

УДК 629.7.05; 681.5.08  
EDN WUENOL

П. Н. НИКОЛАЕВ, А. С. ЭСПИНОЗА ВАЛЛЕС, М. С. ЩЕРБАКОВ, Д. Д. СОБОЛЕВ

## КАЛИБРОВКА БОРТОВЫХ МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ УНИВЕРСИТЕТСКОГО НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION

*В статье описывается калибровка магнитометрических датчиков системы ориентации университетского наноспутника SamSat-ION. Для учета температурного ухода показаний датчиков предложена методика калибровки, согласно которой измерения проводятся в двенадцати статичных положениях с последовательными охлаждением и нагревом в диапазоне температур от  $-10$  до  $+50^{\circ}$ . На основе полученных данных вычисляются оценки параметров температурной зависимости коэффициентов смещения нуля, масштабирования, неортогональности осей датчиков магнитометров. Приведены основные результаты наземных испытаний бортовых систем наноспутника SamSat-ION с использованием предложенной методики. Подтверждена работоспособность бортовых систем во время и после калибровки в условиях температурного перепада. Учет параметров, полученных при воздействии на датчики различных температурных градиентов, до двенадцати раз уменьшает погрешность измерений. Это позволяет обеспечить надежную работу системы ориентации и стабилизации наноспутников, в состав которых входят магнитометры.*

**Ключевые слова:** методика температурной калибровки, магнитометры, система управления движением, университетский наноспутник.

### Введение

Магнитометрические датчики широко используются в навигационных системах для определения ориентации космических аппаратов в пространстве и управления ею [1–10]. Магнитометры и датчики освещенности выступают в качестве источников информации в контуре обратной связи систем управления наноспутниками (НС) [11–16]. С помощью магнитометров проводятся измерения магнитных полей, действующих на НС: геомагнитного поля Земли, поля бортовых систем (магнитных катушек, солнечных батарей, электронных плат).

**Николаев** Петр Николаевич. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, межвузовская кафедра космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самара); ведущий инженер, Институт космических исследований РАН (Москва).  
**Эспиноза Валлес** Ангело Сальватор. Магистрант, инженер-программист, межвузовская кафедра космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева.

**Щербаков** Михаил Сергеевич. Младший научный сотрудник, межвузовская кафедра космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева; ведущий инженер, Институт космических исследований РАН.

**Соболев** Дмитрий Денисович. Инженер-программист АСУ ТП 3, АО «Промтех-Дубна» (Дубна).

Статья по докладу на XXX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2023.

При создании спутников нанокласса, к которым предъявляются высокие требования по габаритам, массе и энергопотреблению, целесообразно задействовать датчики на основе микроминиатюрных схем [17, 18]. Разработчикам в университетах для приобретения, как правило, доступны коммерческие варианты подобных датчиков невысокой точности, не предназначенные изначально для применения в условиях космоса.

Точность и стабильность измерений магнитометров зависят от систематических погрешностей, вызванных особенностями их проектирования, производства, материалов конструкции и др. [19, 20]. Кроме того, особенное воздействие на измерения оказывают магнитные возмущения, обусловленные наличием материалов и их магнитными свойствами, а также внешними магнитными полями вблизи датчиков [21]. Например, авторы [22, 23] для демпфирования угловых скоростей НС используют магнитные катушки, взаимодействующие с магнитным полем Земли и создающие тормозящий момент, пропорциональный скорости изменения вектора магнитной индукции, рассчитываемой по измерениям магнитометров (алгоритм  $B \cdot \dot{B}$ ). Отмечено, что алгоритм  $B \cdot \dot{B}$  должен учитывать как повышенную по сравнению со специализированными магнитометрами космического применения зашумленность показаний магнитометров, так и тот факт, что управляющие магнитные катушки, находящиеся рядом с магнитометрами, способны сильно исказить их измерения.

Таким образом, для применения магнитометров в алгоритмах определения и управления ориентацией космических аппаратов необходима их калибровка [24]. В работе [25] предложена методика калибровки датчиков системы ориентации микроспутника «Чибис-М», состоящей из одноосных датчиков угловой скорости, солнечных датчиков и трехосного магнитометра. Авторы получили калибровочные характеристики для каждого датчика, но не учли зависимости погрешностей измерений магнитометра от температуры.

В свою очередь, коммерческие микромагнитометры имеют высокую чувствительность к изменению температуры окружающей их среды. В силу этого погрешности показаний датчиков являются зависящими от температуры функциями.

Разработчики НС в университетах, как правило, не имеют доступа к испытательной базе предприятий ракетно-космической отрасли. При этом калибровка магнитометров остается обязательной процедурой, которую следует проводить, несмотря на существующие ограниченные возможности, поскольку она позволяет учесть базовые погрешности, обусловленные воздействием температуры. Это влечет за собой необходимость в создании методики калибровки, удовлетворяющей потребностям разработчиков университетских НС.

Попытку уменьшить недостатки коммерческих микромагнитометров делают авторы [26], предлагающие комплексный подход к температурной калибровке измерительных средств НС семейства SamSat, а именно оценку температурных зависимостей калибровочных характеристик датчика угловой скорости и магнитометра. В работе [27] описывается методика температурной калибровки магнитометров с помощью поворотного стола и нагревательной и охлаждающей камеры. Эта методика позволила определить калибровочные коэффициенты посредством линейных аппроксимаций, что подходит не для всех типов магнитометров.

В основе предлагаемого в настоящей статье подхода лежит обобщенная методика температурной калибровки датчиков инерциальных измерительных модулей [28], состоящих из трехосных акселерометров и гироскопов, с использованием одной камеры. Суть подхода заключается в следующем: датчики помещаются в кли-

матическую камеру, где постепенно нагреваются или охлаждаются, а их показания записываются для дальнейшей обработки.

Калибровка магнитометров осуществляется для учета температурного ухода их показаний и состоит в проведении измерений в двенадцати статичных положениях измерительного средства при изменении температуры в диапазоне от  $-10$  до  $+50$  °С. Предложенная методика была опробована на магнитометрических средствах бортовых систем НС SamSat-ION. Она может быть полезна университетским разработчикам НС, которые не имеют доступа к испытательной базе предприятий ракетно-космической отрасли.

## 1. Научно-образовательный наноспутник SamSat-ION

### 1.1. Задачи наноспутника SamSat-ION

Научно-образовательный НС SamSat-ION разработан на межвузовской кафедре космических исследований Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева (далее – Самарский университет). Основной целью космического аппарата SamSat-ION является исследование верхних слоев ионосферы Земли дистанционным и контактным методами, для этого в качестве полезной нагрузки на нем установлены датчик параметров плазмы, изготовленный Институтом прикладной физики РАН [29], и приемник ГНСС, выполненный в Самарском университете [30, 31]. Был предусмотрен ряд экспериментов по спутниковой навигации, отработке алгоритмов трехосевой ориентации и раскрытию трансформируемых конструкций, в том числе с использованием магнитометра [32].

### 1.2. Измерительные средства системы управления движением SamSat-ION

В систему управления движением НС SamSat-ION входят следующие измерительные средства: двухосевые гироскопы ADXRS290; инерциальные измерительные модули MPU-9255, состоящие из трехосевых гироскопов, трехосевых акселерометров, трехосевых магнитометров и датчиков температуры; датчики освещенности TCS3472 и высокоточные трехосевые магнитометры MMC5883.

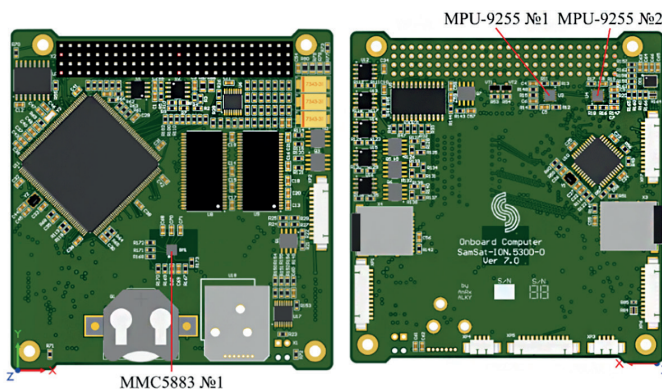


Рис. 1. Расположение магнитометров на бортовом компьютере

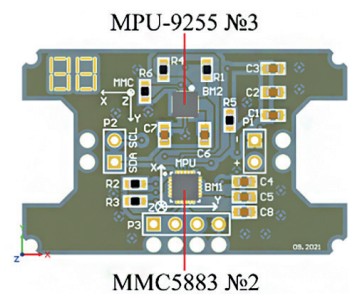


Рис. 2. Расположение магнитометров на выносной плате

Измерительные модули MPU-9255 и магнитометры MMC5883 расположены на плате бортового компьютера и плате выносного магнитометра (рис. 1–2). Входящие

в состав MPU-9255 магнитометры относятся к гальваномангнитным, т.е. принцип их работы базируется на эффекте Холла. Магнитометры MMC5883 основаны на анизотропных магниторезистивных (AMR) эффектах [33, 34].

Диапазон измерений магнитометра в составе измерительного модуля MPU-9255 составляет  $\pm 4800$  мкТл, разрешение –  $0,15$  мкТл/LSB [35]. Диапазон измерений высокоточного магнитометра MMC5883 – в пределах  $\pm 800$  мкТл, разрешение –  $0,025$  мкТл/LSB [36].

## 2. Математическая модель измерений магнитометров

Математическая модель измерений магнитометров имеет следующий вид:

$$\tilde{\mathbf{B}}(T) = S(T)N(T)(K(T)\mathbf{B} + \mathbf{b}_{ext}) + \mathbf{b}_{int}(T) + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (1)$$

где  $\tilde{\mathbf{B}}$  – вектор измерений магнитометра;  $S(T)$  – матрица коэффициентов масштабирования;  $N(T)$  – матрица коэффициентов неортогональности осей;  $K(T)$  – матрица погрешностей магнитомягкого типа;  $\mathbf{B}$  – векторная сумма действующих магнитных полей;  $\mathbf{b}_{ext}$  – вектор смещения нуля, вызванного влиянием магнитотвердых материалов;  $\mathbf{b}_{int}(T)$  – вектор смещений нуля, возникающих в самом датчике;  $\boldsymbol{\varepsilon}$  – вектор шумов измерений, обусловленных случайными изменениями токов и напряжений в микросхеме магнитометра;  $T$  – текущая температура магнитометра.

Выражение (1) запишем в упрощенном виде:

$$\tilde{\mathbf{B}}(T) = A(T)\mathbf{B} + \mathbf{b}_{total}(T) + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{b}_{total}(T) = S(T)N(T)\mathbf{b}_{ext} + \mathbf{b}_{int}(T)$  – общее смещение нуля. При фиксированной температуре матрицу аффинного преобразования измерений магнитометра  $A(T)$ , содержащую погрешности масштабирования, неортогональности осей и магнитомягкого типа, представим как

$$A = SNK \approx \begin{bmatrix} S_x & m_{xy} & m_{xz} \\ m_{yx} & S_y & m_{yz} \\ m_{zx} & m_{zy} & S_z \end{bmatrix},$$

где  $S_x, S_y, S_z$  – коэффициенты масштабирования с учетом коэффициентов матрицы погрешностей магнитомягкого типа;  $m_{xy}, m_{xz}, m_{yx}, m_{yz}, m_{zx}, m_{zy}$  – коэффициенты неортогональности осей с учетом коэффициентов матрицы погрешностей магнитомягкого типа. Обратная матрица  $A^{-1}$  принимается симметричной с шестью степенями свободы [37].

Согласно [38, 39], калибровка магнитометра сводится к определению параметров эллипсоида, который наилучшим образом описывал бы геометрическое место измерений магнитометра. Таким образом, калибровочные коэффициенты магнитометра представляют собой геометрические параметры эллипсоида.

Эллипсоид представляет собой поверхность, координаты которой соответствуют общему уравнению второго порядка

$$ax^2 + by^2 + cz^2 + 2fyz + 2gxz + 2hxy + 2px + 2qy + 2rz + d = 0, \quad (3)$$

где  $a, b, c, f, g, h, p, q, r, d$  – параметры поверхности второго порядка, которая является эллипсоидом при условии

$$4J - I^2 > 0, \tag{4}$$

где  $I = a + b + c$ ;  $J = ab + bc + ac - f^2 - g^2 - h^2$  [38].

Для определения этих параметров минимизируется функционал, выражающий сумму квадратов расстояний от точек измерений магнитометра до центра эллипсоида [38]:

$$\Phi = \|D^T \mathbf{v}\|^2 \rightarrow \min_{\mathbf{v}}, \tag{5}$$

где  $D = [X_1, X_2, \dots, X_n]_{10 \times n}$  – матрица, составленная из векторов проекций  $n$  измерений;  $X_i = [x_i^2, y_i^2, z_i^2, 2y_i z_i, 2x_i z_i, 2x_i y_i, 2x_i, 2y_i, 2z_i, 1]_{10 \times 1}^T$  – вектор, составленный из проекций магнитной индукции, соответствующих  $i$ -й точке измерения;  $\mathbf{v} = [a, b, c, f, g, h, p, q, r, d]$  – вектор, содержащий все геометрические параметры поверхности (3).

Здесь

$$DD^T = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} \\ S_{12}^T & S_{22} \end{bmatrix}, \mathbf{v} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \end{bmatrix}, \tag{6}$$

а также введена матрица

$$C_1 = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -4 \end{bmatrix}. \tag{7}$$

В соответствии с [38] экстремум функционала (5) находится с учетом условия  $4J - I^2 = 1$  методом множителей Лагранжа. Таким образом, определение вектора искомым параметров сводится к решению линейной системы

$$\begin{aligned} (S_{11} - \lambda C_1) \mathbf{v}_1 + S_{12} \mathbf{v}_2 &= 0, \\ S_{12}^T \mathbf{v}_1 + S_{22} \mathbf{v}_2 &= 0, \end{aligned} \tag{8}$$

где  $\lambda$  – множитель Лагранжа; матрицы  $S_{11}$ ,  $S_{12}$ ,  $S_{22}$  имеют размеры  $6 \times 6$ ,  $6 \times 4$ ,  $4 \times 4$ ; векторы  $\mathbf{v}_1$  и  $\mathbf{v}_2$  имеют размеры 6 и 4 [38].

Параметры уравнения эллипсоида (3) можно представить в виде

$$M = \begin{bmatrix} a & h & g \\ h & b & f \\ g & f & c \end{bmatrix}, \mathbf{n} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \tag{9}$$

Тогда вектор смещения нуля и матрица вращения определяются как [38]

$$\mathbf{b}_{total} = -M^{-1} \mathbf{n}, \tag{10}$$

$$A^{-1} = \frac{|\mathbf{B}|}{\sqrt{\mathbf{n}^T M^{-1} \mathbf{n} - d}} M^{\frac{1}{2}}, \tag{11}$$

где  $\mathbf{B}$  – средний вектор измерений с вычетом вектора смещения нуля, найденного по выражению (10).

Вектор откалиброванных измерений магнитометра определяется по формуле

$$\mathbf{B}_{cal} = A^{-1} (\tilde{\mathbf{B}} - \mathbf{b}_{total}). \tag{12}$$

Для учета влияния изменения температуры на магнитометр вычисляются полиномы, которые наилучшим образом описывают температурную зависимость калибровочных коэффициентов математической модели измерений (1). Выбирается порядок полинома, для которого дисперсия будет минимальной либо ее значение существенно не уменьшается по мере увеличения порядка полинома. В данном случае отыскиваются коэффициенты полинома третьего порядка по формуле

$$W(T) = k_0 + k_1 T + k_2 T^2 + k_3 T^3, \quad (13)$$

где  $W(T)$  – значение калибровочного коэффициента при температуре  $T$ ;  $k_0, k_1, k_2, k_3$  – коэффициенты полинома.

### 3. Программа и методика испытаний по определению температурных калибровочных коэффициентов магнитометрических измерительных средств

Испытания по определению температурных калибровочных коэффициентов магнитометрических измерительных средств проводятся, чтобы проверить работоспособность бортовых систем в широком диапазоне температур, а также чтобы оценить параметры температурной зависимости коэффициентов смещения нуля, коэффициенты масштабирования, коэффициенты неортогональности магнитометров и погрешности измерений.

Из бортовых измерительных средств НС формируется объект испытаний (ОИ), который проверяется в климатической камере в 12 различных положениях. Профиль температуры при этом выбирается таким образом, чтобы избежать образования влаги в климатической камере, при этом охлаждение не должно быть резким. Для контроля температуры используются встроенные в магнитометры температурные датчики.

Температура в рабочей зоне климатической камеры изменяется в диапазоне от  $-10^\circ\text{C}$  до  $+50^\circ\text{C}$  в соответствии с требованиями миссии, предъявляемыми к датчикам.

Испытания проводятся по следующему алгоритму:

- 1) объект помещается в климатическую камеру в одно из 12 положений, как показано на рис. 3;
- 2) нагревается до  $+50^\circ\text{C}$ ;
- 3) по достижении  $+50^\circ\text{C}$  температура в камере должна оставаться постоянной в течении 15 минут;
- 4) начинается запись измерений с датчиков ОИ;
- 5) объект плавно охлаждается до  $-10^\circ\text{C}$ ;
- 6) по достижении  $-10^\circ\text{C}$  температура в камере должна оставаться постоянной в течении 15 минут;
- 7) ОИ нагревается по ступенчатому профилю до  $+50^\circ\text{C}$ ;
- 8) по достижении  $+50^\circ\text{C}$  температура в камере должна оставаться постоянной в течении 15 минут;
- 9) окончание записи данных с датчиков ОИ;
- 10) повторение шагов 1–9 для остальных 11 положений.

В ходе испытаний по описанному выше алгоритму получаем набор измерений магнитного поля и температуры с привязкой ко времени. После этого устраняются аномальные измерения и обрабатываются данные:

- 1) формируется набор векторов измерений магнитного поля, полученных при различных положениях ОИ;
- 2) определяются калибровочные коэффициенты при разных значениях температуры с шагом  $0,5^{\circ}\text{C}$ ;
- 3) аппроксимируются зависимости полученных калибровочных коэффициентов от температуры полиномом третьего порядка.

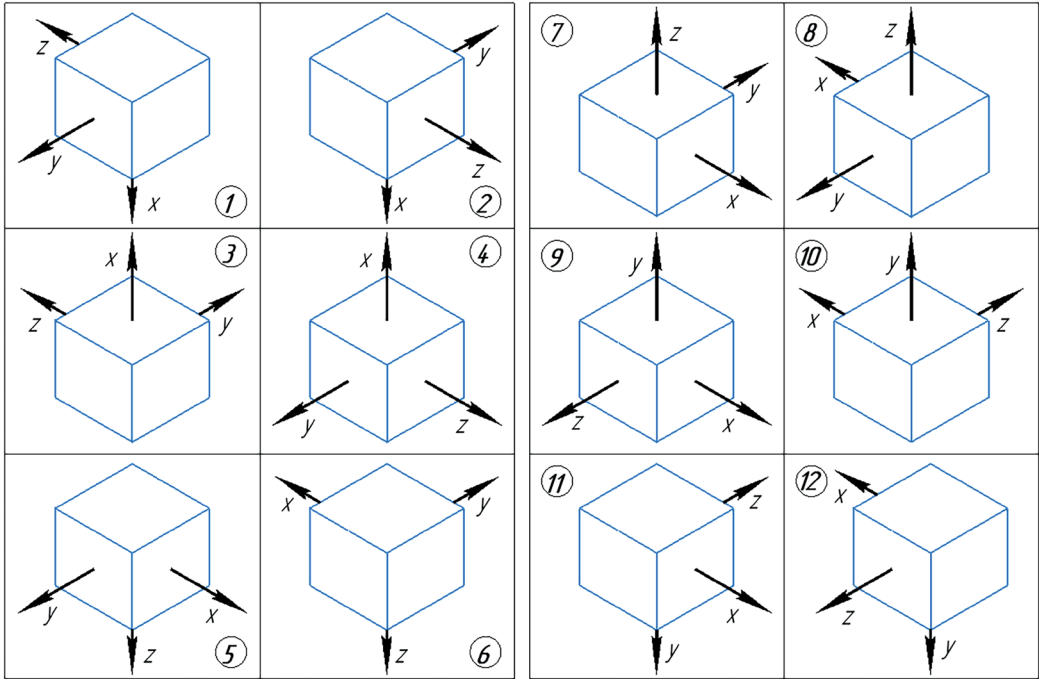


Рис. 3. Схема размещения ОИ в двенадцати статичных положениях

#### 4. Испытания в климатической камере измерительных средств системы ориентации наноспутника SamSat-ION

Испытания измерительных средств системы ориентации SamSat-ION были проведены по предложенной методике в Самарском университете на базе отраслевой научно-исследовательской лаборатории (ОНИЛ-1) [40] в климатической камере тепла–холода–влаги.

##### 4.1. Объект испытаний и экспериментальная установка

В качестве ОИ были выбраны следующие измерительные средства системы ориентации SamSat-ION: три бортовых компьютера (летный, инженерный, запасной, см. рис. 1) и три выносные платы с расположенными на них магнитометрами (см. рис. 2). Испытуемые устройства были зафиксированы с помощью распечатанной на 3D-принтере оснастки, позволяющей удерживать их в статичном положении при любой ориентации (рис. 4).

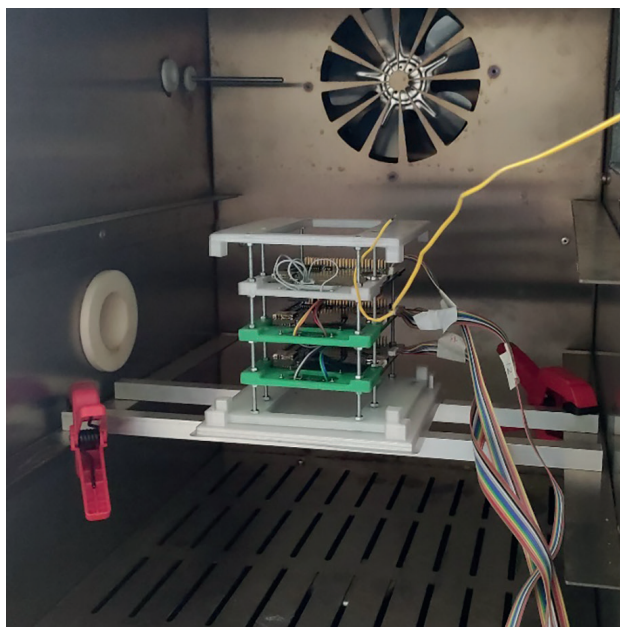


Рис. 4. Объект испытаний, помещенный в климатическую камеру

#### 4.2. Интерпретация и использование полученных результатов

Во время проведения испытаний в климатической камере на магнитометр влияют следующие магнитные поля: магнитное поле Земли (его направление и величина принимаются постоянными); магнитное поле климатической камеры; магнитное поле самих ОИ (трех бортовых компьютеров и трех выносных магнитометров), возникающее в процессе их функционирования. Основной целью проведенной калибровки было определение температурных зависимостей сдвигов нуля  $\mathbf{b}_{int}(T)$ , возникающих в чувствительном элементе датчика и входящих в общее смещение нуля  $\mathbf{b}_{total}(T)$ . Второе слагаемое  $S(T)N(T)\mathbf{b}_{ext}$  будет отличаться от полученного при изменении аппаратной конфигурации плат.

Дальнейшая калибровка предполагает определение сдвигов нуля  $\mathbf{b}_{flight}$  магнитометра по полетным данным с использованием модели магнитного поля Земли IGRF:

$$\sum \left( \left\| \mathbf{B}_{cal}(r, \theta, \varphi, t) - \mathbf{b}_{flight} \right\| - \left\| \mathbf{B}_{IGRF}(r, \theta, \varphi, t) \right\| \right)^2 \rightarrow \min, \quad (14)$$

где  $r$  – радиальное расстояние от центра Земли;  $\theta$  – широта (полярный угол);  $\varphi$  – восточная долгота;  $t$  – время.

### 5. Основные результаты испытаний

На основе вышеописанного подхода была получена и описана температурная зависимость погрешностей измерений магнитометров, входящих в систему ориентации SamSat-ION. На рис. 5 приведен пример найденных зависимостей для датчика ММС5883МА №1. Синими точками обозначены калибровочные коэффициенты, вычисленные при разных значениях температуры, изменяемой с шагом 0,5°C. Крас-



ными линиями показана аппроксимация зависимости полученных калибровочных коэффициентов от температуры полиномом третьего порядка.

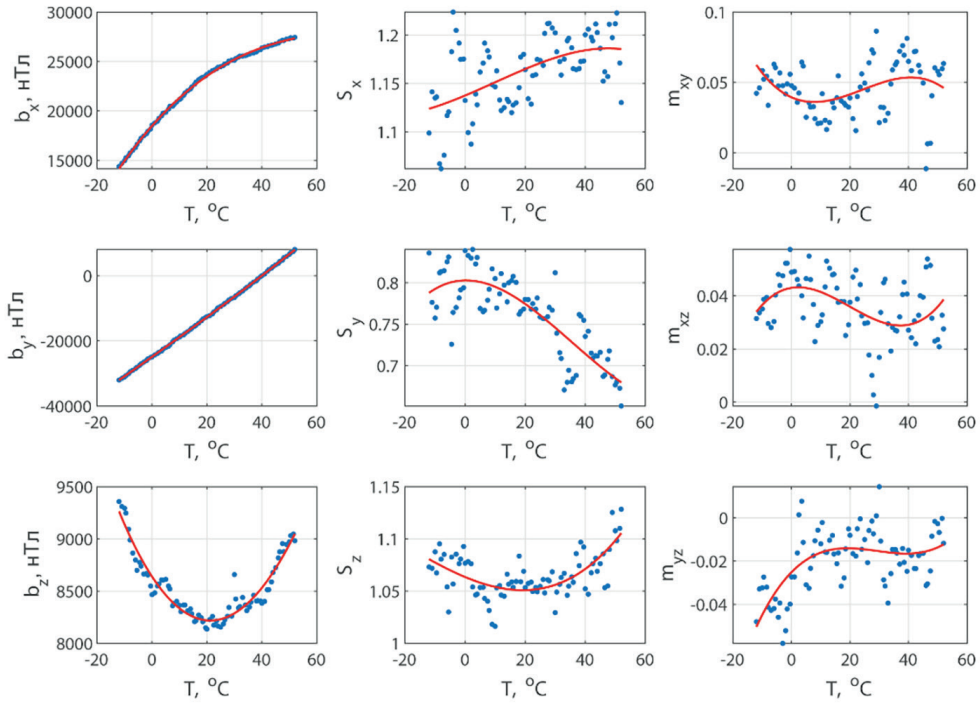


Рис. 5. Температурные зависимости коэффициентов смещения нуля, масштабирования и неортогональности датчика MMC5883MA №1

Из рис. 5 видно, что наибольшему изменению под влиянием температуры подвержены сдвиги нуля магнитометров, поэтому их учет позволяет повысить точность измерений бортовых устройств. На рис. 6 приведены столбчатые диаграммы, характеризующие среднеквадратические отклонения измерений магнитометра MMC5883MA №1 для двенадцати положений до температурной компенсации (синие столбцы) и после (красные столбцы).

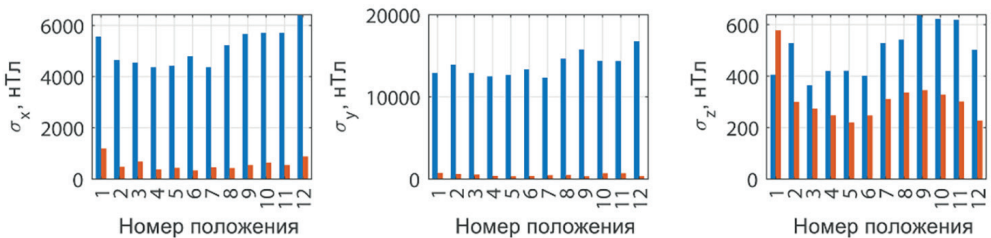


Рис. 6. Среднеквадратические отклонения измерений магнитометра MMC5883MA №1

Численные результаты температурной компенсации магнитометров представлены в таблице в виде отношений максимальных из двенадцати положений среднеквадратических отклонений измерений  $\sigma$  до температурной компенсации  $(\tilde{B}_x, \tilde{B}_y, \tilde{B}_z, |\tilde{B}|)$  и после  $(B_x, B_y, B_z, |B|)$ .

Статистические результаты калибровочных испытаний

| Датчик       | $\sigma_{\bar{b}_x} / \sigma_{B_x}$ | $\sigma_{\bar{b}_y} / \sigma_{B_y}$ | $\sigma_{\bar{b}_z} / \sigma_{B_z}$ | $\sigma_{ \bar{b} } / \sigma_{ B }$ |
|--------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
| ММС5883МА №1 | 5,44                                | 24,58                               | 1,11                                | 12,42                               |
| ММС5883МА №2 | 11,71                               | 2,43                                | 1,47                                | 5,98                                |
| МПУ-9255 №1  | 2,58                                | 1,40                                | 3,85                                | 1,18                                |
| МПУ-9255 №2  | 2,96                                | 4,89                                | 4,92                                | 2,81                                |
| МПУ-9255 №3  | 1,84                                | 1,19                                | 1,13                                | 1,63                                |

Таким образом, точность измерений магнитометров НС SamSat-ION была повышена в 1,11–24,58 раза, по модулю – до 12,42 раза. Полученные результаты существенно разнятся в зависимости от конструктивных особенностей каждого конкретного датчика. Вместе с тем, поскольку показания магнитометров на основе микроминиатюрных схем обусловлены изменениями температуры, их температурная компенсация позволит заметно увеличить точность.

Магнитное поле внутри климатической камеры в реальности не является постоянным, что приводит к погрешности итоговых результатов температурной компенсации. Тем не менее достигнутого уровня точности достаточно для решения с помощью университетских НС большей части стоящих перед ними задач, которые не требуют прецизионной ориентации.

Во время полета смещения нуля магнитометров необходимо уточнять путем оценки модели погрешностей с помощью методов оптимизации. При этом найденные в результате наземной калибровки температурные зависимости  $b_{total}(T)$  позволят повысить точность оценки, особенно в случае большого градиента температуры в выборке измерений.

### Выводы

В работе описывается методика калибровки магнитоизмерительных средств системы ориентации наноспутника SamSat-ION, в соответствии с которой оценивались температурные зависимости калибровочных характеристик магнитометров МПУ-9255 и ММС5883МА. В результате калибровки погрешность измерений была снижена до двенадцати раз. Предложенная методика может быть полезна университетским разработчикам наноспутников, которые не имеют доступа к испытательной базе предприятий ракетно-космической отрасли.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-72-30002, <https://rscf.ru/project/23-72-30002>.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Ovchinnikov, M. et al., Attitude control system for the first swedish nanosatellite “MUNIN”, *Acta Astronaut. Pergamon*, 2000, vol. 46, no. 2–6, pp. 319–326.
2. Guelman, M. et al., Design and testing of magnetic controllers for Satellite stabilization, *Acta Astronaut. Pergamon*, 2005, vol. 56, no. 1–2, pp. 231–239.

3. Renaudin, V., Afzal, M.H., Lachapelle, G., New method for magnetometers based orientation estimation, *Record – IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium*, 2010, pp. 348–356.
4. Psiaki, M.L., Nanosatellite Attitude Stabilization Using Passive Aerodynamics and Active Magnetic Torquing, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, 2012, vol. 27, no. 3, pp. 347–355, <https://doi.org/10.2514/1.1993>.
5. Fish, C.S. et al., Design, development, implementation, and on-orbit performance of the dynamic ionosphere cubesat experiment mission, *Space Sci Rev. Springer Netherlands*, 2014, vol. 181, no. 1–4, pp. 61–120.
6. Beravs, T. et al., Magnetometer calibration using Kalman filter covariance matrix for online estimation of magnetic field orientation, *IEEE Trans Instrum Meas. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.*, 2014, vol. 63, no. 8, pp. 2013–2020.
7. Melnik, M., On-board Algorithm for Nanosatellite Orientation and Stabilization System, *Procedia Eng. No longer published by Elsevier*, 2015, vol. 104, pp. 57–64.
8. Haryadi, D.R. et al., Design of attitude determination and control system using microstrip magnetorquer for nanosatellite, *ICCEREC 2016 – International Conference on Control, Electronics, Renewable Energy, and Communications 2016, Conference Proceedings*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2017, pp. 65–69.
9. Tolegenova, A. et al., Selection of parameters for CubeSat nano-satellite stabilization magnetic system, International Siberian Conference on Control and Communications, *SIBCON 2017 – Proceedings, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.*, 2017.
10. Markley, F.L., Mortari, D., Quaternion Attitude Estimation Using Vector Observations, *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2000, 48:2, Springer, 2020, vol. 48, no. 2, pp. 359–380.
11. Tossman, B.E. et al., Magsat attitude control system design and performance, *AIAA Paper. AIAA (CP805)*, 1980, pp. 95–104.
12. Theil, S., Appel, P., Schleicher, A., Low Cost, Good Accuracy – Attitude Determination using Magnetometer and Simple Sun Sensor, *Small Satellite Conference*, 2003.
13. Ni, S., Zhang, C., Attitude Determination of Nano Satellite Based on Gyroscope, Sun Sensor and Magnetometer, *Procedia Eng. No longer published by Elsevier*, 2011, vol. 15, pp. 959–963.
14. Finance, A. et al., In-Orbit Attitude Determination of the UVSQ-SAT CubeSat Using TRIAD and MEKF Methods, *Sensors (Basel)*, 2021, vol. 21, no. 21.
15. Лавойё Ф., Ли Д., Ландри Р. Разработка интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы, построенной на датчиках MEMS // *Гироскопия и навигация*. 2009. Т. 64. № 1. С. 75–85.
16. Аль Битар Н., Гаврилов А.И. Сравнительный анализ алгоритмов комплексирования в слабосвязанной инерциально-спутниковой системе на основе обработки реальных данных // *Гироскопия и навигация*. 2019. Т. 27, № 3 (106). С. 31–52.
17. Kramlikh, A., Nikolaev, P., Rylko, D., Implementation Features of Attitude Determination Algorithm for the SamSat-ION Nanosatellite, *29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, IEEE, 2022, pp. 1–4.
18. Boussadia, H. et al., A combined configuration ( $\alpha\beta$  filter-TRIAD algorithm) for spacecraft attitude estimation based on in-Orbit Flight Data, *Aerospace Systems. Springer Science and Business Media B.V.*, 2022, vol. 5, no. 2, pp. 223–232.
19. Петрищев М.С., Мусалимов В.М. Микромеханический магнитометр и моделирование динамики его чувствительного элемента // *Гироскопия и навигация*. 2006. № 2 (53). С. 90–91.
20. Грановский В.А., Скалон А.И. Метрологическая проблема микроэлектромеханических систем и методологические основы ее решения // *Гироскопия и навигация*. 2006. № 4 (55). С. 117–118.
21. Babae, M., Sharifian, S., Calibration of Triaxial Magnetometers for IoT Applications Using Metaheuristic Methods, *4th Iranian Conference on Signal Processing and Intelligent Systems (ICSPIS)*, IEEE, 2018, pp. 95–99.
22. Kramlikh, A.V., Melnik, M.E., On-board algorithm for SamSat-218D nanosatellite orientation and stabilization system, *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2016, vol. 15, no. 2, pp. 50–56.
23. Kramlikh, A.V., Lomaka, I.A., Nikolaev, P.N., Damping control system design for SamSat nanosatellite platform, *IOP Conf Ser Mater Sci Eng.*, 2020, vol. 862, no. 2, pp. 022065.
24. Сокен Х.Э., Гаджиев Ч. Калибровка датчиков угловой ориентации пикоспутников в полете // *Гироскопия и навигация*. 2011. № 3 (74). С. 34–45.

25. **Иванов Д.С., Ткачев С.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю.** Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2010. № 28. С. 1–30.
26. **Bogatyrev, A.M., Lomaka, I.A., Nikolayev, P.N.,** Technology for calibration of measuring instruments of samsat nanosatellites' family, *24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2017 – Proceedings*. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2017.
27. **Akimov, I.O. et al.,** Magnetometer calibration technique for the ground-based stage of spacecraft system diagnostics, *Engineering Journal: Science and Innovation*, Bauman Moscow State Technical University, 2018, no. 78.
28. **Niu, X. et al.,** Fast Thermal Calibration of Low-Grade Inertial Sensors and Inertial Measurement Units, *Sensors*, 2013, vol. 13, pp. 12192–12217.
29. **Галка А.Г., Костров А.В., Малышев М.С.** Резонансный метод измерения концентрации ионосферной плазмы на микроспутниках // Журнал технической физики. 2023. Т. 93. № 1. С. 81.
30. **Kramlikh, A.V., Lomaka, I.A., Shafran, S.V.,** Estimation Method for Nanosatellite Orbital Parameters in Case of Abnormal Operation of Navigation Equipment, *27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020 – Proceedings*. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2020.
31. **Nikolaev, P.N., Kudryavtsev, I.A., Shafran, S.V.,** Requirements for nanosatellite-mounted GNSS-based instrument measuring ionospheric total electron content, *IOP Conf Ser Mater Sci Eng. IOP Publishing*, 2020, vol. 984, no. 1, p. 012022.
32. **Leonov, A.I., Nikolaev, P.N.,** Providing Nanosatellite Triaxial Gravitational Orientation Using Magnetic Actuators, *IOP Conf Ser Mater Sci Eng. IOP Publishing*, 2022, vol. 1215, no. 1, p. 012005.
33. **Борисов А.** Современные АМР датчики для детектирования скорости, положения и слабых магнитных полей // Компоненты и Технологии. 2006. №60.
34. **Crescentini, M., Syeda, S.F., Gibiino, G.P.,** Hall-Effect Current Sensors: Principles of Operation and Implementation Techniques, *IEEE Sens J. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.*, 2022, vol. 22, no. 11, pp. 10137–10151.
35. **InvenSense.** MPU-9255 Product Specification, DS-000007.
36. **MEMSIC.** ±8Gauss, High Performance, Low Cost 3-axis Magnetic Sensor, MMC5883MA Rev. B data-sheet.
37. **Calibrating an eCompass** in the Presence of Hard- and Soft-Iron Interference, Freescale Semi-conductor Application Note, AN4246 Rev. 4.0, 11/2015.
38. **Li, Q., Griffiths, J.G.,** Least squares ellipsoid specific fitting, *Proceedings – Geometric Modeling and Processing*, 2004, pp. 335–340.
39. **Kok, M. et al.,** Calibration of a magnetometer in combination with inertial sensors, 2012, pp. 787–793.
40. **Отраслевая научно-исследовательская лаборатория №1** «Вибрационная прочность и надежность авиационных изделий». [Электронный ресурс]. URL: <http://onil1.ru/> (дата обращения: 31.07.2022).
41. **Alken, P., Thébault, E., Beggan, C.D. et al.,** International Geomagnetic Reference Field: the 13th generation // *Earth Planets Space*, 2021, vol. 73, no. 49.

---

**Nikolaev, P.N.** (S.P. Korolev Samara National Research University (Samara University); Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences), **Espinoza Valles, A.S.** (Samara University), **Shcherbakov, M.S.** (Samara University; Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences), and **Sobolev, D.D.** (Promtekh Dubna)

Calibration of Onboard Magnetometers of the Attitude Control System of the SamSat-ION University Nanosatellite, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2023, vol. 31, no. 3 (122), pp. 109–121.

**Abstract.** This work is focused on the calibration of magnetometers for the attitude control system of the SamSat-ION university nanosatellite. A calibration methodology is proposed to take

into account the temperature drift of the sensors readings. Measurements are carried out in twelve static positions, with sequential cooling and heating in the temperature range from  $-10$  to  $+50^{\circ}\text{C}$ , and are used to calculate the estimates of the temperature dependences of the bias, scale factor, and nonorthogonalities of the magnetometer axes. The main results of the ground tests of the SamSat-ION flight and engineering onboard systems obtained in accordance with the proposed methodology are discussed. The operability of the onboard systems during and after calibration under temperature variations (rise and drop) has been confirmed. Taking into account the found parameters, affected by various temperature gradients, decreases the measurement error about twelve-fold, which makes it possible to ensure reliable operation of the attitude control and stabilization system of nanosatellites based on the use of magnetometers.

**Key words:** temperature calibration, magnetometers, attitude control system, university nanosatellite.

Материал поступил 01.05.2023