

ПРЕДПОЛЕТНАЯ КАЛИБРОВКА БОРТОВЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ НАНОСПУТНИКА

П.Н. Николаев^{1,2}, А.В. Эспиноза¹

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

²Институт космических исследований РАН

espinoza_valles.a@ssau.ru

Введение

Одной из основных систем, входящей в состав любого космического аппарата, является система определения ориентации и управления движением. Данная система требует измерительную информацию от датчиков бортовых систем, таких как, акселерометры, гироскопы, магнитометры, датчики освещенности. Для обеспечения высокой точности измерений необходимо перед запуском проводить предполетную калибровку всех измерительных средств с использованием наземного оборудования. Предполетная калибровка позволяет устранить ошибки датчиков, связанные со смещением нуля, масштабированием и неортогональностью осей (систематические ошибки), ошибки, вызванные влиянием температурных градиентов на чувствительные элементы, а также оценить калибровочные характеристики, присущие каждому датчику.

В частности, проектные параметры современных наноспутников имеют свои особенности, из чего следует принять индивидуальные меры для решения задачи калибровки для каждого датчика по отдельности [1]. На межвузовской кафедре Самарского университета был разработан наноспутник SamSat-ION. В рамках наземных испытаний бортовых систем наноспутника проведена предполетная калибровка измерительных средств систем ориентации и управления движением.

Основные подходы и технологии предполетной калибровки измерительных средств, примененные на наноспутнике SamSat-ION, обобщены в данной работе.

Предполетная калибровка

В состав системы определения ориентации и управления движения наноспутника SamSat-ION входят трехосные магнитометры, трехосные гироскопы, трехосные акселерометры со встроенными датчиками температуры, расположенные на печатной плате бортового компьютера и печатной плате выносного магнитометра. Предполетная калибровка этих датчиков делится на две части: климатические испытания и испытания при постоянной температуре. Кроме того, на всех шести гранях наноспутника расположены датчики освещенности.

В рамках климатических испытаний одновременно проводится температурная калибровка акселерометров, гироскопов и магнитометров для оценки температурной зависимости их калибровочных коэффициентов. Также при постоянной температуре проводятся магнитные испытания для определения собственного смещения нуля, вызванного работой бортовых систем наноспутника, а также калибровочные испытания по определению световых характеристик датчиков освещенности.

Задача калибровки датчиков освещенности заключается в определении функциональной зависимости интенсивности падающего света от угла его падения и оценке шумовых характеристик датчиков.

Температурная калибровка акселерометров, гироскопов и магнитометров

Основной вклад в погрешность измерения большинства датчиков вносит изменение температуры окружающей их среды. Данное влияние можно учесть при полном описании зависимости систематических ошибок от рабочих температур датчиков. Для этого оценивается аппроксимирующая функция, которая наилучшим образом описывает температурную зависимость ошибок математической модели измерений датчиков.

Акселерометры калибруются с помощью вектора ускорения силы тяжести на Земле. При ориентации датчика в различные положения относительно его измерительной системы координат можно оценить все систематические ошибки. Математическая модель измерений акселерометров имеет вид:

$$\tilde{\mathbf{A}}(T) = S_a(T)N_a(T)\mathbf{A} + \mathbf{b}_a(T) + \boldsymbol{\varepsilon}_a, \quad (1)$$

где $\tilde{\mathbf{A}}(T)$ – вектор измерений акселерометра; $S_a(T)$ – матрица коэффициентов масштабирования акселерометра; $N_a(T)$ – матрица коэффициентов неортогональности осей акселерометра; \mathbf{A} – истинный вектор проекций ускорения; $\mathbf{b}_a(T)$ – вектор смещения нуля акселерометра, $\boldsymbol{\varepsilon}_a$ – вектор шумов измерений акселерометра, T – текущая температура.

Гироскопы, как правило, калибруются в динамике для полной оценки их систематической погрешности. Тем не менее, из-за технических ограничений, связанных с работой в климатической камере в процессе температурной калибровки, калибровка проводится в статическом режиме, из чего возможно оценить лишь ошибку смещения нуля. Тогда, математическая модель измерений гироскопов упрощается:

$$\tilde{\mathbf{G}}(T) = \mathbf{G} + \mathbf{b}_g(T) + \boldsymbol{\varepsilon}_g, \quad (2)$$

где $\tilde{\mathbf{G}}(T)$ – вектор измерений гироскопа; \mathbf{G} – истинный вектор проекций угловой скорости; $\mathbf{b}_g(T)$ – вектор смещения нуля гироскопа, $\boldsymbol{\varepsilon}_g$ – вектор шумов измерений гироскопа.

Калибровку магнитометров необходимо проводить в условиях постоянного магнитного поля. Согласно авторами работы [2], систематические ошибки магнитометра представляют собой геометрические параметры эллипсоида, образованного его измерениями. В этом случае, математическая модель измерений магнитометров представляется в виде:

$$\tilde{\mathbf{B}}(T) = S(T)N(T)(K(T)\mathbf{B} + \mathbf{b}_{ext}) + \mathbf{b}_{int}(T) + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (3)$$

где $\tilde{\mathbf{B}}(T)$ – вектор измерений магнитометра; $S(T)$ – матрица коэффициентов масштабирования; $N(T)$ – матрица коэффициентов неортогональности осей; $K(T)$ – матрица ошибок 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, возникающий в самом датчике; $\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор шумов измерений, обусловленный случайными изменениями токов и напряжений в микросхеме магнитометра; T – текущая температура магнитометра.

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

Температура в рабочей зоне климатической камеры изменяется в диапазоне от -10°C до $+50^{\circ}\text{C}$ согласно требованиям миссии, предъявляемым к датчикам. Испытания проводятся по следующему алгоритму: 1) ОИ помещается в климатическую камеру в одно из 12 положений согласно рисунку 1; 2) ОИ нагревается до $+50^{\circ}\text{C}$; 3) При достижении $+50^{\circ}\text{C}$ температура в камере должна оставаться постоянной в течении 15 минут; 4) Начинается запись измерений с датчиков ОИ; 5) ОИ плавно охлаждается до -10°C ; 6) При достижении -10°C температура в камере должна оставаться постоянной в течении 15 минут; 7) ОИ нагревается по ступенчатому профилю до $+50^{\circ}\text{C}$; 8) При 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.

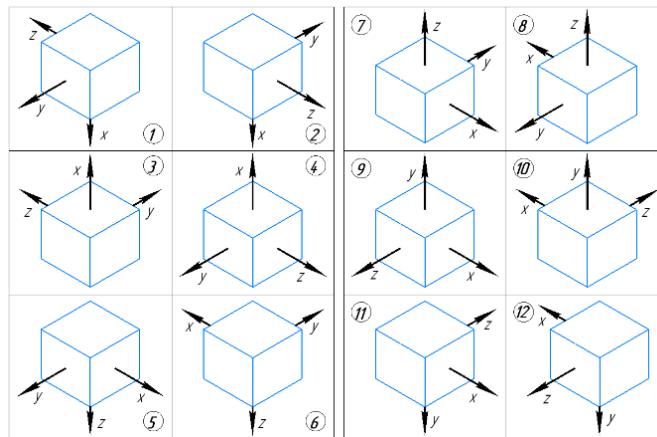


Рисунок 1 – Схема размещения ОИ в двенадцати статичных положениях

В ходе испытаний по алгоритму, описанному выше получается набор измерений магнитного поля и температуры с привязкой ко времени. После чего производится устранение аномальных измерений и проводится обработка данных: 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.

Магнитные испытания для калибровки магнитометров

При проведении испытаний в климатической камере значительное влияние в измерения магнитометров оказывают магнитное поле климатической камеры и магнитное поле, создаваемое платами в процессе их функционирования. Данное влияние отчасти устраняется, в случае проведения калибровки магнитометров в собранном наноспутнике в условиях постоянного по модулю магнитного поля. Так, в работе [3] предложен удобный подход к калибровке бортовых магнитометров с помощью стенда для имитации магнитного поля.

Калибровка датчиков освещенности

Калибровка датчиков освещенности наноспутника SamSat-ION производилась с помощью имитатора Солнца ИС-100. На рисунке 2 представлена схема размещения ОИ для проведения калибровки датчиков освещенности. Здесь 1 – рама наноспутника, помещаемая на 2 – салазки,

закрепляемые на 3 – столе подвижном в двух плоскостях, который помещается на 4 – делительную головку, которая в свою очередь закреплена на 5 – металлическом профиле. Ось датчика освещенности должна быть соосна с осью вращения делительной головки. Ось вращения делительной головки должна быть установлена на угол β , равным $[90\pm 0.5]^\circ$ относительно нормали датчика освещенности. ОИ установлен на расстоянии H $[1000\pm 30]$ мм от бленды имитатора Солнца.

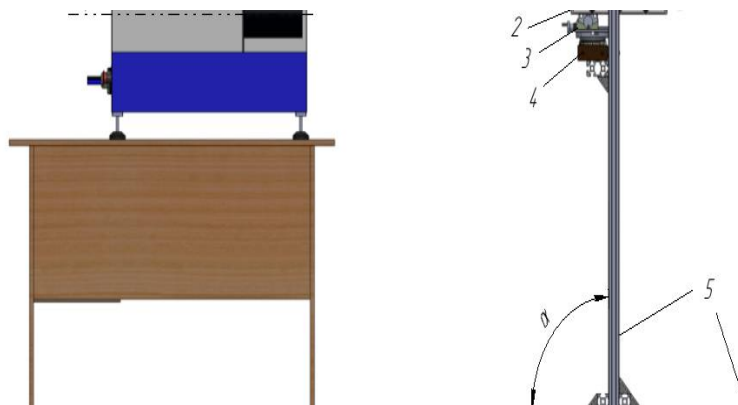


Рисунок 2 – Размещение ОИ

Методика калибровки датчиков освещенности заключается в последовательном выполнении следующих шагов: 1) Старт процесса замера интенсивности света; 2) Фиксация времени запуска измерений; 3) Проведение измерения под углом 0° в течение 30 секунд; 4) Поворот ОИ с помощью делительной головки 19 раз на 5° против часовой стрелки с дискретностью 30 секунд и провести измерения на каждом шаге; 5) Возврат ОИ в начальное положение и провести измерение в течение 30 секунд; 6) Поворот ОИ с помощью делительной головки 19 раз на 5° по часовой стрелке с дискретностью 30 секунд и провести измерения на каждом шаге. Шаги 1-6 повторяются для остальных пяти граней спутника.

Результатом проведения испытаний являются функциональные зависимости интенсивности света от угла падения и их погрешности для всех шести граней спутника.

Заключение

В работе изложен общий алгоритм для калибровки измерительных средств наноспутника. На основе предложенного алгоритма откалиброваны гироскопы, акселерометры, магнитометры и датчики освещенности бортовых систем наноспутника SamSat-ION. Данный подход обеспечивает необходимую точность измерительных средств систем ориентации и управления движением научно-образовательных наноспутников.

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

Список литературы:

1. Bogatyrev A.M., Lomaka I.A., Nikolayev P.N. Technology for calibration of measuring instruments of samsat nanosatellites' family // Proceedings of the 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), (2017, Saint Petersburg, Russia) DOI: 10.23919/ICINS.2017.7995673.

2. Nikolaev P. N., Espinoza V.A., Shcherbakov M. S. Calibration of On-board Magnetometers of the SamSat-ION Nanosatellite // Proceedings of the 30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), (2023, Saint Petersburg, Russia) DOI: 10.23919/ICINS51816.2023.10168349.
3. Эспиноза В.А.С., Николаев П.Н. Калибровка бортовых магнитометров на стенде полунатурного моделирования динамики углового движения наноспутника // Сб. тезисов докладов XX Конференции молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования» (12-14 апреля 2023 г., Москва). ИКИ РАН, 2023. С. 111-112.