

Научная статья
УДК 629.78.01
DOI: [10.34759/trd-2022-124-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-19)

КАЛИБРОВКА МАГНИТОМЕТРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ДЕКАРТ» В ПОЛЁТЕ

Петр Евгеньевич Розин¹✉, Александр Владимирович Симонов², Евгений Сергеевич Гордиенко³, Юрий Константинович Зайко⁴

^{1,2,3}Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,
Химки, Московская область, Россия

⁴Научно-исследовательский институт ядерной физики имени Д.В. Скобельцына
МГУ, Москва, Россия

¹rozin@lasp.space✉

²alex.simonov@lasp.space

³ges@lasp.space

⁴zaikoiurii@yandex.ru

Аннотация. В составе систем управления ориентации и стабилизации микрокосмических аппаратов типоразмера CubeSat, функционирующих на низких околоземных орбитах, наибольшее распространение получили магнитные системы управления [10,11]. В состав магнитной системы управления, как правило, входят магнитные исполнительные органы (магнитные катушки), создающие управление за счет взаимодействия создаваемого при пропускании через обмотку катушек тока магнитного поля с магнитным полем Земли. Для определения направления и

величины вектора напряженности магнитного поля Земли в составе этой системы используются магнитометры. Для уменьшения стоимости создания КА типоразмера CubeSat общепринятой практикой является применение в составе аппарата бытовых цифровых магнитометров, разработанных для применения в различных бытовых устройствах (начиная от цифровых магнитных компасов и заканчивая смартфонами). Данные приборы отличаются низкой точностью, связанной с отсутствием калибровки нулевого смещения сигнала, и с отсутствием калибровки взаимной ортогональности осей чувствительности прибора (необходимо применение трехосного магнитометра). Таким образом, актуальной становится задача разработки алгоритма и реализующего его программного обеспечения калибровки магнитометров входящих в состав КА.

Ключевые слова: космический аппарат «Декарт», калибровка магнитометра, магнитная система управления, трехосный магнитометр.

Для цитирования: Розин П.Е., Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Зайко Ю.К. Калибровка магнитометра космического аппарата «Декарт» в полёте // Труды МАИ. 2022. № 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-19)

IN-FLIGHT CALIBRATION OF THE "DEKART" CUBESAT MAGNETOMETER

Petr E. Rozin^{1✉}, Alexander V. Simonov², Evgeny S. Gordienko³, Yury. K. Zaiko⁴
^{1,2,3}Lavochkin Research and Production Association,
Khimki, Moscow region, Russia

⁴Skobeltsyn institute of nuclear physics Lomonosov Moscow state university, Moscow, Russia

¹rozin@lasp.space.ru✉

²alex.simonov@lasp.space.ru

³ges@lasp.space.ru

⁴zaikoiurii@yandex.ru

Abstract. As part of the ADCS of CubeSat LEO satellites magnetic control systems have become the most widespread. The magnetic control system, as a rule, magnetorquers that create control momentum and magnetometers. Magnetometers are used in this system to determine the direction and magnitude of the Earth's magnetic field intensity vector. To reduce the cost of creating a CubeSat spacecraft, it is common practice to use household digital magnetometers. These devices are characterized by low accuracy due to the lack of calibration of the zero offset and mutual orthogonality of the measurement axes of the device.

Thus, the task of developing an algorithm and software implementing it for calibration of magnetometers become very important.

The algorithm considered in the paper is based on the processing of measurements of a 3-axis magnetometer on Earth, after their transmission from the spacecraft. The processing consists in searching by the method of configurations minimum of the functional, as a result of which the values of the calibration parameters are determined. The value of the functional is determined as a result of numerical simulation of the spacecraft flight and determination of the calculated value of the Earth's magnetic induction vector, followed by comparison with the transformed measured induction vector of the Earth's field.

The practical application of the algorithm is considered on the example of the “DEKART” spacecraft launched as part of the UniverSat program on September 28, 2020 at 14:20 (Moscow time) from the Plesetsk cosmodrome. “DEKART” CubeSat spacecraft was developed and assembled at the D.V. Skobeltsyn Research Institute of Nuclear Physics of Moscow State University.

Keywords: "DEKART" spacecraft, magnetometer calibration, magnetic control system, 3-axis magnetometer.

For citation: Rozin P.E., Simonov A.V., Gordienko E.S., Zaiko Yu.K. In-flight calibration of the "DEKART" CubeSat magnetometer. *Trudy MAI*, 2022, no. 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-19)

1. КА «Декарт». Общие сведения.

В рамках программы «УниверСат» 28 сентября 2020 года в 14:20 (по московскому времени) с космодрома Плесецк был осуществлен успешный запуск малого космического аппарата Московского университета «Декарт». Спутник выведен на орбиту вместе с еще 18-ю малыми аппаратами в качестве попутной нагрузки с блоком космических аппаратов «Гонец-М» № 16 на ракете-носителе «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат» [2]. Космический аппарат «Декарт» разработан и собран в Научно-исследовательском институте ядерной физики имени Д.В. Скобельцына МГУ.

Полная масса КА составляет ~ 7.5 килограмм. Внешние размеры КА: 100x200x340 мм.

В составе магнитной системы ориентации КА основным измерительным прибором является трехосный магнетометр LSM9DS0 фирмы STMicroelectronics. По физическому принципу, лежащему в основе измерений, все магнитометры можно разделить на шесть основных групп: магнитоиндуктивные, феррозондовые, квантовые, магниторезистивные и на эффекте Холла, магнитометры силы Лоренца. Магнитометр прибора LSM9DS0 относится к магнитометрам силы Лоренца. В то время как магниторезистивные магнитометры и магнитометры на эффекте Холла являются доминирующими технологиями на рынке (для космических аппаратов чаще всего применяют магниторезистивные приборы), магнитометры силы Лоренца имеют некоторые преимущества: нет необходимости в каких-либо специализированных магнитных материалах; нет необходимости в магнитных концентраторах для измерения полей, параллельных устройству.

Эти преимущества обеспечивают магнитометрам силы Лоренца на основе микроэлектромеханических систем (МЭМС) всё большую долю рынка приборов для измерения магнитного поля. Магнитометр силы Лоренца основан на механическом движении структуры МЭМС за счет силы Лоренца, действующей на токопроводящий проводник в магнитном поле. Механическая структура приводится в резонанс, чтобы получить максимальную величину выходного сигнала [9].

2. Модель погрешностей измерений вектора напряженности магнитного поля

Пусть при некотором пространственном положении блока магнитометра (БМ) измеренный вектор напряженности магнитного поля Земли оказался равным \mathbf{h} . Введем следующую упрощенную модель измерений [7]:

$$\mathbf{h} = \begin{pmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \end{pmatrix} = SP\mathbf{B} + \mathbf{b} + \mathbf{n}, \text{ где:}$$

\mathbf{B} – истинный вектор напряженности магнитного поля Земли согласно модели IGRF-13,

\mathbf{b} – постоянный вектор, отвечающий смещениям нуля для каждой из измерительных осей БМ,

\mathbf{n} – случайный вектор, отвечающий некоррелированному шуму для каждой из измерительных осей,

P – матрица, строки которой есть орты измерительных осей БМ, записанные в «базовой» системе БМ,

S – диагональная матрица, содержащая на главной диагонали масштабные коэффициенты (k_1, k_2, k_3) для измерительных осей БМ.

Таким образом, матрица P описывает неортогональность измерительных осей БМ, а матрица S отвечает масштабированию по этим осям.

Задача калибровки измерительных осей БМ сводится к получению оценки элементов матриц P и S , а также вектора смещений нуля \mathbf{b} .

3. Алгоритм определения калибровочных параметров БМ

Основная идея при решении задачи определения калибровочных параметров БМ заключается в использовании факта, что для измерений с любой пространственной ориентацией БМ величина измеряемого вектора напряженности магнитного поля \mathbf{B} сохраняется и является известной модельной величиной. Методам калибровки магнитометров посвящено существенное количество научных работ [1,14,15,18-20], в частности [2], в которой приведены два наиболее часто используемых способа проведения таких операций.

Пусть имеем совокупность измерений магнитометра, соответствующую набору векторов $\{\mathbf{h}_i\}$, $i=1,\dots,N$, полученных в полёте в дискретные моменты времени. При отсутствии шумов измерений имеем:

$$\mathbf{h}_i = SP\mathbf{B}_i + \mathbf{b},$$

откуда вектор \mathbf{B}_i может быть представлен как:

$$\mathbf{B}_i = T^{-1}(\mathbf{h}_i - \mathbf{b}), \quad T = SP.$$

Следовательно, величина вектора \mathbf{B}_i может быть записана в виде

$$B_i = |\mathbf{B}_i| = \sqrt{\mathbf{B}_i^T \mathbf{B}_i} = \sqrt{(\mathbf{h}_i^T - \mathbf{b}^T) T^{-1} (\mathbf{h}_i - \mathbf{b})}, \text{ где: } T^{-1} = P^{-1} S^{-1}, \quad (T^{-1})^T T^{-1} = S^{-1} (P^{-1})^T P^{-1} S^{-1}$$

Нетрудно показать, что без ограничения общности матрицу неортогональности P можно представить с минимальным количеством неизвестных элементов следующим образом:

$$P = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \sin \varepsilon_1 & \cos \varepsilon_1 & 0 \\ \sin \varepsilon_2 & \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_3 & \cos \varepsilon_3 \cos \varepsilon_2 \end{pmatrix},$$

где $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ – малые углы. С точностью до первого порядка малости получим:

$$P = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \varepsilon_1 & 1 & 0 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_3 & 1 \end{pmatrix}, \quad P^{-1} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\varepsilon_1 & 1 & 0 \\ \varepsilon_1\varepsilon_3 - \varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & 1 \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\varepsilon_1 & 1 & 0 \\ -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & 1 \end{pmatrix},$$

$$(P^{-1})^T P^{-1} = \begin{pmatrix} 1 + \varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 & \varepsilon_2\varepsilon_3 - \varepsilon_1 & -\varepsilon_2 \\ \varepsilon_2\varepsilon_3 - \varepsilon_1 & 1 + \varepsilon_3^2 & -\varepsilon_3 \\ -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & 1 \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} 1 & -\varepsilon_1 & -\varepsilon_2 \\ -\varepsilon_1 & 1 & -\varepsilon_3 \\ -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & 1 \end{pmatrix}.$$

$$A = (T^{-1})^T T^{-1} = \begin{pmatrix} k_1^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & k_2^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & k_3^{-1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & -\varepsilon_1 & -\varepsilon_2 \\ -\varepsilon_1 & 1 & -\varepsilon_3 \\ -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_1^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & k_2^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & k_3^{-1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{k_1^2} & -\frac{\varepsilon_1}{k_1 k_2} & -\frac{\varepsilon_2}{k_1 k_3} \\ -\frac{\varepsilon_1}{k_1 k_2} & \frac{1}{k_2^2} & -\frac{\varepsilon_3}{k_2 k_3} \\ -\frac{\varepsilon_2}{k_1 k_3} & -\frac{\varepsilon_3}{k_2 k_3} & \frac{1}{k_3^2} \end{pmatrix}.$$

Следовательно, при отсутствии шумовых погрешностей значения всех квадратичных форм $(\mathbf{h}_i^T - \mathbf{b}^T)A(\mathbf{h}_i - \mathbf{b})$, $i=1, \dots, N$ должны совпадать и равняться B^2 . Сформируем штрафную функцию Φ , равную квадратному корню из суммы квадратов невязок:

$$\Phi = \sum_{i=1}^N \left(\sqrt{(\mathbf{h}_i^T - \mathbf{b}^T)A(\mathbf{h}_i - \mathbf{b})} - B_i \right)^2$$

Алгоритм решения задачи калибровки сводится к поиску методом Хука-Дживса таких значений элементов $k_1, k_2, k_3, \varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, b_1, b_2, b_3$, которые при заданном наборе векторов измерений $\{\mathbf{h}_i\}$ доставляют минимум штрафной функции Φ .

Метод Хука – Дживса, известный также как метод конфигураций, принадлежит группе итерационных методов, суть которых заключается в нахождении решения с заданной точностью ε с помощью последовательных приближений. Метод применяется для решения задач многомерной безусловной оптимизации – нахождения локального экстремума функции. В отличие от других методов

оптимизации, использующих частные производные функции соответствующего порядка, данный метод относится к прямым методам, то есть основан на вычислениях только значений оптимизируемой функции [3,8]. Процедура метода Хука – Дживса включает в себя два циклически повторяющихся этапа: исследующий поиск вокруг базисной точки и поиск по образцу [4,5]. Саму процедуру калибровки можно представить в виде следующей последовательности операций:

1) КА «Декарт» находится в неориентированном и неуправляемом полете, свободно вращаясь под действием внешних возмущающих моментов. Осуществляется регистрация измерений магнитометра КА с шагом 10 с на интервале времени 1-2 витков орбиты;

2) по информации TLE системы SATCAT (КА «Декарт» не имеет собственной системы измерения текущих навигационных параметров на борту КА, а бортовой радиокомплекс не позволяет осуществлять внешнетраекторные измерения) формируется фазовый вектор КА в геоцентрической системе координат J2000;

3) осуществляется интегрирование уравнений орбитального движения КА с учетом несферичности гравитационного поля (модель EGM-96 [16], разложение геопотенциала в ряд до гармоник 12x12 [6,12]), гравитационных воздействий от Луны и Солнца (каталог DE 421 [17]) и моделирование геомагнитного поля Земли согласно модели IGRF-13 [13] на момент времени получения каждого измерения;

4) сравнение смоделированных значений поля и N полученных измерений формируют значение штрафной функции, минимизация которой осуществляется методом Хука-Дживса.

4. Результаты калибровки

Входными параметрами первой серии калибровки являлись измерения, полученные с КА «Декарт», находившегося в нестабилизированном полете, от 28.02.2022. Интервал мерной базы измерений составил примерно виток орбиты. Шаг измерений 10 секунд. Начальные условия для интегрирования орбитального движения:

Эпоха, UTC	19.02.2022 22:37:44.130
r_x , J2000, км	6.861897826e+03
r_y , J2000, км	-9.343811016e+02
r_z , J2000, км	-1.466851920e+01
V_x , J2000, км/с	-1.222573311e-01
V_y , J2000, км/с	-1.009655310e+00
V_z , J2000, км/с	7.525523775e+00

Оскулирующие элементы орбиты:

Эпоха оскуляции, UTC	19.02.2022 22:37:44.130
e , б/р	0.001918
a , км	6938.52
ω , град	3.238
i , град	97.685
Ω , град	-7.769
u , град	-0.122

Ниже представлены вычисленные значения смещения нулевых сигналов магнитометров (Offset), а также значения масштабных коэффициентов и углов неортогональности, образующих матрицу $(SP)^{-1}$. На рисунках 1 и 2 представлены результаты определения вектора \mathbf{B} до калибровки и после (расчетные значения в сравнении с модельными).

При определении эталонного вектора магнитной индукции использовалась модель IGRF-13, учитывающая разложение в ряд по сферическим функциям с учетом гармоник 9×9 [13]. Коэффициенты модели использовались актуальные на начало 2020 года. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты калибровки магнитометра от 19.02.2022

Параметр	Значение
Вектор смещения нуля, нТл	$[2928.125 \ -1191.25 \ -1875.625]^T$
Масштабные коэффициенты k_1, k_2, k_3	1.032695 1.006685 1.032875
Углы неортогональности $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$, град	-4.53 -1.067 7.915

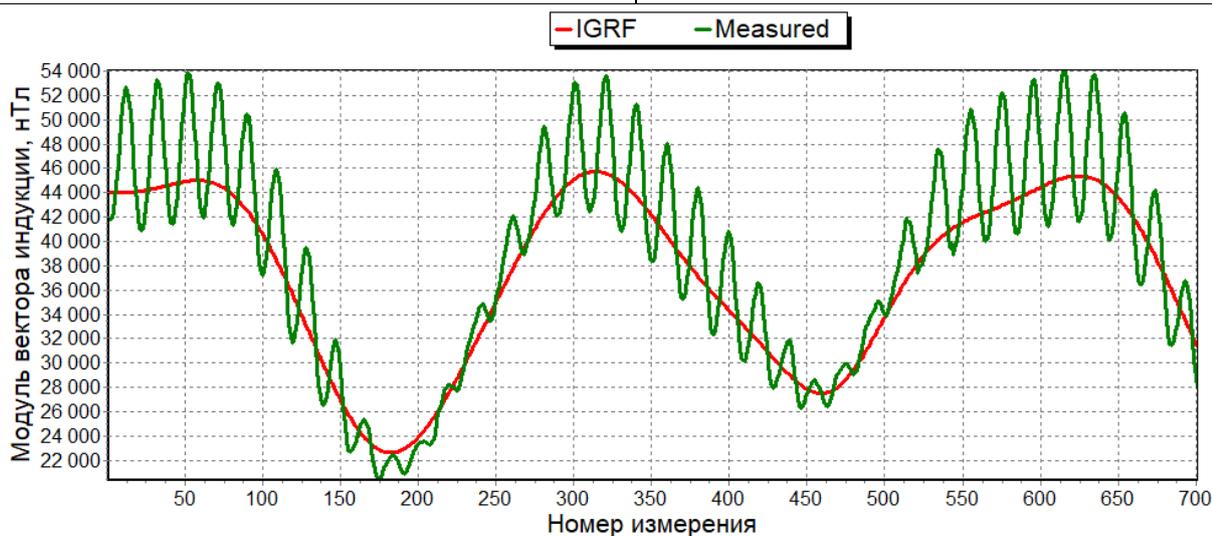


Рисунок 1. График изменения измеренного и модельного модуля вектора магнитной индукции до калибровки



Рисунок 2. График изменения измеренного и модельного модуля вектора магнитной индукции после калибровки

Математическое ожидание (m) и среднеквадратическое отклонение (σ) модельного значения от измеренного с учетом применения параметров калибровки: $m = -248$ нТл, $\sigma = 780$ нТл. Максимальное и минимальное значение модуля вектора магнитной согласно измерениям индукции при этом составило 46000 нТл и 22000 нТл. В процентном выражении ошибка не превышает 5.8%.

Второй сеанс калибровки магнитометра КА «Декарт» был проведен 07.04.2022 и включал в себя более длительную мерную базу: длительность снятия данных с магнитометра составила 3 часа (т.е. приблизительно 2 витка орбиты). Начальные условия для интегрирования орбитального движения:

Эпоха, UTC	07.04.2022 21:42:49.300
r_x , J2000, км	5.387702395e+03
r_y , J2000, км	4.384530827e+03
r_z , J2000, км	-1.164048825e+01

V_x , J2000, км/с	6.474313881e-01
V_y , J2000, км/с	-7.969563504e-01
V_z , J2000, км/с	7.500478986e+00

Оскулирующие элементы орбиты:

Эпоха оскуляции, UTC	07.04.2022 21:42:49.300
e , б/р	0.002168
a , км	6937.71
ω , град	124.977
i , град	97.785
Ω , град	39.1217
u , град	-0.0969

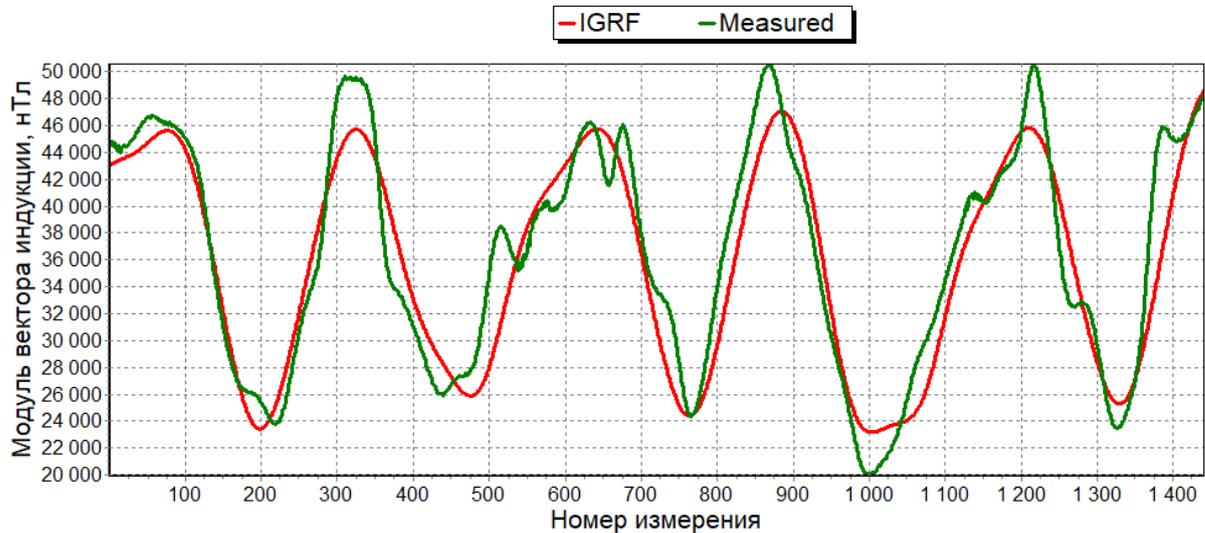


Рисунок 3. График изменения измеренного и модельного модуля вектора магнитной индукции до калибровки

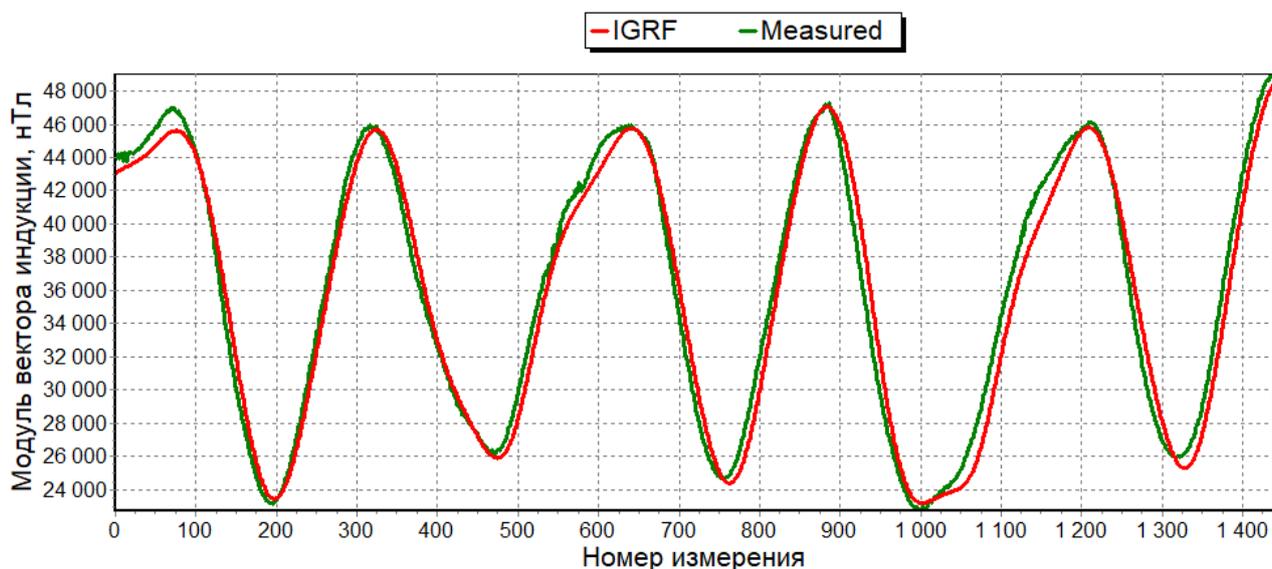


Рисунок 4. График изменения измеренного и модельного модуля вектора магнитной индукции после калибровки

Таблица 2. Результаты калибровки магнитометра от 19.02.2022

Параметр	Значение
Вектор смещения нуля, нТл	$[2807.5 \ -2056.25 \ -2070.625]^T$
Масштабные коэффициенты k_1, k_2, k_3	1.024175 0.988788 1.026907
Углы неортогональности $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$, град	-4.22 -2.133 8.504

Математическое ожидание (m) и среднеквадратическое отклонение (σ) модельного значения от измеренного с учетом применения параметров калибровки: $m = -292$ нТл, $\sigma = 1266$ нТл. Максимальное и минимальное значение модуля вектора магнитной согласно измерениям индукции при этом составило 48600 нТл и 22500 нТл. В процентном выражении ошибка не превышает 5.3%.

Заключение

В результате калибровки были получены параметры, позволяющие обеспечить более высокую точность измерений вектора магнитной индукции Земли средствами магнитометра КА «Декарт». Результаты второго сеанса калибровки на более длительной мерной базе было принято считать заключительными.

Список источников

1. Акимов И.О. и др. Методика калибровки магнитометра на этапе наземной диагностики систем космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 5 (77). С. 8.
2. Морской И.М., Симонов А.В., Лясковская В.И., Ежов А.С. Баллистическое обеспечение разработки и полётов межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2014. № 1. С. 10-15.
3. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Дорофеев А.С. и др. Определение вращательного движения малого космического аппарата Аист-2Д по данным магнитных измерений // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 1. С. 61-73. DOI [10.1134/S0023420619010011](https://doi.org/10.1134/S0023420619010011)
4. Захарова Е.М., Минашина И.К. Обзор методов многомерной оптимизации // Информационные процессы. 2014. Т. 14. № 3. С. 256–274.
5. Шипилов С.А. Методы безусловной многомерной оптимизации. - Новокузнецк: КемГУ, 2000. - 31 с.

6. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Методика разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30798>
7. Милов А.Е., Розин П.Е. Разработка модели магнитных возмущений от элементов конструкции малого КА и исследование их влияния на систему ориентации и стабилизации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 44-53.
8. Малышев В.В., Пиявский Б.С., Пиявский С.А. Метод принятия решений в условиях многообразия способов учета неопределенности // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2010. № 1. С. 46-61.
9. Матюшин М.М., Луценко Ю.С., Гершман К.Э. Синтез структуры органа управления полетом космических группировок // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=72869>
10. Снеговский Г.П. Методы фильтрации показаний датчиков угловой скорости и линейного ускорения. Калибровка магнитометра // Труды Ростовского государственного университета путей сообщения. 2014. № 4. С. 98-102.
11. Торрес С.К.Х., Воронцов В.А. Оценка проектных параметров малого спускаемого аппарата с учётом неопределенности исходных данных // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=97035>
12. Усовик И.В., Дарнопых В.В. Автоматизированный программный комплекс для параметрического анализа и оптимизации планирования целевого функционирования

космических систем ДЗЗ // Труды МАИ. 2013. № 65. URL:
<https://trudymai.ru/published.php?ID=35957>

13. Alken P. et al. International geomagnetic reference field: the thirteenth generation // Earth, Planets and Space, 2021, vol. 73, no. 1. URL: <https://doi.org/10.1186/s40623-020-01288-x>

14. John L. Crassidis, Kok-Lam Lai, and Richard R. Harman. Real-Time Attitude-Independent Three-Axis Magnetometer Calibration // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, vol. 28, no. 1, pp. 115-120. DOI:[10.2514/1.6278](https://doi.org/10.2514/1.6278)

15. Roberto Alonso, Malcolm D. Shuster. TWOSTEP: A Fast Robust Algorithm for Attitude-Independent Magnetometer Bias Determination // Journal of the Astronautical Sciences, 2002, vol. 50, no. 4, pp. 433-451. DOI:[10.1007/BF03546247](https://doi.org/10.1007/BF03546247)

16. Fell F., Tanenbaum M. Preliminary comparisons of the WGS84 (EGM 96) geoid with national vertical datums // MTS/IEEE Oceans 2001. An Ocean Odyssey. Conference Proceedings (IEEE Cat. No. 01CH37295), 2001, vol. 1, pp. 571-574. DOI:[10.1109/OCEANS.2001.968784](https://doi.org/10.1109/OCEANS.2001.968784)

17. Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The planetary and lunar ephemeris DE 421 // IPN progress report, 2009, vol. 42, no. 178. pp. 1-34.

18. Springmann J.C., Cutler J.W. Attitude-independent magnetometer calibration with time-varying bias // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1080-1088.

19. Soken H.E., Sakai S. Attitude estimation and magnetometer calibration using reconfigurable TRIAD+ filtering approach // *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 99, pp. 105754. DOI:[10.1016/j.ast.2020.105754](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105754)
20. Cheng B.J. et al. High precision magnetometer for geomagnetic exploration onboard of the China Seismo-Electromagnetic Satellite // *Science China Technological Sciences*, 2018, vol. 61, no. 5, pp. 659-668. DOI:[10.1007/s11431-018-9247-6](https://doi.org/10.1007/s11431-018-9247-6)

References

1. Akimov I.O. et al. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2018, no. 5 (77), pp. 8.
2. Morskoi I.M., Simonov A.V., Lyaskovskaya V.I., Ezhov A.S. *Vestnik «NPO im. S.A. Lavochkina»*, 2014, no. 1, pp. 10-15.
3. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Dorofeev A.S. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2019, vol. 57, no. 1, pp. 61-73. DOI [10.1134/S0023420619010011](https://doi.org/10.1134/S0023420619010011)
4. Zakharova E.M., Minashina I.K. *Informatsionnye protsessy*, 2014, vol. 14, no. 3, pp. 256–274.
5. Shipilov S.A. *Metody bezuslovnoi mnogomernoi optimizatsii* (Unconditional multivariate optimization methods), Novokuznetsk, KemGU, 2000, 31 p.
6. Malyshev V.V., Starkov A.V., Fedorov A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30798>
7. Milov A.E., Rozin P.E. *Vestnik NPO im. SA Lavochkina*, 2018, no. 4, pp. 44-53.
8. Malyshev V.V., Piyavskii B.S., Piyavskii S.A. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2010, no. 1, pp. 46-61.

9. Matyushin M.M., Lutsenko Yu.S., Gershman K.E. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=72869>
10. Snegovskii G.P. *Trudy Rostovskogo gosudarstvennogo universiteta putei soobshcheniya*, 2014, no. 4, pp. 98-102.
11. Torres S.K.Kh., Vorontsov V.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=97035>
12. Usovik I.V., Darnopykh V.V. *Trudy MAI*, 2013, no. 65. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35957>
13. Alken P. et al. International geomagnetic reference field: the thirteenth generation, *Earth, Planets and Space*, 2021, vol. 73, no. 1. URL: <https://doi.org/10.1186/s40623-020-01288-x>
14. John L. Crassidis, Kok-Lam Lai, and Richard R. Harman. Real-Time Attitude-Independent Three-Axis Magnetometer Calibration, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, vol. 28, no. 1, pp. 115-120. DOI:[10.2514/1.6278](https://doi.org/10.2514/1.6278)
15. Roberto Alonso, Malcolm D. Shuster. TWOSTEP: A Fast Robust Algorithm for Attitude-Independent Magnetometer Bias Determination, *Journal of the Astronautical Sciences*, 2002, vol. 50, no. 4, pp. 433-451. DOI:[10.1007/BF03546247](https://doi.org/10.1007/BF03546247)
16. Fell F., Tanenbaum M. Preliminary comparisons of the WGS84 (EGM 96) geoid with national vertical datums, *MTS/IEEE Oceans 2001. An Ocean Odyssey. Conference Proceedings (IEEE Cat. No. 01CH37295)*, 2001, vol. 1, pp. 571-574. DOI:[10.1109/OCEANS.2001.968784](https://doi.org/10.1109/OCEANS.2001.968784)

17. Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The planetary and lunar ephemeris DE 421, *IPN progress report*, 2009, vol. 42, no. 178. pp. 1-34.
18. Springmann J.C., Cutler J.W. Attitude-independent magnetometer calibration with time-varying bias, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1080-1088.
19. Soken H.E., Sakai S. Attitude estimation and magnetometer calibration using reconfigurable TRIAD+ filtering approach, *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 99, pp. 105754. DOI:[10.1016/j.ast.2020.105754](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105754)
20. Cheng B.J. et al. High precision magnetometer for geomagnetic exploration onboard of the China Seismo-Electromagnetic Satellite, *Science China Technological Sciences*, 2018, vol. 61, no. 5, pp. 659-668. DOI:[10.1007/s11431-018-9247-6](https://doi.org/10.1007/s11431-018-9247-6)

Статья поступила в редакцию 04.05.2022

Статья после доработки 11.05.2022

Одобрена после рецензирования 15.05.2022

Принята к публикации 21.06.2022

The article was submitted on 04.05.2022; approved after reviewing on 15.05.2022; accepted for publication on 21.06.2022