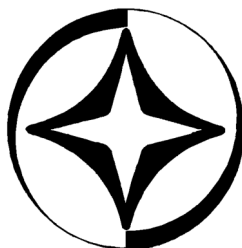


XXIX САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ



30 мая – 1 июня 2022

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ, РОССИЯ

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

- МЕЖДУНАРОДНОЙ ОБЩЕСТВЕННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ «АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ» (АНУД)
- НАЦИОНАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ИТМО, РОССИЯ
- ИНСТИТУТА ИНЖЕНЕРОВ ПО ЭЛЕКТРОТЕХНИКЕ И ЭЛЕКТРОНИКЕ – ОБЩЕСТВА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ (IEEE – AESS)
- ФРАНЦУЗСКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (IFN)
- НЕМЕЦКОГО ИНСТИТУТА НАВИГАЦИИ (DGON)
- КИТАЙСКОГО ОБЩЕСТВА ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ТЕХНИКИ (CSIT)
- ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ», РОССИЯ

Динамическая калибровка и испытание МЭМС-модуля с использованием опорной инерциально-спутниковой навигационной системы

А.В. Чернодаров
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»,
Университет МАИ, Москва, Россия
e-mail: chernod@mail.ru

С.П. Тимошенко
Университет МИЭТ
Москва, Россия
e-mail: spt@micee.ru

А.П. Патрикеев
«Экспериментальная мастерская НаукаСофт»,
Москва, Россия
e-mail: apatrikeev@naukasoft.ru

С.А. Иванов
Раменский приборостроительный завод,
Раменское, Московская область, Россия
e-mail: srpremier@mail.ru

Аннотация—Рассматривается двухуровневая калибровка инерциальных микро-электро-механических систем (МЭМС). В таких системах чувствительными элементами (ЧЭ) являются акселерометры и вибрационные гироскопы, ориентированные по трем ортогональным осям и размещенные в одном инерциальном измерительном модуле. Первый этап калибровки проводится в заводских условиях на стенде без линейных перегрузок. Второй этап реализуется в динамическом режиме в подвижной лаборатории, обеспечивающей линейные перегрузки. На этом этапе оцениваются дрейфы сигналов ЧЭ, а также перекосы их измерительных осей, которые остаются после заводской калибровки. Кроме того, проводится параметрическая идентификация динамических моделей дрейфов сигналов ЧЭ. Такие модели необходимы для прогнозирования и компенсации погрешностей ЧЭ в автономных режимах инерциальной навигации, в том числе, при потере спутниковых сигналов. Предлагается оценивать погрешности ЧЭ в движении с использованием информации от опорной инерциально-спутниковой навигационной системы и обобщенного фильтра Калмана. Анализируются результаты натурных экспериментов.

Ключевые слова—инерциальная навигационная система, глобальная навигационная спутниковая система, микро-электро-механические датчики, калибровка, обобщенный фильтр Калмана.

1. ВВЕДЕНИЕ

Современное состояние комплексов бортового оборудования подвижных объектов характеризуется применением интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем (ИСНС) [1,2]. В ИСНС глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) обеспечивают высокоточное позиционирование, а инерциальные (ИНС) - определение угловой ориентации, а также резервирование ГНСС в сложной помеховой обстановке. При ограничении на размеры и массу ИСНС бесплатформенные ИНС (БИНС) могут строиться на базе инерциальных микро-электро-механических систем (МЭМС).

Типовой инерциальный измерительный модуль (ИИМ), построенный по МЭМС технологии, включает [3] ортогонально расположенные триады вибрационных гироскопов и акселерометров. БИНС-МЭМС [4], построенная на базе ИИМ ADIS16488 [5] разработки компании Analog Devices [5], показана на рис. 1. В такой БИНС взаимодействие с потребителями реализуется с помощью цифрового сигнального процессора (ЦСП). ЦСП построен на вычислительной плате «OLinXino A20 micro» с адаптером, предназначенным для синхро-

низации интерфейсов SPI и UART. На рис. 2 представлен ИИМ на базе МЭМС ГКВ-10 разработки «Лаборатории микроприборов» (Зеленоград) [6].

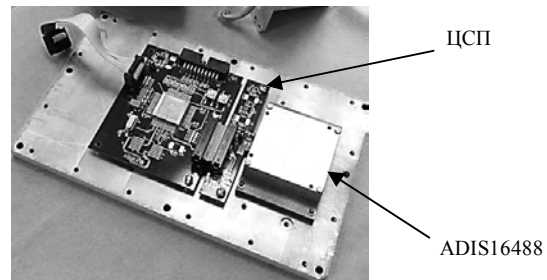


Рис. 1. БИНС-МЭМС на базе ИИМ ADIS16488



Рис. 2. МЭМС ГКВ-10

МЭМС ГКВ-10 по сравнению с модулем ADIS16488 имеет стандартный интерфейс RS-485, что существенно облегчает построение ИСНС на его основе.

Учитывая перспективы развития и применения малогабаритных ИСНС, а также возможности современных встраиваемых вычислителей, представляется целесообразным разрабатывать аналитические подходы к оценке и компенсации погрешностей МЭМС-ИИМ. Такие подходы позволяют также выполнять идентификацию их динамических моделей. Динамические модели учитывают изменение параметров МЭМС-ИИМ в процессе эксплуатации, а также обеспечивают требуемые точностные характеристики ИСНС в автономном инерциальном режиме при потере сигналов ГНСС. Можно отметить, что систематические погрешности МЭМС-ИИМ оцениваются, как правило, в процессе стендовой калибровки. Такая калибровка не позволяет имитировать динамические режимы работы ИСНС, связанные с линейными и угловыми ускорениями.

Традиционно [7] динамическая калибровка МЭМС-ИИМ выполняется в движении с использованием данных о координатах и скоростях от ГНСС. Однако, в этом случае дрейфы сигналов гироскопов и акселеро-

метров имеют плохую наблюдаемость. Поэтому предлагается для динамической калибровки МЭМС-ИИМ использовать, кроме скоростных и позиционных параметров, данные об ориентации, угловых скоростях и ускорениях от опорной более точной БИНС.

Цель работы – повышение точностных характеристик МЭМС-ИИМ на основе комбинированной калибровки в стационарном и динамическом режимах.

II. ЗАВОДСКАЯ СТЕНДОВАЯ КАЛИБРОВКА МЭМС

При стендовой калибровке вектор погрешностей МЭМС-ИИМ, как правило, включает [8], [9] систематические дрейфы сигналов чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров, а также угловые отклонения осей ЧЭ от идеального ортогонального трехгранника. Например, для гироскопического модуля, такой вектор имеет вид

$$x_{\Delta\dot{\Theta}} = [x_{\delta\dot{\Theta}}^T x_{\dot{\Theta}}^T]^T, \quad (1)$$

$$\text{где } x_{\delta\dot{\Theta}} = [\delta\dot{\Theta}_x \ \delta\dot{\Theta}_y \ \delta\dot{\Theta}_z]^T - \quad (2)$$

вектор систематических угловых дрейфов гироскопов;

$x_{\dot{\Theta}} = [\delta_{xy} \ \delta_{xz} \ \delta_{yx} \ \delta_{yz} \ \delta_{zx} \ \delta_{zy}]^T$ – вектор угловых «перекосов» осей гироскопов; ox, oy, oz – оси ИИМ.

Процедура калибровки связана с формированием наблюдений при последовательном вращении стенда вокруг осей ox, oy, oz . Например, при вращении ИИМ вокруг оси ox наблюдение будет иметь вид

$$Z_x = [\dot{\Theta}_x \ \dot{\Theta}_y \ \dot{\Theta}_z]^T_{\text{ИИМ}} - [\ddot{\Theta}_x \ 0 \ 0]^T_{\text{Стенд}}, \quad (3)$$

где $\dot{\Theta} = [\dot{\Theta}_x \ \dot{\Theta}_y \ \dot{\Theta}_z]^T$ – вектор сигналов датчиков угловых скоростей; $\ddot{\Theta}_x$ – опорный сигнал.

Наблюдение (3) связано со следующей моделью

$$Z_x = H_x x + \vartheta,$$

$$\text{где } H_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \omega_y & \omega_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & \omega_x & \omega_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_x & \omega_y \end{bmatrix}_{\text{ИИМ}} ;$$

ϑ – вектор ошибок формирования опорных угловых скоростей вращения стенда.

При заводской калибровке, как правило, ошибки стенда не учитываются. Оценку вектора ошибок ИИМ \hat{x} в этом случае можно найти методом наименьших квадратов, решив следующее уравнение

$$\hat{x} = H_{xyz}^{-1} Z_{xyz}, \quad (4)$$

где $H_{xyz} = [H_x^T \ H_y^T \ H_z^T]^T$; $Z_{xyz} = [Z_x^T \ Z_y^T \ Z_z^T]^T$.

Повысить точность оценивания ошибок инерциальных измерителей можно путем обработки наблюдений (4) с помощью последовательной модификации обобщенного фильтра Калмана (ОФК) [10]. В этом случае исключаются ошибки операции обращения матрицы H_{xyz} в уравнении (4), а также учитываются случайные погрешности стенда.

В процессе стендовой калибровки не могут быть выполнены следующие процедуры:

- оценка динамических ошибок ИИМ, возникающих при комплексном воздействии линейных перегрузок и угловых «рывков»;
- идентификация моделей ошибок ЧЭ;
- контроль качества выполненных калибровок.

Тестирование ИИМ в движении выполняется в составе БИНС с учетом заводских калибровочных коэффициентов, запомненных в процессорном модуле БИНС-МЭМС.

III. ДИНАМИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА МЭМС ДАТЧИКОВ

Динамическая калибровка датчиков БИНС-МЭМС в движении может быть выполнена путем взаимодействия с эталонной ИСНС. Для этого должны синхронно регистрироваться сигналы инерциальных датчиков обеих систем, а также сигналы ГНСС. При постобработке зарегистрированных данных в БИНС-МЭМС решается задача инерциальной навигации, а в эталонной ИСНС – задача инерциально-спутниковой навигации. В рассматриваемой работе в качестве эталонной ИСНС использовалась система БИНС-500НС [11]. При калибровке инерциальных датчиков в движении в базовый вектор состояния БИНС-МЭМС дополнительно включаются систематические дрейфы, а также перекосы измерительных осей ЧЭ.

Модели погрешностей МЭМС-ИИМ формируются таким образом [8], [9], чтобы их структура соответствовала общим уравнениям ошибок БИНС

$$dx/dt = \dot{x}(t) = A(t)x(t) + G(t)\xi(t), \quad (5)$$

где $A(t) = \partial F[Y(t)/\partial Y]_{Y(t)=Y_{\text{БИНС}(t)}}$ – матрица коэффициентов, характеризующих динамику изменения ошибок БИНС; $\xi(t)$ – вектор возмущений; $G(t)$ – матрица интенсивностей возмущений; $Y(t)$ – вектор параметров движения; $Y_{\text{БИНС}}(t)$ – вектор параметров, формируемых БИНС путем решения основных уравнений инерциальной навигации.

Случайные дрейфы сигналов ЧЭ: гироскопов и акселерометров, имеют, как правило, экспоненциальную корреляционную функцию и описываются уравнениями формирующих фильтров первого порядка [12] вида (5).

Оценки коэффициентов сноса \hat{A}_μ и диффузии \hat{G}_μ в таких моделях имеют вид [13]

$$\hat{A}_\mu = - \sum_{j=0}^N \ln \hat{r}_j / \sum_{j=0}^N \tau_j ; \quad \hat{G}_\mu = \hat{\sigma}_\mu \sqrt{2\hat{A}_\mu}, \quad (6)$$

где $\mu = a$; $\mu = g$ – индексы, соответствующие акселерометру и гироскопу; $\hat{r}_j = \hat{K}_{\mu(j)} / \hat{\sigma}_{\mu}^2$ – нормированная корреляционная функция; $\hat{K}_{\mu(j)}$ – статистическая корреляционная функция, определяемая по оценкам \hat{x}_j , зафиксированным при калибровке; $\hat{\sigma}_{\mu}^2 = \hat{K}_{\mu}(0)$; $\tau_j = j\Delta t$; $\Delta t = t_i - t_{i-1}$; t_i – дискретные моменты времени.

После идентификации параметры \hat{a}_{μ} и \hat{G}_{μ} включаются в модель ошибок БИНС (5).

Динамическая калибровка МЭМС-ИИМ реализуется в навигационном режиме при взаимодействии с опорной системой БИНС-500НС. Оценивается вектор ошибок, расширенный относительно базового для системы БИНС-500НС и имеющий вид

$$x = \underbrace{\begin{bmatrix} x_q^T & x_{\omega}^T & x_p^T & x_V^T & x_a^T \end{bmatrix}}_{\text{базовые элементы}} \underbrace{\begin{bmatrix} x_{\Delta\theta}^T & x_{\Delta a}^T \end{bmatrix}}_{\text{дополнительные элементы}}^T,$$

где x_q – ошибки счисления элементов кватерниона ориентации [14]; x_{ω} – автокоррелированные (АК) дрейфы гироскопов с параметрами модели (6); x_p – ошибки счисления элементов кватерниона навигации [14]; x_V – ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости; x_a – АК смещения сигналов акселерометров; $x_{\Delta a}$ – вектор систематических погрешностей акселерометров, аналогичных (1).

Оценка вектора ошибок БИНС-МЭМС может быть выполнена путем обработки с помощью ОФК следующих наблюдений

$$\begin{aligned} Z_{K(i)} &= [\varphi_i \lambda_i]_{\text{БИНС-МЭМС}}^T - [\varphi_i \lambda_i]_{\text{ИСНС}}^T; \\ Z_{V(i)} &= [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{\text{БИНС-МЭМС}}^T - [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{\text{ИСНС}}^T; \\ Z_{\bar{\Theta}(i)} &= \bar{\Theta}_{\text{ИИМ-МЭМС}(i)} - \bar{\Theta}_{\text{ИИМ-ИСНС}(i)}; \\ Z_{\bar{V}_a(i)} &= \bar{V}_a(\text{МЭМС-ИИМ})_i - \bar{V}_a(\text{ИИМ-ИСНС})_i, \end{aligned}$$

где $\bar{\Theta}_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) d\tau$ – вектор углов поворота ИИМ;

$\bar{V}_a(i) = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \bar{a}(\tau) d\tau$ – вектор приращений кажущейся скорости ИИМ.

После калибровки оценки систематических ошибок ЧЭ и параметров (6) запоминаются в процессорном модуле БИНС-МЭМС. В навигационном режиме, как правило, реализуется только базовый вектор ошибок БИНС-МЭМС.

IV. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Эксперименты проводились в наземных условиях с размещением оборудования в подвижной лаборатории на базе автомобиля. Циклограмма работы систем БИНС-500НС и БИНС-МЭМС включала начальную выставку методом аналитического гироскопирования [14] ($t = 0 \div 270$ с), точную начальную выставку с использованием геофизических инвариантов [14] и ОФК ($t = 270 \div 740$ с), навигационный режим, реализующий всеширотный алгоритм счисления координат [14] ($t > 740$ с).

При проведении экспериментов БИНС функционировала в индикаторном режиме. В таком режиме оценки ошибок компенсируются в выходных сигналах БИНС. В системе БИНС-500НС реализуется защита информационной целостности инерциально-спутниковых наблюдений [15].

На рис. 3 показана круговая позиционная ошибка ΔS опорной системы БИНС-500НС в инерциально-спутниковом режиме, где

$$\begin{aligned} \Delta S &= \sqrt{\delta_{\varphi}^2 + \delta_{\lambda}^2}; \delta_{\varphi} = (\varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{ГНСС}}) R; \\ \delta_{\lambda} &= (\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{ГНСС}}) R \cos \varphi_{\text{ГНСС}}; \end{aligned}$$

R – величина радиуса-вектора местоположения ИСНС.

Параметр ΔS является критерием качества калибровки. Можно видеть, что для системы БИНС-500НС его значение не превышает 11 метров за час.

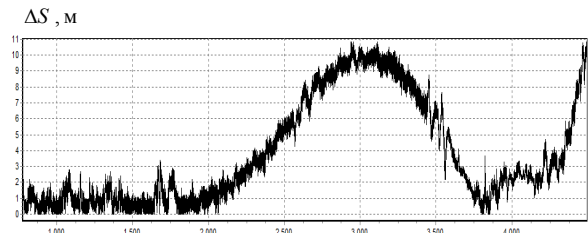


Рис. 3. Круговая позиционная ошибка опорной системы БИНС-500НС в инерциально-спутниковом режиме

На рис. 4 показана ошибка БИНС на базе МЭМС ГКВ-10 в инерциальном режиме без калибровки. Можно видеть, что в этом случае ошибка превышает 1000 км за час. Это соответствует дрейфам гироскопов на уровне $10^\circ/\text{час}$.

При тестировании БИНС-МЭМС выполнялась компенсация оценок дрейфов гироскопов и смещений сигналов акселерометров, полученных при калибровке.

На рис. 5 показана ошибка ΔS системы БИНС-МЭМС в инерциальном режиме после предварительной калибровки в стационарных условиях. Можно видеть, что ошибка ΔS в этом случае превышает 40 км за час. Это соответствует дрейфам гироскопов на уровне $0.4^\circ/\text{час}$.

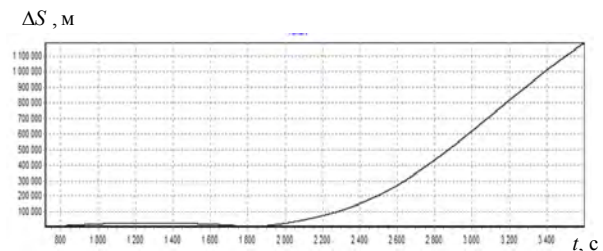


Рис. 4. Круговая ошибка системы БИНС-МЭМС в инерциальном режиме

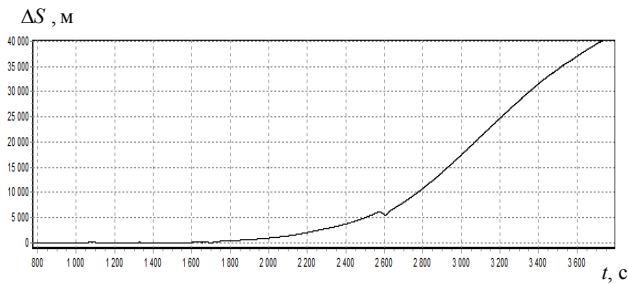


Рис. 5. Круговая ошибка системы БИНС-МЭМС в инерциальном режиме после стационарной калибровки

На рис. 6 показана ошибка ΔS системы БИНС-МЭМС в инерциальном режиме после калибровки в стационарных условиях и в движении, а также с учетом параметрической идентификации моделей шумов датчиков.

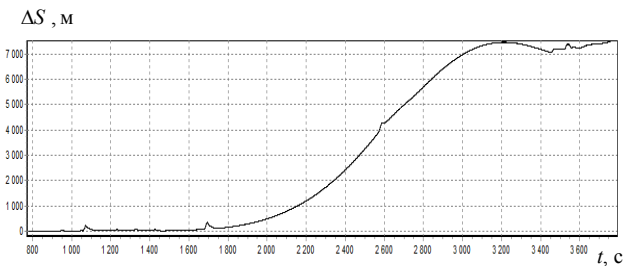


Рис. 6. Круговая ошибка системы БИНС-МЭМС в инерциальном режиме после калибровки в стационарных условиях и в движении

Можно видеть, что после комплексной калибровки в стационарных условиях и в динамическом режиме круговая позиционная ошибка системы БИНС-МЭМС дополнительно уменьшилась в 6 раз.

Следует отметить, что представленные результаты получены без компенсации температурных дрейфов чувствительных элементов БИНС-МЭМС.

V. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали целесообразность выполнения комбинированной наземно-бортовой калибровки инерциальных измерительных модулей на базе МЭМС-датчиков. Предлагаемая технология такой калибровки основана на использовании опорной ИСНС и математического аппарата ОФК. В процессе динамической калибровки может быть также выполнена параметрическая идентификация моделей ошибок МЭМС-датчиков, необходимых для интеграции с ГНСС.

- [1] Емельянец Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2016. 394 с.
- [2] Noureldin, A., Karamat, T., and Georgy, J. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Heidelberg, Springer-Verlag, 2013.
- [3] Матвеев В.В., Располов В.Я. Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС-датчиках. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. 225 с.
- [4] Chernodarov, A.V., Khalyutina, O.S., and Patrikeev, A.P., Monitoring and Optimization of the Structure of a Navigation System on a Set of MEMS Sensors, IEEE International Seminar on Electron Devices Design and Production, SED-2019, Proc. s232, pp. 1–6, IEEE, C. 8798438, Prague, 2019.
- [5] The Analog Devices website. ADIS16488A. Tactical Grade, Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor, 2018. [Online]. Available: <http://www.analog.com/>
- [6] <https://mp-lab.ru/products/ins-about/gkv-10/>
- [7] Li, X., and Li, Z., Vector-Aided In-Field Calibration Method for Low-End MEMS Gyros in Attitude and Heading Reference Systems, IEEE Trans. Instrum. Meas., Nov. 2014, vol. 63, no. 11, pp. 2675–2681.
- [8] Rogers, R., Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems. Second Edition. AIAA, Reston, 2003.
- [9] Titterton, D., and Weston, J., Strapdown Inertial Navigation Technology. Second Edition, Progress in Astronautics and Aeronautics Series, AIAA, Reston, 2004, vol. 207.
- [10] Maybeck, P., Stochastic Models, Estimation and Control, New York: Academic Press, vol. 2, 1982.
- [11] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Карпов О.А. Летная отработка инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500НС в высоких широтах // XXV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2018. С. 296–299.
- [12] Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
- [13] Чернодаров А.В. Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. М.: Научтехлитиздат, 2017. 300 с.
- [14] Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Переляев С.Е. Инерциальная навигация и геофизические инварианты // XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2021. С. 173–180.
- [15] Чернодаров А.В. Контроль и адаптивно-робастная защита целостности инерциально-спутниковых наблюдений // XXVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2020. С. 30–40.