
Хачатурян А.А., Пономарева С.И., Силина Е.С. Повышение качества промышленного производства путем компенсации влияния температуры на выходные параметры акселерометра в бесплатформенной инерциальной навигационной системе // Информационно-экономические аспекты стандартизации и технического регулирования, 2018. № 6(46).

УДК 004.023

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПРОМЫШЛЕННОГО ПРОИЗВОДСТВА ПУТЕМ КОМПЕНСАЦИИ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ВЫХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ АКСЕЛЕРОМЕТРА В БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Хачатурян А.А., доктор экономических наук, профессор, ФГКВОУ ВО «Военный университет» Минобороны России

Пономарева С.И., кандидат экономических наук, ФГБОУ ВО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет»,

Силина Е.С., соискатель ФГБОУ ВО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет»

***Аннотация:** в статье представлены современные подходы к повышению качества промышленного производства навигационных систем для определения местоположения конкретного физического объекта в пространстве. Одной из таких систем является бесплатформенная инерциальная навигационная система. Такая система состоит из чувствительных элементов и вычислителя. В качестве чувствительных элементов используются гироскопы и акселерометры, с которых поступает информация на вычислитель. В статье объектом исследования выступают промышленные предприятия, выпускающие навигационную технику, а предметом исследования является акселерометр, входящий в бесплатформенную инерциальную навигационную систему. Акселерометр – это прибор, измеряющий проекцию кажущегося ускорения. Как правило, акселерометр представляет собой чувствительную массу, закреплённую в упругом подвесе. Отклонение массы от её первоначального положения при наличии кажущегося ускорения несёт информацию о величине этого ускорения. Предметом исследования являются показания акселерометра и показания с температурных датчиков акселерометра. Практически в любой современной аппаратуре есть датчики температуры. Это устройство, которое позволяет измерить температуру объекта или вещества, используя при этом различные свойства и характеристики измеряемых тел или среды. Цель работы – скомпенсировать погрешности показаний с температурных датчиков акселерометра. Изначально, система на наклонно-поворотном столе неподвижна, но температурные изменения*

внешней среды и шумы влияют на показания акселерометров, поэтому появляются отклонения от истинных значений. Будет получена модель погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы, включающая уравнения погрешностей в зависимости от температурного режима изменений температуры внешней среды. А так же будет рассмотрен способ компенсации погрешностей при помощи обобщенного метода наименьших квадратов.

Ключевые слова: промышленные предприятия, навигационная система, инерциальная система, навигация, моделирование, чувствительный элемент, акселерометр, температура

UDC 004.023

IMPROVING THE QUALITY OF INDUSTRIAL PRODUCTION BY COMPENSATION OF THE INFLUENCE OF TEMPERATURE ON THE OUTPUT PARAMETERS OF THE ACCELEROMETER IN THE FREE PLATFORM INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

Khachatryan A.A., doctor of economics sciences, professor, Military University

Ponomareva S.V., candidate of economic sciences, associate professor, Perm
national research polytechnic university

Silina E.S., Perm national research polytechnic university

***Abstract:** The scientific article presents quality improvement of industrial production of navigation systems for determining the location of a specific physical object in space. One of such systems is a strapdown inertial navigation system. Such a system consists of sensitive elements and a calculator. As sensitive elements, gyroscopes and accelerometers are used, from which information is transmitted to the calculator. In the article, the object of the research is the industrial enterprises producing navigation equipment, and the subject of the research is the accelerometer, which is a part of the free inertial navigation system. An accelerometer is a device that measures the projection of apparent acceleration. As a rule, the accelerometer is a sensitive mass, fixed in an elastic suspension. The deviation of the mass from its initial position in the presence of apparent acceleration carries information about the magnitude of this acceleration. The subject of the research is the readings of the accelerometer and readings from the temperature sensors of the accelerometer. Practically in any modern equipment there are temperature sensors. This is a device that allows you to measure the temperature of an object or substance, while using various properties and characteristics of the measured bodies or media. The purpose of the work is to compensate for errors in readings from the temperature sensors of the accelerometer. Initially, the system on a tilt-swivel table is fixed, but temperature changes in the external environment and noise affect accelerometer readings, so*

deviations from the true values appear. An error model of a strap-free inertial navigation system will be obtained, including error equations depending on the temperature regime and changes in the ambient temperature. A method for compensating for errors using the generalized method of least squares will also be considered.

Keywords: industrial enterprises, navigation system, inertial system, navigation, modeling, sensitive element, accelerometer, temperature

Актуальность темы заключается в том, что бесплатформенные инерциальные навигационные системы (далее по тексту БИНС) в настоящее время находят широкое применение в навигационных системах летательных аппаратах, судов и движущихся объектов для определения параметров ориентации и навигации. БИНС отличается автономностью работы, высокой надежностью, удобством эксплуатации, малыми габаритами и массой.

Научная проблема, поставленная в этой статье, в том, что автономной работе БИНС свойственно наличие периодических ошибок, вызванных, например, температурными датчиками акселерометра.

Степень изученности материала: тема статьи, на взгляд авторов, недостаточно изучена в отечественной научной литературе, но следует отметить вклад следующих учёных: Ю.Н. Коркишко исследовал инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов [1]; Л.Г. Доросинский рассмотрел основы и принципы построения инерциальных навигационных систем [2]; Г.И. Джанджгава исследовал аспекты бесплатформенной инерциальной навигационной системы на базе твердотельного волоконного гироскопа [3]; И.В. Патюрель рассмотрел бесплатформенную инерциальную навигационную систему на основе ВОГ с уходом одна морская миля в месяц [4]; В.В. Акишин исследовал основные особенности анализа ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы по экспериментальным траекторным данным для случая сложной траектории [5]; Д.С. Силантьев описал модель ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы летательного аппарата [6]; Д.А. Ковтун

исследовал улучшение точности бесплатформенных инерциальных навигационных систем с пространственно распределенным набором датчиков[7]; С.Ю.Денисов рассмотрел стабилизацию выходных параметров прецизионных акселерометров, применяемых в инерциальных системах навигации[8]; Г.В. Феоктистов рассмотрел микроэлектромеханические акселерометры в системах инерциальной навигации[9]; В.Л.Будкин исследовал инерциальные датчики для систем навигации и ориентации[10]; Д.В. Павлов исследовал метод температурной калибровки блока микромеханических акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы [11]; Ю.Г. Егоров рассмотрел синтез модели процесса калибровки триады акселерометров инерциальной навигационной системы[12]; С.П. Тимошенко рассмотрел применение МЭМС-сенсоров в системах навигации и ориентации подвижных объектов[13]; В.И. Акилин разработал методику алгоритмической компенсации погрешностей кварцевых акселерометров, вызванных действием температуры окружающей среды[14]; А.А. Галамай исследовал тарировка акселерометров БИНС при векторном согласовании с высокоточной ИНС [15];В.В. Иванов рассмотрел спутниковые навигационные системы связи [16]; А.С. Степаненко исследовал развитие навигационных систем в гражданской авиации [17]; Н.В. Павлов исследовал аспекты спутниковых навигационных систем [18]; В. Коринченко рассмотрел прием сигналов глобальной навигационной системы galileo в России [19]; Б.И. Лобойко исследовал защиту современных спутниковых навигационных систем от помех [20].

Методы исследования материала: моделирование погрешностей БИНС при трех температурных режимах, дедукция.

Представим графики зависимостей сигналов по осям x , y , z во всех трех режимах:

- от нормальных климатических условий (далее по тексту НКУ) до -55 (режим 1);

- от -10 до +25 (режим 2);
- от -55 до -10 (режим 3).

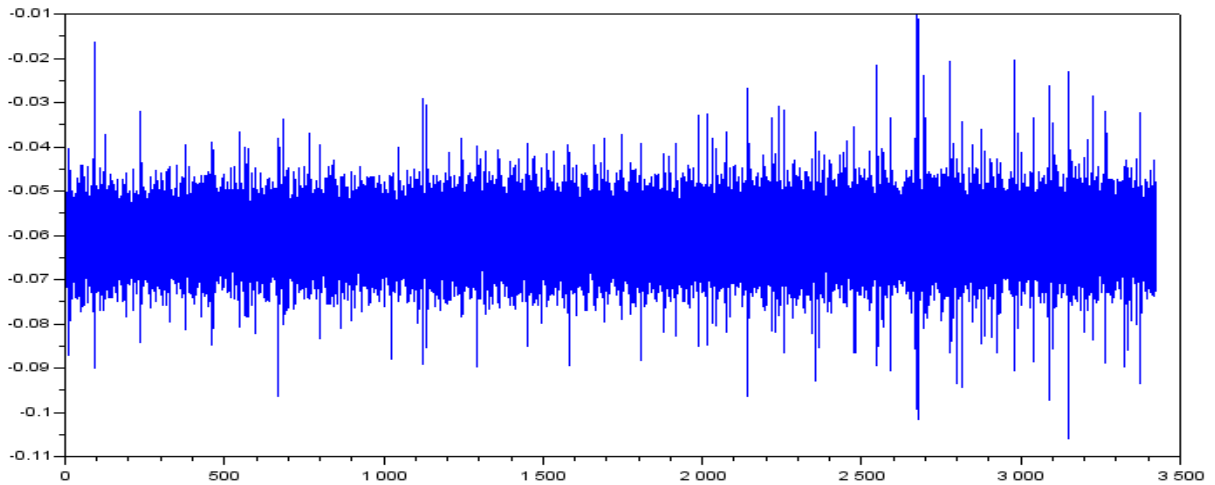


Рис. 1 Показания акселерометра по оси X в режиме 1 [составлено авторами]

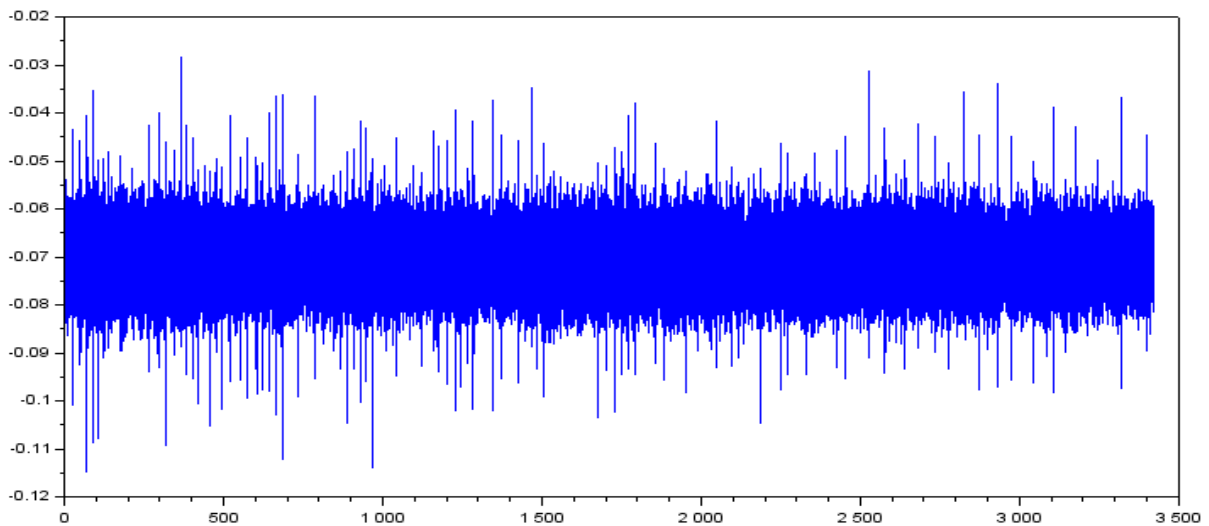


Рис. 2 Показания акселерометра по оси X в режиме 2 [составлено авторами]

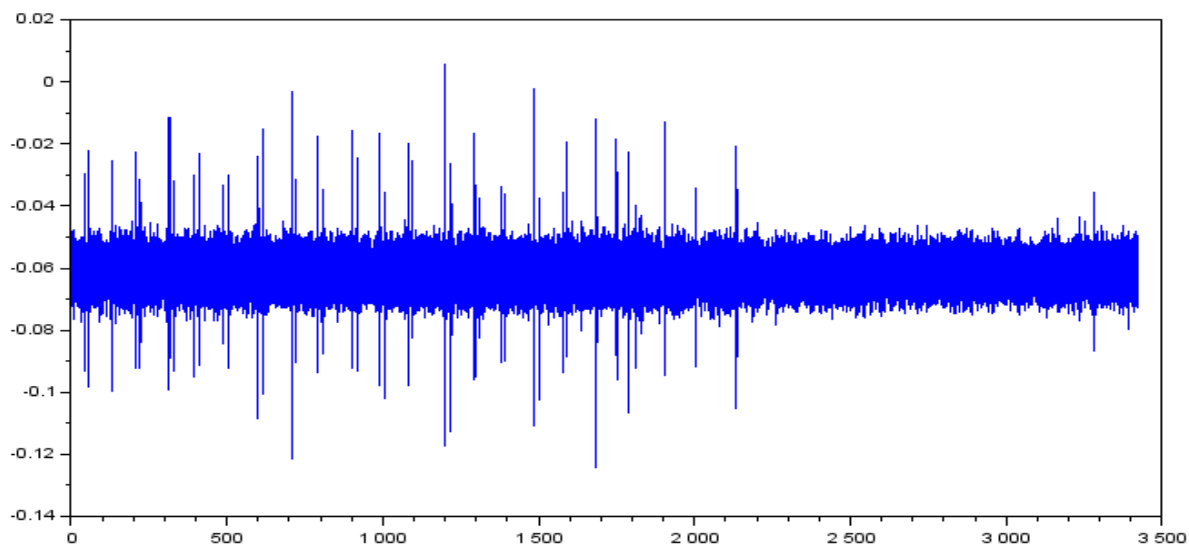


Рис. 3 Показания акселерометра по оси X в режиме 3 [составлено авторами]

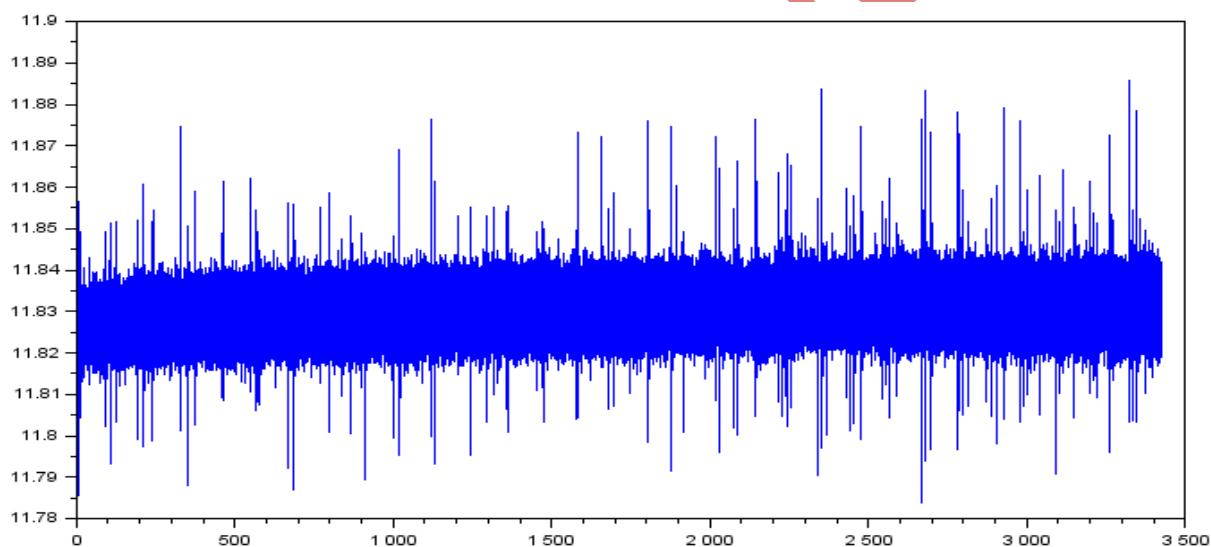


Рис. 4 Показания акселерометра по оси Y в режиме 1 [составлено авторами]

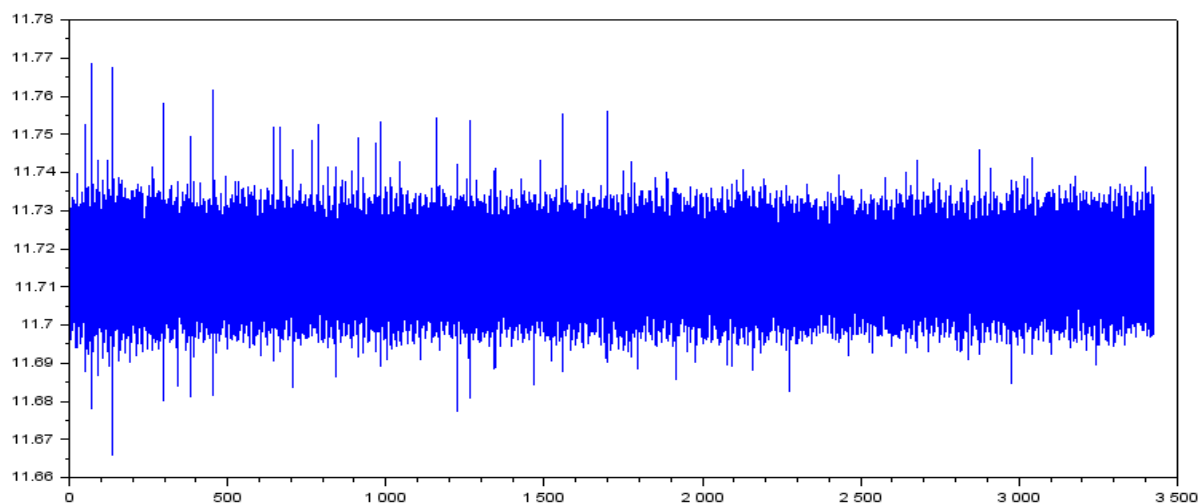


Рис. 5 Показания акселерометра по оси Y в режиме 2 [составлено авторами]

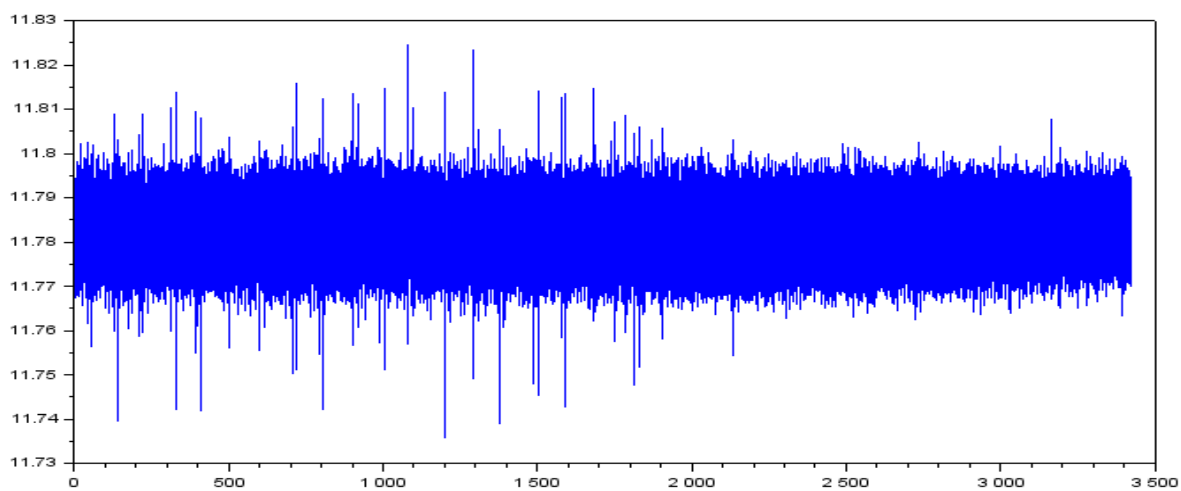


Рис. 6 Показания акселерометра по оси Y в режиме 3 [составлено авторами]

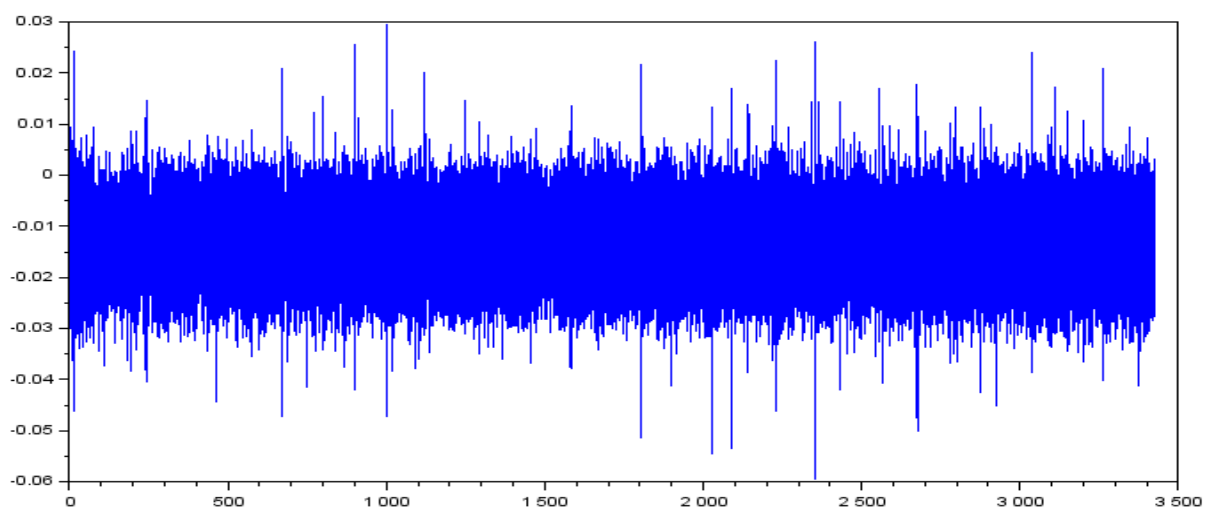


Рис. 7 Показания акселерометра по оси Z в режиме 1 [составлено авторами]

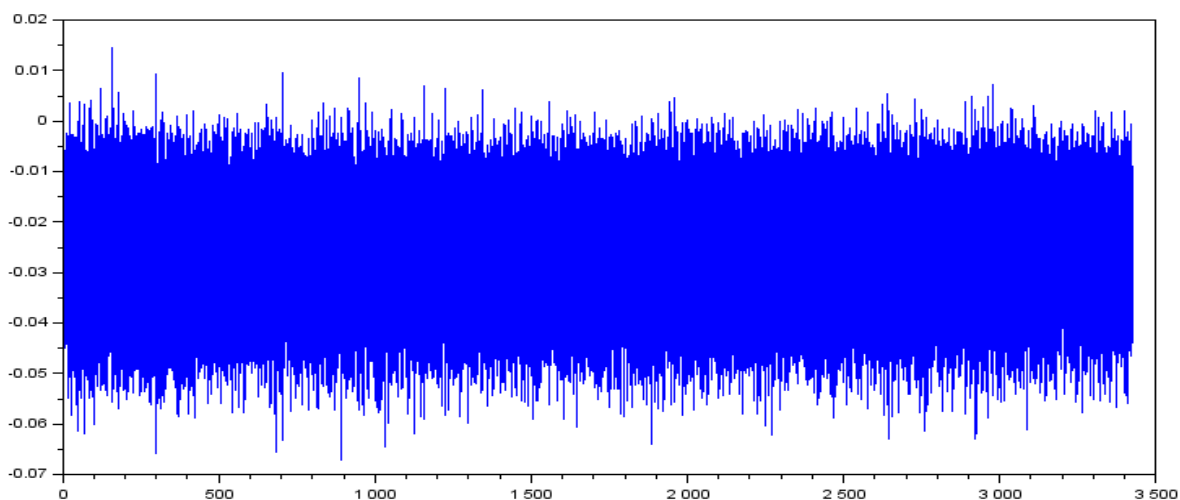


Рис. 8 Показания акселерометра по оси Zв режиме 2[составлено авторами]

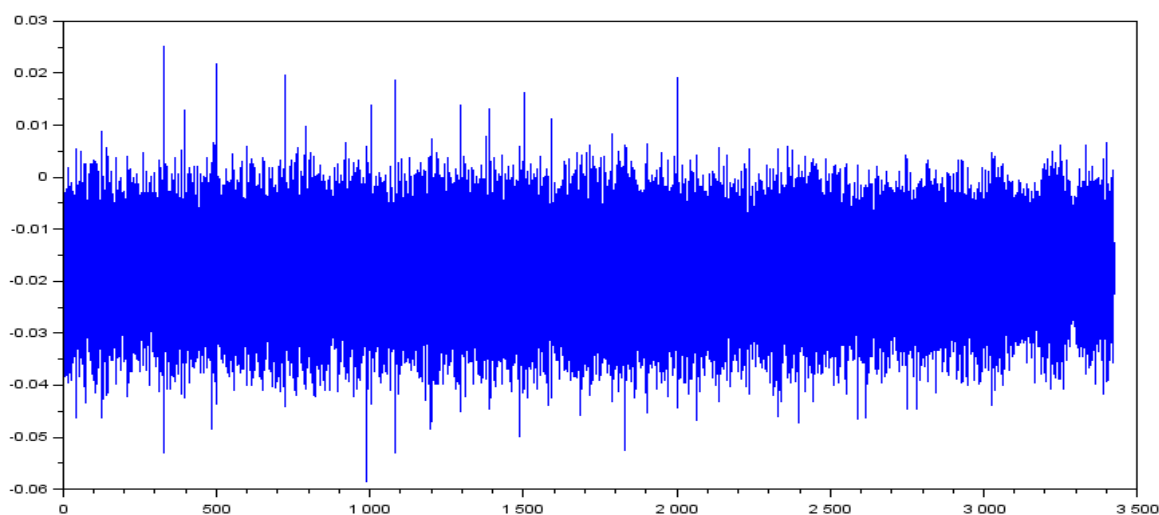


Рис. 9 Показания акселерометра по оси Zв режиме 3[составлено авторами]

По данным, изображенным на рисунках, заметим, что для всех режимов требуется фильтрация.

Для наглядности, показания акселерометра осредненым скользящим средним (реализация осреднения произведена в среде Scilab). Представим графики для режима 1.

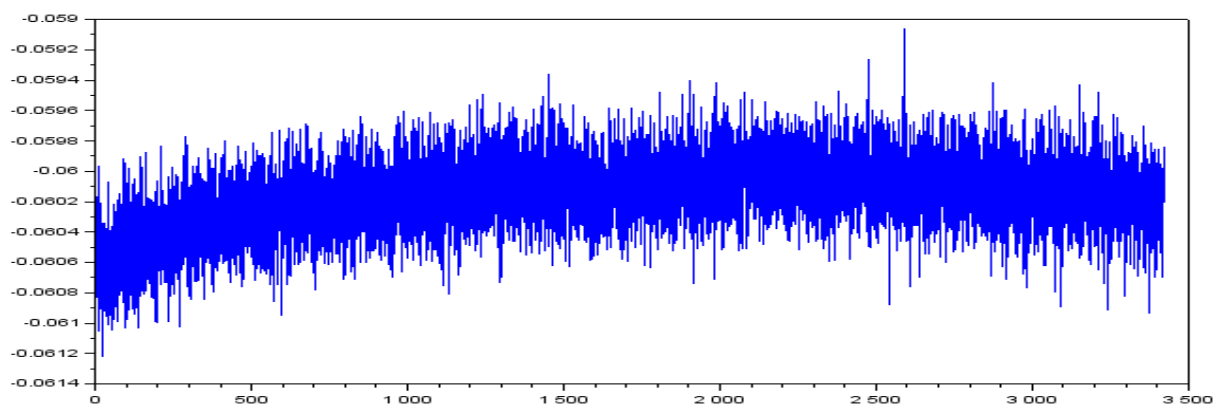


Рис. 10 Осреднение скользящим средним по оси X в режиме 1 [составлено авторами]

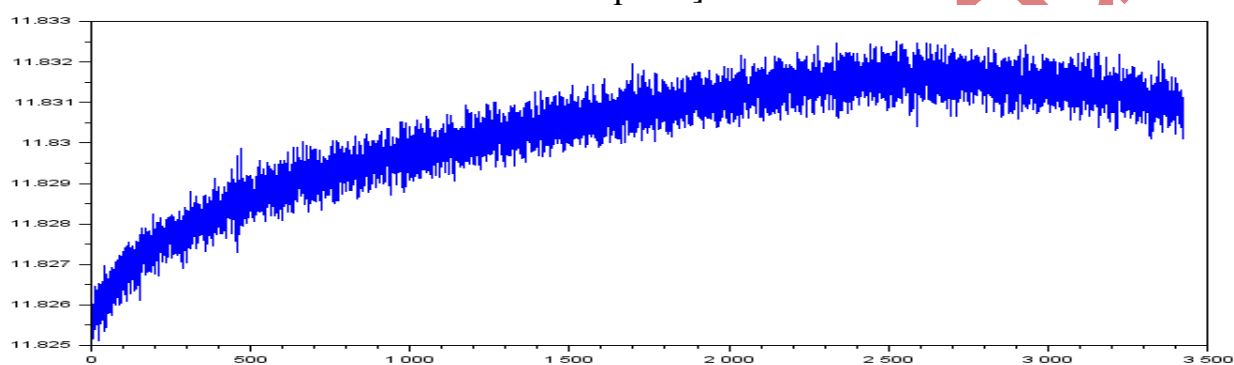


Рис. 11 Осреднение скользящим средним по оси Y в режиме 1 [составлено авторами]

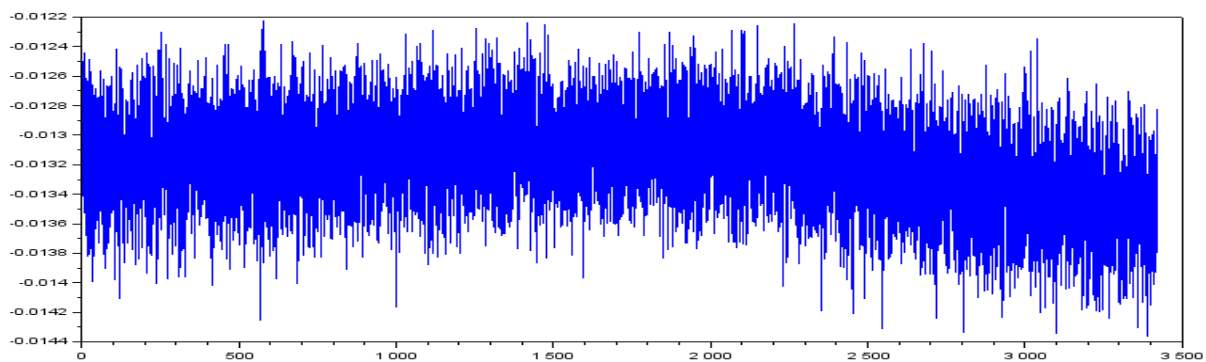


Рис. 12 Осреднение скользящим средним по оси Z в режиме 1 [составлено авторами]

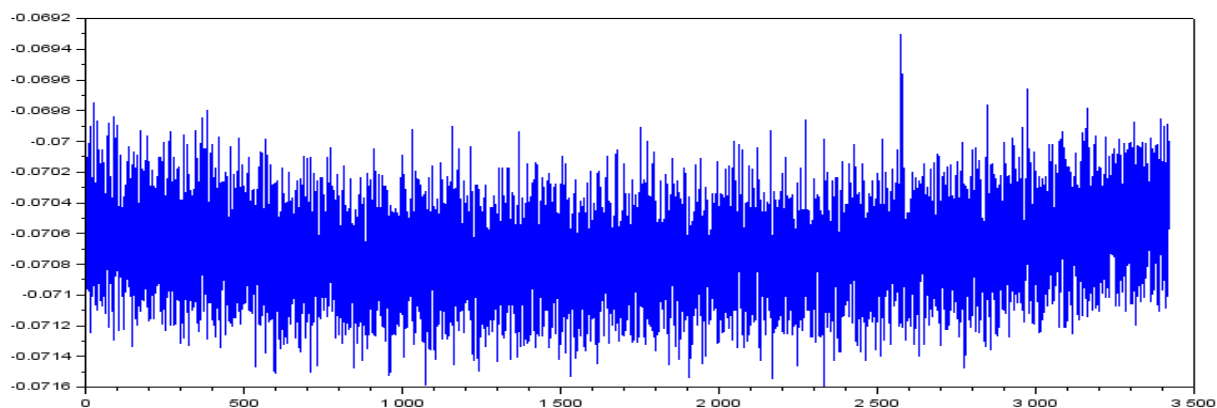


Рис. 13 Осреднение скользящим средним по оси X в режиме 2 [составлено авторами]

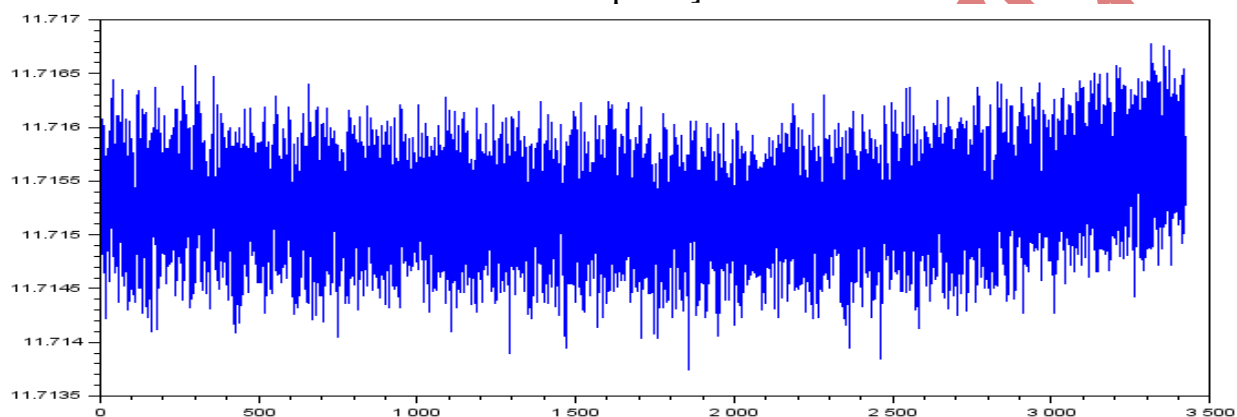


Рис. 14 Осреднение скользящим средним по оси Y в режиме 2 [составлено авторами]

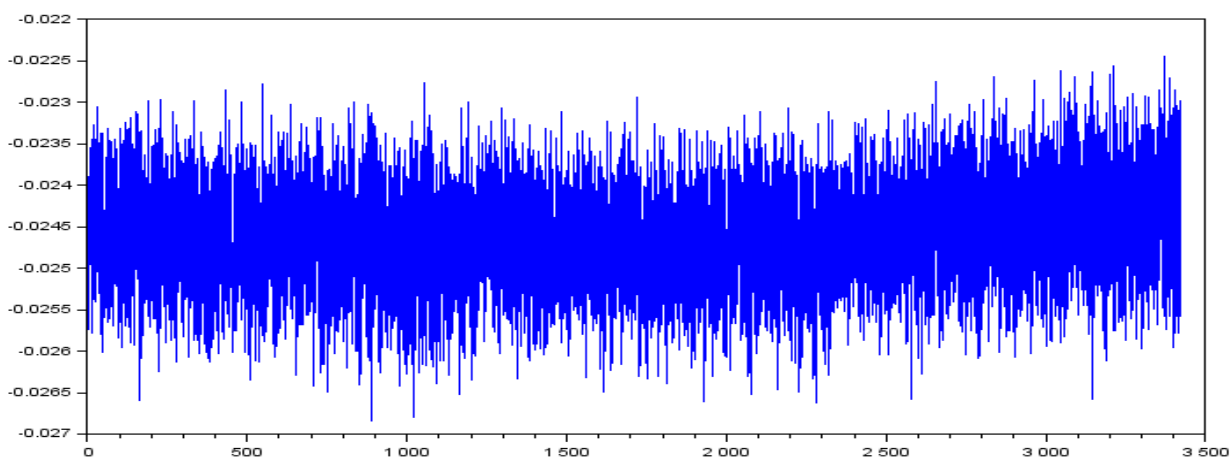


Рис. 15 Осреднение скользящим средним по оси Z в режиме 2 [составлено авторами]

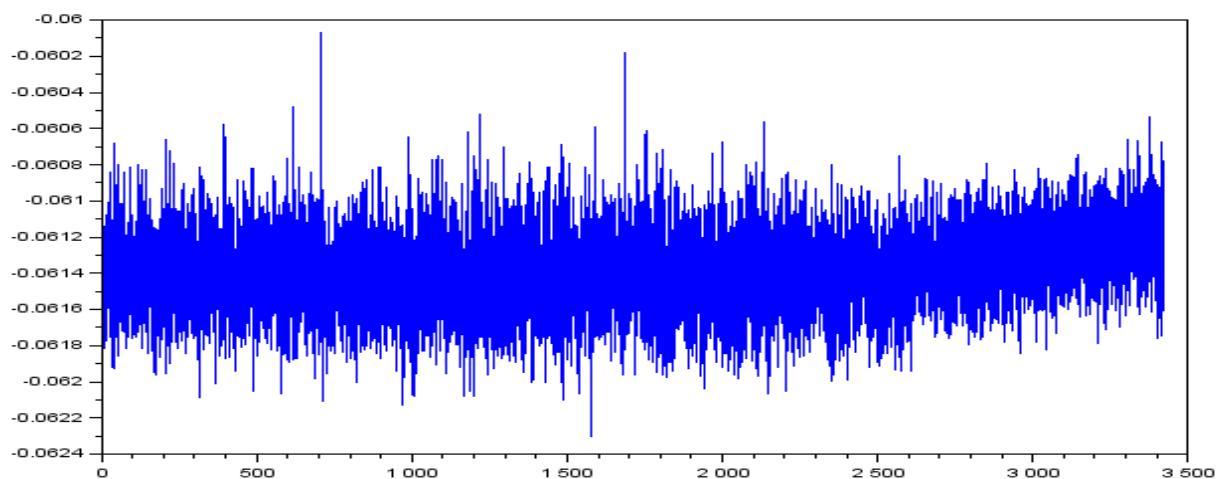


Рис. 16 Осреднение скользящим средним по оси X в режиме 3 [составлено авторами]

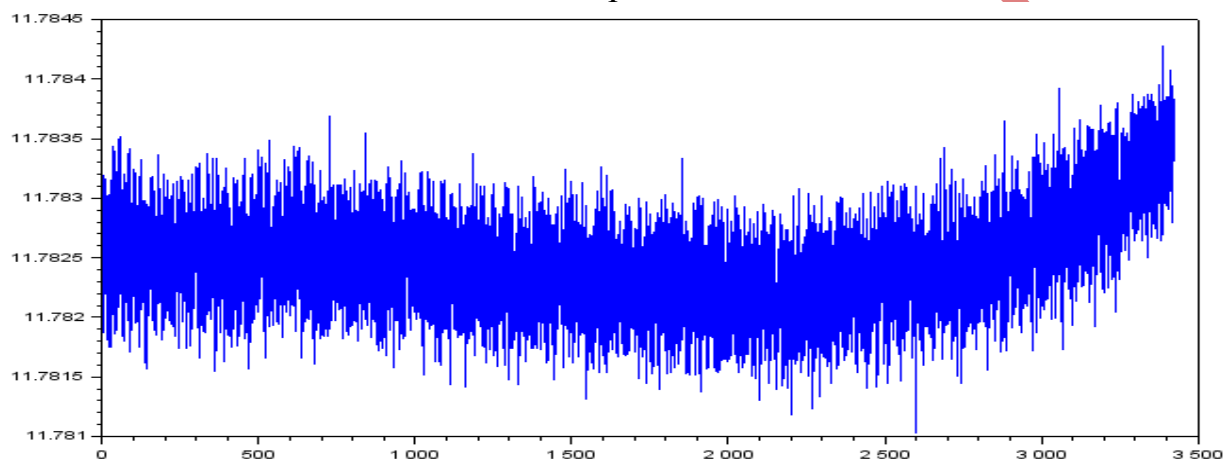


Рис. 17 Осреднение скользящим средним по оси Y в режиме 3 [составлено авторами]

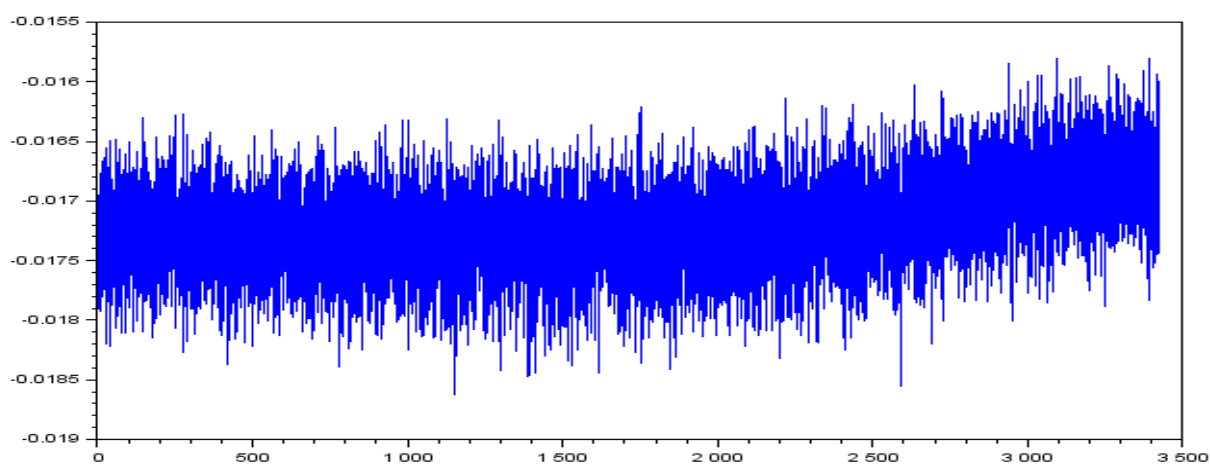


Рис. 18 Осреднение скользящим средним по оси Z в режиме 3 [составлено авторами]

Необходимо построить модель компенсации системы. Для простоты построим модели линейной и квадратичной зависимости (алгоритм реализован в среде Scilab).

Рассмотрим линейную зависимость [составлено авторами]:

$$X_{\text{акс}} = k_x \cdot t^{\circ\text{C}} + S_x, \quad (1)$$

где $X_{\text{акс}}$ – показания акселерометра по оси x , [м/с²];

k_x – коэффициент зависимости значений от температуры;

t – температура, °С;

S_x – смещение нуля.

Аналогичную операцию выполняем для осей Y и Z .

Рассмотрим квадратичную зависимость [составлено авторами]:

$$X_{\text{акс(кв)}} = k_{xt^2} \cdot (t^{\circ\text{C}})^2 + k_x \cdot t^{\circ\text{C}} + S_x, \quad (2)$$

где k_{xt^2} – коэффициент квадратичной зависимости от температуры.

Аналогичную операцию выполняем для осей Y и Z .

Запишем рассматриваемую модель компенсации в матричном виде [составлено авторами]:

$$[X] = k[t^{\circ\text{C}}] + S_x \begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $[X]$ – вектор значений показаний акселерометра по оси X

Преобразуем матричное выражение [составлено авторами]:

$$[X] = \begin{bmatrix} t^{\circ\text{C}} & 1 \\ t^{\circ\text{C}} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ S_x \end{bmatrix}, \quad (4)$$

В таблице 1 представлены значения k_x и S_x для каждой из осей режима 1.

Значения коэффициентов k_x и S_x в режиме 1

Показатель	Ось X	Ось Y	Ось Z
$k_x, (^\circ\text{C}^{-1})$	0,0001583	0,0018432	0,0018432
$S_x, [\text{м}/\text{с}^2]$	-0,0643101	11,781838	11,781838

Введем обозначения: $\begin{bmatrix} k_x \\ S_x \end{bmatrix} = [ks]$ – оцениваемый параметр,

$\begin{bmatrix} t^\circ\text{C} & 1 \\ t^\circ\text{C} & 1 \end{bmatrix} = [H]$ – матрица.

Тогда [составлено авторами]:

$$[X] = [H] \cdot [ks], \quad (5)$$

Далее необходимо найти оценку смещения нуля и коэффициентов. Воспользуемся одним из наиболее простых методов оценивания, методом наименьших квадратов (МНК) [21]:

$$[ks] = (H^T \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot X_{\text{акс}}, \quad (6)$$

По полученным оцененным значениям будем находить модель показания акселерометра для компенсации ошибок акселерометра [21]:

$$X_m = H \cdot ks, \quad (7)$$

Далее найдем значение ошибки, а так же значение максимальной ошибки [21]:

$$X_{\text{акс}}^{\text{ошиб}} = X_{\text{акс}} - X_m, \quad (8)$$

В таблице 2 представлены максимальные значения ошибок моделирования по осям X, Y и Z в режиме 1.

Таблица 2

Максимальные значения ошибок моделирования
для линейной зависимости в режиме 1.

По оси X, [м/с ²]	По оси Y, [м/с ²]	По оси Z, [м/с ²]
0,0498948	0,054939	0,0428269

По данным таблицы заметим, что наибольшее значение ошибки на оси Y. А более точная модель, построенная с помощью метода МНК на оси Z.

В таблице 3 представлены максимальные значения ошибок моделирования для квадратичной зависимости по осям X, Y и Z в режиме 1.

Таблица 3

Максимальные значения ошибок моделирования для квадратичной
зависимости в режиме 1

По оси X, [м/с ²]	По оси Y, [м/с ²]	По оси Z, [м/с ²]
0,0498948	0,054942	0,0427599

По данным таблиц 2 и 3 можем заметить, что линейная и квадратичная зависимости имеют расхождения в значениях ошибки не более чем на 0,001, поэтому дальнейшее использование квадратичной зависимости не целесообразно.

В результате реализации получим графики моделей компенсации сигналов по осям x, y и z в режиме 1.

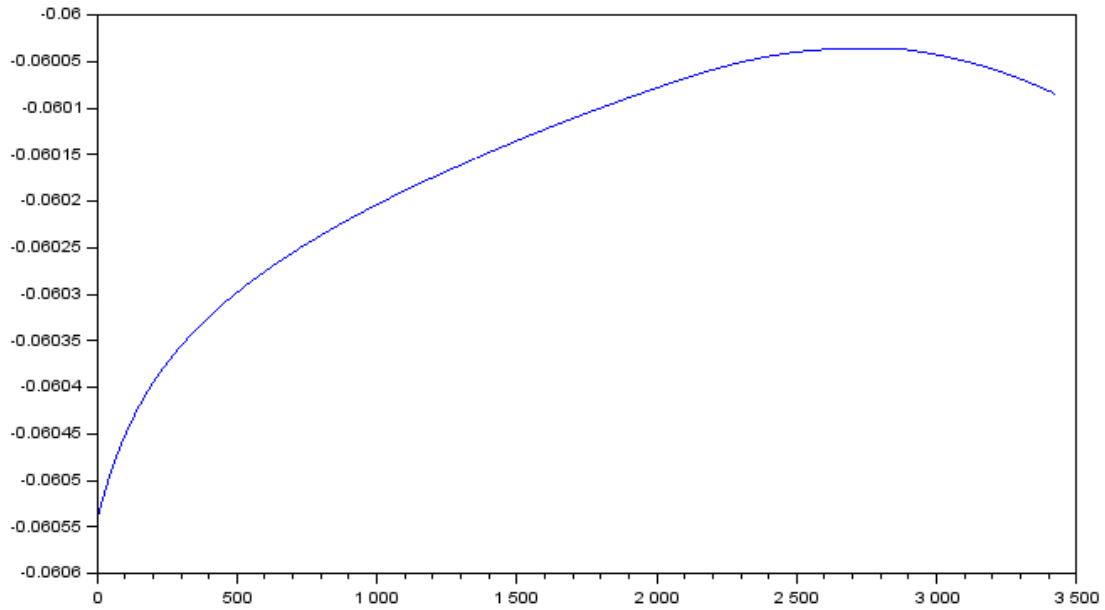


Рис. 19 Модель компенсации системы по оси X в режиме 1 [составлено авторами]

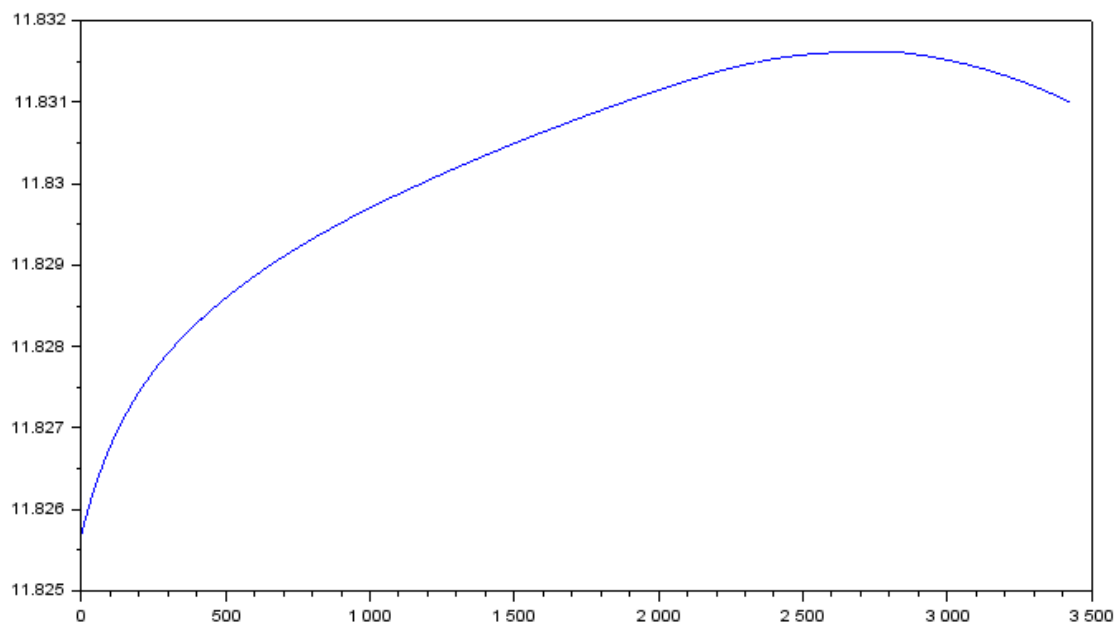


Рис. 20 Модель компенсации системы по оси Y в режиме 1 [составлено авторами]

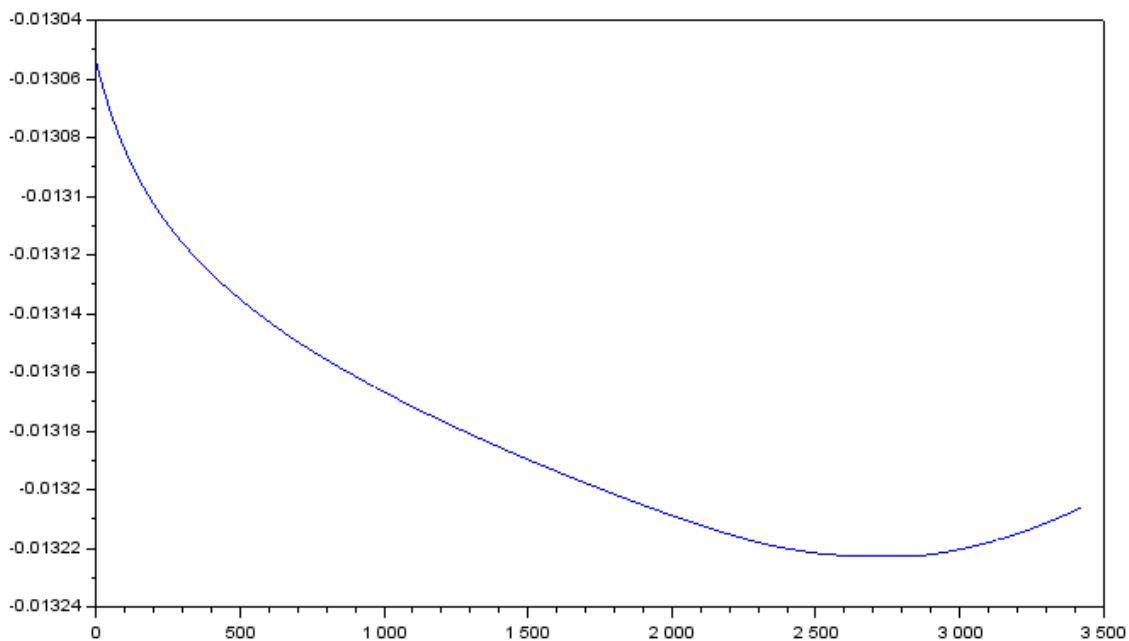


Рис. 21 Модель компенсации системы по оси Z в режиме 1 [составлено авторами]

Сравним путем наложения модели компенсации системы на осредненный сигнал.

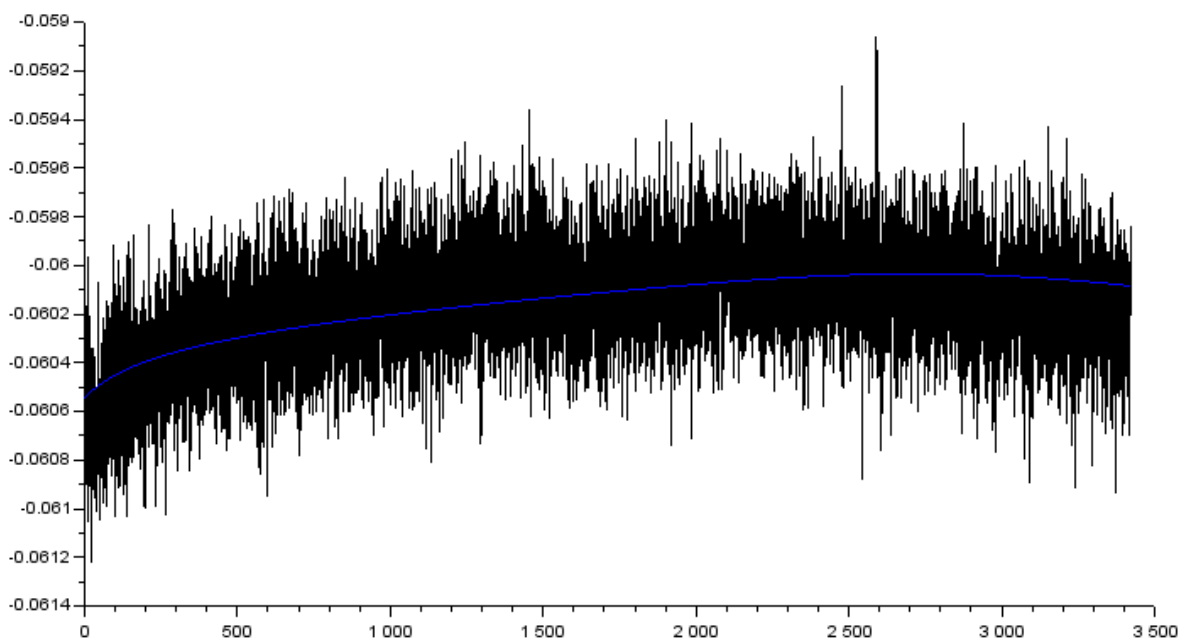


Рис. 22 Модель компенсации системы и осредненный сигнал по оси X [составлено авторами]

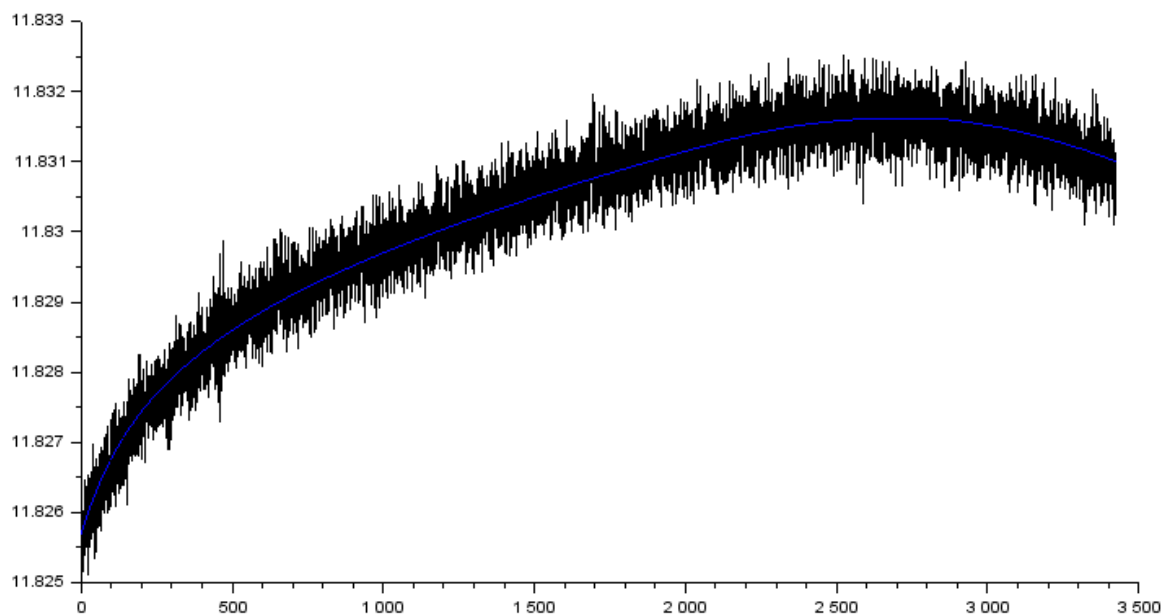


Рис. 23 Модель компенсации системы и осредненный сигнал по оси Y [составлено авторами]

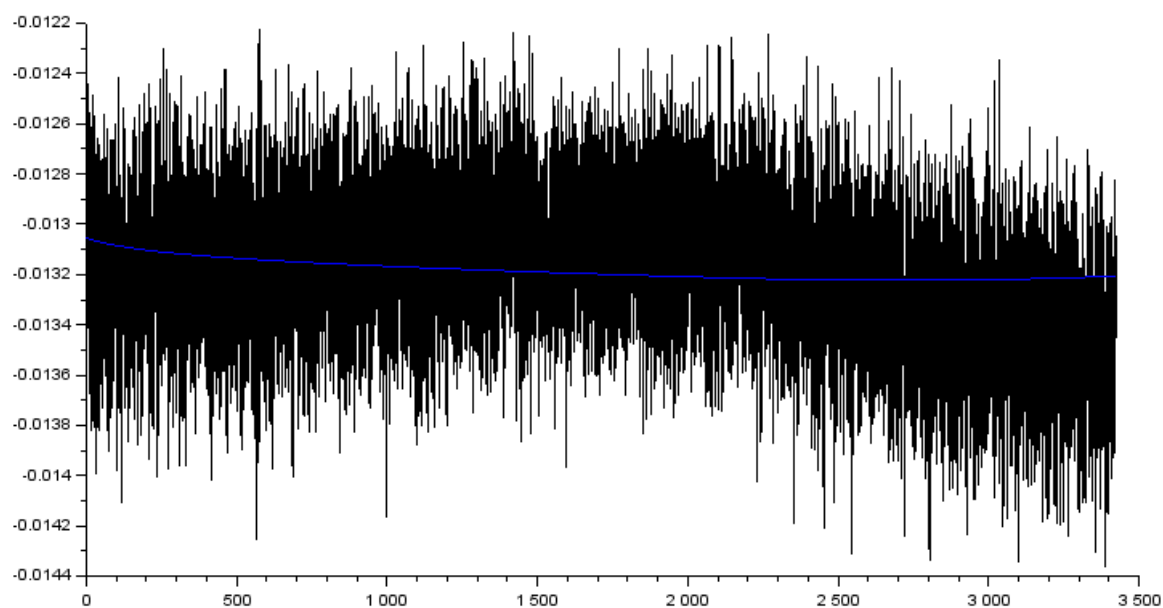


Рис. 24 Модель компенсации системы и осредненный сигнал по оси Z [составлено авторами]

Построим графики ошибок по осям X, Y и Z для режима 1:

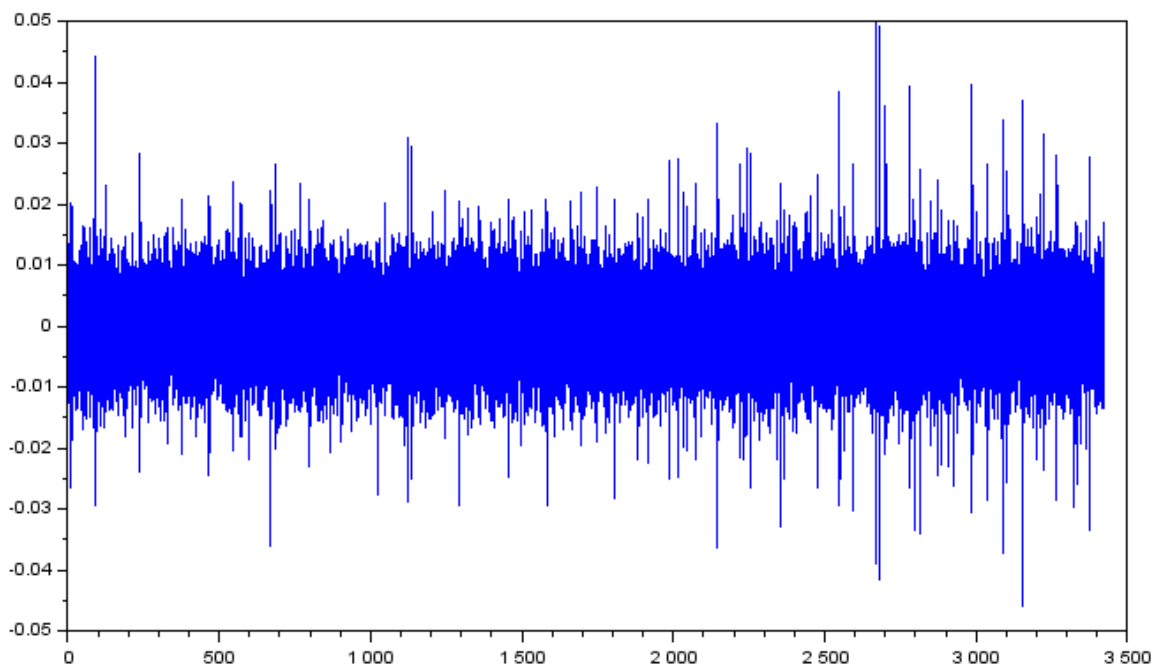


Рис. 25 Модель ошибок по оси X в режиме 1 [составлено авторами]

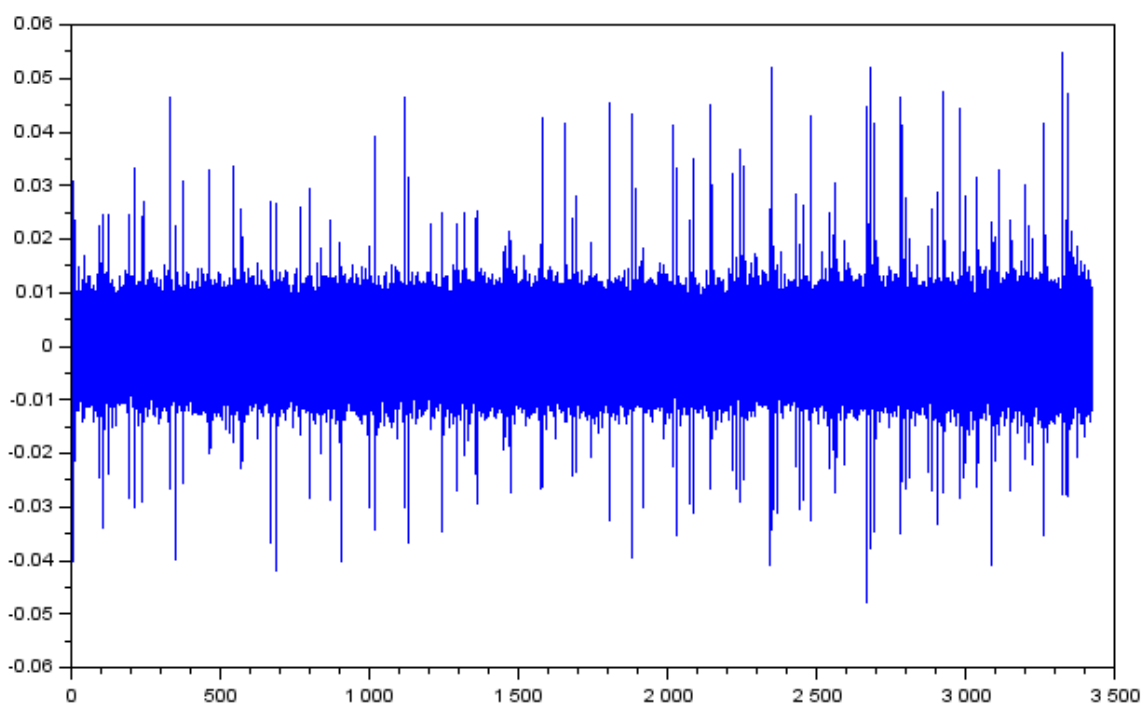


Рис. 26 Модель ошибок по Y в режиме 1 [составлено авторами]

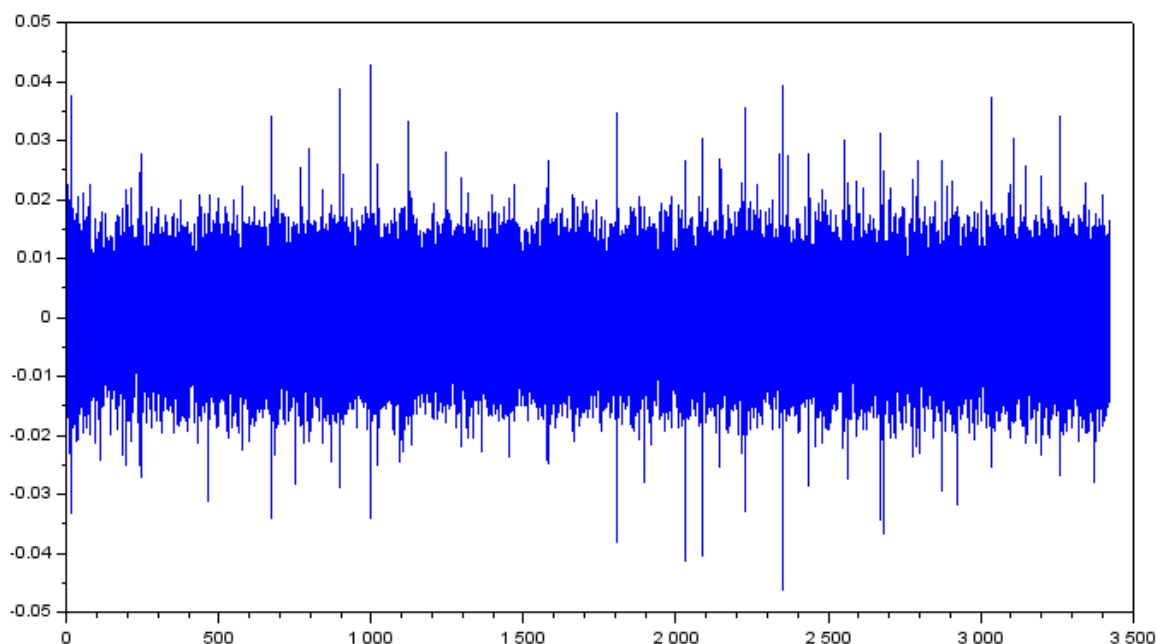


Рис. 27 Модель ошибок по Zv режиме 1 [составлено авторами]

Таким образом, из рисунков 23-24 следует, что компенсация системы более точно показывает данные (лучше убирает зашумление сигнала).

Заключение

В работе были рассмотрены квадратичная и линейная зависимости погрешностей акселерометра, на основе которых были построены модели ошибок акселерометров. В ходе работы были сделаны выводы о том, что использование квадратичной зависимости нецелесообразно, так как расхождения в значениях ошибки не более чем на $0,001 \text{ м/с}^2$.

Были рассмотрены три температурных режима, на основе которых были выявлены закономерности изменений показаний датчиков акселерометров относительно изменения внешних условий. Второй температурный режим имеет минимальные ошибки моделирования.

Список использованных источников и литературы

1. Инерциальные навигационные системы на основе волоконнооптических гироскопов /Ю.Н. Коркишко [и др.] // ООО НПК «Оптолинк», Москва, Зеленоград. – 2014. – №1. – С. 14–25.
2. Доросинский Л.Г. Основы и принципы построения инерциальных навигационных систем / Л.Г. Доросинский, Л.А. Богданов // Уральский федеральный университет им. Первого Президента России Б.Н. Ельцина. – 2014. – №5. – С. 151.
3. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе твердотельного волоконного гироскопа / Г.И. Джанджгава[и др.] //ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», г. Раменское Моск. Обл., Россия. – 2008. – №1. – С. 22–32.
4. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на основе ВОГ с уходом одна морская миля в месяц: мечта уже достижима? / И.В.Патюрель[и др.] // iXBlue. – 2013. – №3. – С. 3–13.
5. Акишин В.В. Основные особенности анализа ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы по экспериментальным траекторным данным для случая сложной траектории/ В.В. Акишин// МГТУ им Н.Э. Баумана.– 2009.– № 2.– С. 20–24.
6. Силантьев Д.С. Модель ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы летательного аппарата/ Д.С. Силантьев // НИИ кораблестроения и вооружения ВМФ ВУНЦ ВМФ «ВМА». – 2016.– № 45.– С. 17–24.
7. Ковтун Д.А. Улучшение точности бесплатформенных инерциальных навигационных систем с пространственно распределенным набором датчиков / Д.А. Ковтун, С.В. Микаэльян // Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана. – 2017. – №12. – С. 754–767.
8. Стабилизация выходных параметров прецизионных акселерометров, применяемых в инерциальных системах навигации / С.Ю.Денисов[и др.] // АО «Московский институт электромеханики и автоматики» МАИ (национальный исследовательский университет), г. Москва. – 2016. – №2. – С. 34–38.
9. Феоктистов Г.В. Микроэлектромеханические акселерометры в системах инерциальной навигации / Г.В. Феоктистов, В.И. Глухих // Национальный исследовательский Иркутский государственный технический университет – 2012. – №4. – С. 64.
10. Инерциальные датчики для систем навигации и ориентации / В.Л. Будкин [и др.] // ОАО Раменское приборостроительное конструкторское бюро (РПКБ) – 2000. – №2. – С. 8.
11. Павлов Д.В. Метод температурной калибровки блока микромеханических акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы / Д.В. Павлов, М.Н. Петров, К.Г. Лукин //

Новгородский государственный университет им. Ярослава Мудрого. – 2015.— № 2.— С. 22-35.

12. Егоров Ю.Г. Синтез модели процесса калибровки триады акселерометров инерциальной навигационной системы / Ю.Г. Егоров, М. Х.Наинг // МГТУ имени Н.Э. Баумана.– 2012.– № 2. – С. 15–21.

13. Тимошенко С.П. Применение мэмс-сенсоров в системах навигации и ориентации подвижных объектов / С.П. Тимошенко, А.П. Кульчицкий // Национальный исследовательский университет «МИЭТ».– 2012.– № 6. – С. 51–56.

14. Акилин В.И. Разработка методики алгоритмической компенсации погрешностей кварцевых акселерометров, вызванных действием температуры окружающей среды/ В.И. Акилин, С.Ю. Денисов //МАТИ - Российский государственный технологический университет имени К. Э. Циолковского. – 2012.– № 16. – С. 561.

15. Галамай А.А. Тарировка акселерометров БИНС при векторном согласовании с высокоточной ИНС / А.А. Галамай // Научно-производственное объединение автоматики им. акад. Н.А. Семихатова. – 2016.– № 3.– С. 104-108.

16. Иванов В.В. Спутниковые навигационные системы связи. / В.В. Иванов, И.Н. Замуруев, А. О. Хрусталева // МТУ «МИРЭА» Россия, г.Москва. – 2016.— № 4.— С. 421-429.

17. Степаненко А.С. Развитие навигационных систем в гражданской авиации. / А.С. Степаненко// МГТУ ГА – 2017. – №1. – С. 123-131.

18. Павлов Н.В. Спутниковые навигационные системы. / Н.В. Павлов// ФГУП ГосНИИАС – 2012. – №7. – С. 31-35.

19. Коринченко В. Прием сигналов глобальной навигационной системы galileo в России. / Коринченко В., И. Малыгин // – 2016.— № 43.— С. 44-47.

20. Лобойко Б.И. Защита современных спутниковых навигационных систем от помех. / Б.И. Лобойко// ГНИНГИ МО РФ – 2008. – №27. – С. 20-25.

21. Применение метода наименьших квадратов в физико-химических методах анализа/ О.А. Жмако [и др.] // ГБПОУ «Новосибирский химико-технологический колледж им. Д.И. Менделеева» – 2015. – №3. – С. 20–22.

References

1. Inertial navigation systems based on fiber-optic gyros / Yu.N. Korkishko [et al.] // ООО NPK Optolink, Moscow, Zelenograd. - 2014. - №1. - P. 14-25.

2. Dorosinsky L.G. Fundamentals and principles of building inertial navigation systems / L.G. Dorosinsky, L.A. Bogdanov // Ural Federal University. First President of Russia B.N. Yeltsin. - 2014. - №5. - p. 151.

3. A freeform inertial navigation system based on a solid-state fiber gyroscope / GI. Janjgava [et al.] // OAO Ramenskoye Instrument-Making Design Bureau, RamenskoyeMosk. Obl., Russia. - 2008. - №1. - pp. 22–32.

4. A free-form inertial navigation system based on VOG with the departure of one nautical mile per month: is the dream already achievable? / I.V. Pural [et al.] // iXBlue. - 2013. - №3. - p. 3–13.

5. Akishin V.V. The main features of the error analysis of the strapdown inertial navigation system from experimental trajectory data for the case of a complex trajectory / V.V. Akishin // Moscow State Technical University named after E.E. Bauman. - 2009. - № 2. - p. 20–24.

6. Silantyev D.S. Error model of the strapdown inertial navigation system of the aircraft / D.S. Silantyev // Scientific Research Institute of Shipbuilding and Armament of the Navy VUNC Navy "VMA". - 2016. - № 45. - p. 17–24.

7. Kovtun D.A. Improving the accuracy of strapdown inertial navigation systems with a spatially distributed set of sensors / D.A. Kovtun, S.V. Mikaelian // Moscow State Technical University named after NE Bauman. - 2017. - №12. - p. 754–767.

8. Stabilization of the output parameters of precision accelerometers used in inertial navigation systems / S.Yu. Denisov [and others] // JSC "Moscow Institute of Electromechanics and Automation" MAI (National Research University), Moscow. - 2016. - №2. - p. 34–38.

9. Feoktistov G.V. Microelectromechanical accelerometers in inertial navigation systems / G.V. Feoktistov, V.I. Deaf // National Research Irkutsk State Technical University - 2012. - №4. - p. 64.

10. Inertial sensors for navigation and orientation systems / V.L. Budkin [and others] // OAO Ramenskoye Instrument-Making Design Bureau (RPKB) - 2000. - №2. - p. 8.

11. Pavlov D.V. The method of temperature calibration of a block of micromechanical accelerometers of a strapdown inertial navigation system / D.V. Pavlov, M.N. Petrov, K.G. Lukin // Novgorod State University. Yaroslav the Wise. - 2015.— № 2.— p. 22-35.

12. Yegorov Yu.G. Synthesis of a model for the calibration of a triad of accelerometers of an inertial navigation system / Yu.G. Egorov, M. Kh. Naing // Moscow State Technical University named after NE Bauman. - 2012. - № 2. - p. 15–21.

13. Timoshenkov S.P. Application of mams sensors in navigation systems and orientation of moving objects / S.P. Timoshenkov, A.P. Kulchitsky // National Research University "MIET". - 2012. - № 6. - P. 51–56.

14. Akilin. IN AND. Development of a method for algorithmic compensation of errors of quartz accelerometers caused by the action of ambient temperature / V.I. Akilin, S.Yu. Denisov // MATI - K. E. Tsiolkovsky Russian State Technological University. - 2012. - № 16. - p. 561.

15. Galamai A.A. Calibration of SINS accelerometers with vector matching with high-precision INS / A.A. Galamai // Scientific and Production Association of Automatics named. Acad. ON. Semikhatov.— 2016.— № 3.— p. 104–108.

16. Ivanov V.V. Satellite navigation communication systems. / V.V. Ivanov, I.N. Zamuruev, A.O. Khrustalev // MTU "MIREA" Russia, Moscow. - 2016.— № 4.— p. 421-429.

17. Stepanenko A.S. The development of navigation systems in civil aviation. / A.S. Stepanenko // MSTU GA - 2017. - №1. - p. 123-131.
18. Pavlov N.V. Satellite navigation systems. / N.V. Pavlov // Federal State Unitary Enterprise GosNIIAS - 2012. - №7. - pp. 31-35.
19. Korinchenko V. Reception of signals of the global navigation system galileo in Russia. / Korinchenko V., I. Malygin // - 2016. - № 43. — p. 44-47.
20. Loboyko B.I. Protection of modern satellite navigation systems from interference. / B.I. Loboyko // GNINGI MO RF - 2008. - №27. - p. 20-25.
21. Application of the method of least squares in physico-chemical methods of analysis / O.A. Zhmako [et al.] // State Public Medical Education Institution Novosibirsk Chemical and Technological College. DI. Mendeleev "- 2015. - №3. - p. 20–22.

© Хачатурян А.А.

© Пономарева С.И.

© Силина Е.С.

iea.gostinfo.ru