhD, Associate Professor; D. F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, Department of Dynamics and Flight Control of Aircraft, E-mail: alekseeva_ks@voenmeh.ru |
| Anastasia A. Sizova | — PhD, Associate Professor; D. F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, Department of Dynamics and Flight Control of Aircraft, E-mail: sizova_aa@voenmeh.ru |
| Tatyana Yu. Lemeshonok | — PhD, Associate Professor; D. F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, Department of Dynamics and Flight Control of Aircraft, E-mail: lemehonok_tiu@voenmeh.ru |

Received 02.03.2023; approved after reviewing 16.03.2023; accepted for publication 22.06.2023.