

УДК 629.78
EDN: FBUMKZ

А. В. КРАМЛИХ, П. Н. НИКОЛАЕВ, Д. В. РЫЛЬКО

БОРТОВОЙ ДВУХЭТАПНЫЙ АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION

В статье описывается состав измерительных средств (магнитометры и датчики освещенности), а также особенности структуры алгоритмического обеспечения для определения ориентации наноспутника SamSat-ION. В качестве основного алгоритма предложен фильтр Калмана, использующий только магнитометрические измерения, а в качестве вспомогательного, обеспечивающего априорную оценку кватерниона, которая поступает на вход фильтра Калмана, – алгоритм QUEST. Выполнено моделирование работы двухэтапного алгоритма, сделаны выводы о его эффективности.

Ключевые слова: наноспутник SamSat-ION, определение ориентации, фильтр Калмана, бортовой алгоритм.

Введение

В Самарском университете разработан наноспутник (НС) SamSat-ION, габариты которого составляют $100 \times 100 \times 300$ мм (рис. 1), предназначенный для исследования ионосферы и магнитосферы Земли (контактным и дистанционным методами). Полезная нагрузка НС в том числе содержит (рис. 2):

- датчик параметров плазмы с блоком обработки сигналов;
- приемник сигналов глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) ГЛОНАСС;
- выносной магнитометр.

Для правильной интерпретации получаемых научных данных необходима их пространственно-временная привязка относительно опорной системы координат (СК), в качестве которой выбрана орбитальная (ОСК), с

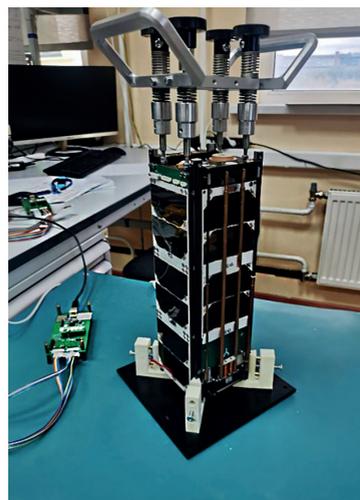


Рис. 1. Внешний вид НС SamSat-ION

Крамлих Андрей Васильевич. Кандидат технических наук, доцент межвузовской кафедры космических исследований, Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва. Член секции молодых ученых международной общественной организации «Академия навигации и управления движением». ORCID 0000-0002-7099-4966.

Николаев Петр Николаевич. Кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, НИЛ «Перспективные фундаментальные и прикладные космические исследования на базе наноспутников», Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва. ORCID 0000-0002-2210-5546.

Рылько Дмитрий Владимирович. Инженер, АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро».

Статья по докладу на XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова, 2022.

погрешностью не более 1° . Для пространственно-временной привязки фиксируемых измерений необходимо разработать бортовой алгоритм определения ориентации НС.

В работе рассматривается система определения ориентации НС, построенная на базе не предназначенных для использования в космосе недорогих компонентов, без МЭМС-гироскопов из-за их низкой надежности, недостаточного разрешения и существенного дрейфа нуля с течением времени [3]. Для определения ориентации предложен двухэтапный алгоритм, состоящий из детерминированного алгоритма QUEST (QUaternion ESTimate), использующего измерения магнитометра и датчиков освещенности, и фильтра Калмана, основанного только на магнитометрических измерениях, поскольку задействовать показания датчиков освещенности на теневых участках орбиты не представляется возможным.

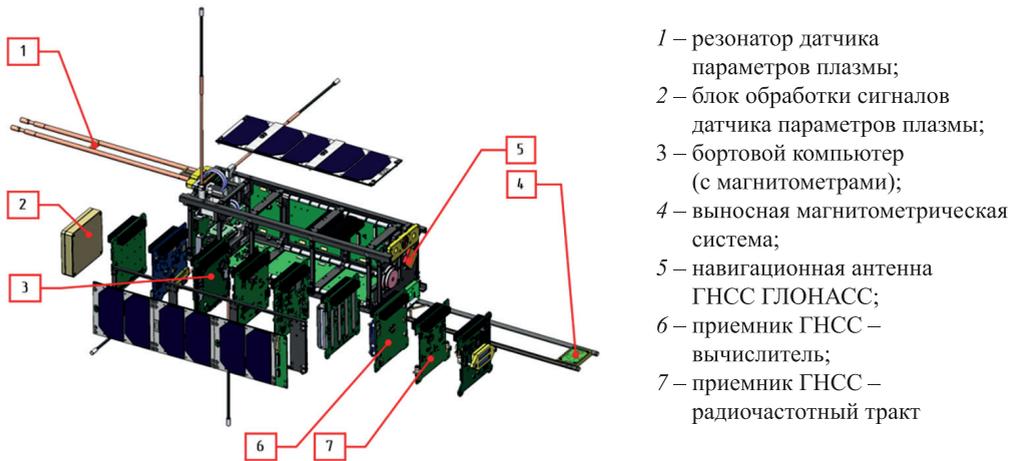


Рис. 2. Полезная нагрузка НС SamSat-ION

Применение исключительно магнитометрических измерений для определения углового положения космических аппаратов (КА) широко освещено в литературе [4–7] и обусловлено следующими факторами:

- отказом основных средств измерения, таких как звездные датчики;
- построением максимально простых, недорогих и энергоэффективных систем определения ориентации.

Поскольку посредством лишь векторного измерителя и детерминированных алгоритмов невозможно непосредственно определить ориентацию КА при его штатном функционировании, то представляется целесообразным дополнительно привлекать для обработки поступающих данных фильтр Калмана, в котором используется модель движения КА. Такой подход подробно описан в работах [4, 5], где в частности рассматривался гравитационно-стабилизированный КА, оснащенный тангажным маховиком и магнитным демпфером. В качестве алгоритма определения ориентации выступал расширенный фильтр Калмана, причем вектор оцениваемых параметров включал, помимо кватерниона ориентации и угловых скоростей, постоянный вектор возмущающего момента. Это позволило достичь погрешности определения ориентации не более 1° по каждой оси.

В [8, 9] был предложен двухуровневый фильтр Калмана. На первом уровне, называемом префильтром, производилась оценка вектора геомагнитной индукции и его

производной для снижения уровня шума измерений магнитометра. Далее полученная оценка служила вектором измерений для второго уровня – основного фильтра, предназначенного для вычисления кватерниона ориентации и угловых скоростей. В результате моделирования была получена погрешность определения ориентации менее 1° , а угловых скоростей – около $0,1^\circ/\text{с}$.

В работах [10, 11] рассматривается магнитная система управления движением КА, состоящая из трех взаимно перпендикулярных магнитных катушек и трехосевого магнитометра. Угловое положение спутника определяется с использованием расширенного фильтра Калмана, затем с помощью полученных результатов формируется пропорционально-дифференциальное управление. Предложенный алгоритм проверен на телеметрических данных, переданных с НС SiriusSat-1 [12].

В работах Дж.А. Натансона (G.A. Natanson) [13, 14] предложен детерминированный алгоритм определения ориентации, работающий при сильном вращении КА и использующий только магнитометрические измерения (Deterministic Attitude Determination from Magnetometer-Only Data – DADMOM). Мотивацией к его созданию послужила аномалия в управлении КА ERBS (Earth Radiation Budget Satellite), из-за которой аппарат стал вращаться с большой угловой скоростью, в результате чего данные солнечного датчика и датчика горизонта стали недостоверными, а показания высокоточного гироскопа вышли за установленный диапазон измерений. Таким образом, из доступных измерительных средств остался только трехосевой магнитометр. Суть метода DADMOM заключалась в добавлении к вектору геомагнитной индукции вектора ее производной, который предполагалось искать численным дифференцированием магнитометрических измерений. Несмотря на то что алгоритм обладает достаточно низкой точностью, он использовался для формирования начального приближения расширенного фильтра Калмана в миссии SAMPEX на затененных участках орбиты. В течение этих периодов электромагнитные катушки отключались, а управление осуществлялось только с помощью маховиков. Такая комбинация позволила достигнуть погрешности определения ориентации $1,5^\circ$, а угловой скорости – $0,01^\circ/\text{с}$ [15, 16].

Похожий подход был предложен в [17, 18]. На первом этапе алгоритма производилась оценка вектора угловой скорости по четырем последовательным магнитометрическим измерениям, причем за счет фильтра низких частот удалось снизить погрешность оценки до $0,2^\circ/\text{с}$. Информация об угловой скорости далее была задействована для вычисления вектора производной геомагнитной индукции. На завершающем этапе матрица ориентации определялась по вектору геомагнитной индукции и вектору ее производной с помощью алгоритма TRIAD [6], который был реализован на программируемой логической интегральной схеме (ПЛИС) и показал погрешность ориентации менее 10° .

По результатам анализа существующих подходов к решению задачи определения ориентации КА и состава измерительных средств на НС SamSat-ION было принято решение разработать двухэтапный алгоритм определения его ориентации. На первой стадии алгоритма формируется начальное приближение (кватернион ориентации) для второй стадии – фильтра Калмана, в котором используются только магнитометрические измерения, поэтому время его сходимости значительно больше, чем при задействовании нескольких разнотипных измерений. Двухэтапный алгоритм позволяет сократить время сходимости фильтра Калмана.

Статья имеет следующую структуру. В первом разделе описываются измерительные средства НС SamSat-ION, используемые для решения задачи определения ориентации. Далее приводится математическая модель движения НС SamSat-ION и рассматривается двухэтапный алгоритм решения задачи определения его ориентации. В последнем разделе приведено программно-аппаратное моделирование работы алгоритма на бортовом компьютере НС SamSat-ION.

Исполнительные устройства и измерительные средства НС SamSat-ION

НС SamSat-ION оснащен магнитной системой управления движением (СУД), исполнительными устройствами которой являются пять плоских электромагнитных катушек, создающих магнитный дипольный момент в трех взаимно перпендикулярных направлениях. В качестве источников измерительной информации выступает комплекс магнитометров и датчиков освещенности. Для демпфирования угловых скоростей будет использоваться алгоритм *B-dot* [1], не требующий данных о текущей ориентации НС и позволяющий снизить его угловую скорость до порядка двух орбитальных [2].

Задача определения ориентации НС решается с помощью следующих измерительных средств (рис. 3):

- магнитометров MMC5883MA (2 шт.), расположенных на печатной плате бортового компьютера и на выносной штанге;
- микрочипов MPU-9250 (2 шт.), расположенных на печатной плате бортового компьютера и на выносной штанге. Магнитометры, установленные в корпусе микрочипа, применяются в качестве дублирующих в случае отказа основных;
- датчиков освещенности (ДО) TCS34725 (6 шт.), расположенных на каждой грани НС;
- инфракрасных датчиков угла (ДУ) ADPD2140 (2 шт.), установленных на торцевых сторонах НС.

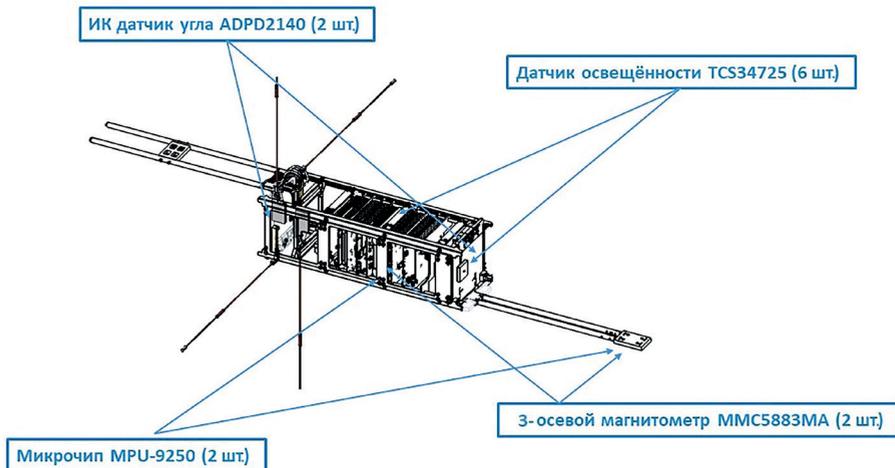


Рис. 3. Набор измерительных средств НС SamSat-ION

Основным магнитометром при определении ориентации служит MMC5883MA [19], характеристики которого приведены в табл. 1.

Основные технические характеристики магнитометра MMC5883MA

Характеристика	Значение
Диапазон измерений, нТл	± 800000
СКП шума измерений, нТл	до 120
Чувствительность, нТл/LSB	25
Диапазон рабочих температур, °C	$-40 \dots +85$

Шесть ДО TCS3472 установлены на каждой грани НС (рис. 4) на плате электромагнитных катушек. Датчики освещенности работают в видимом диапазоне и имеют угол обзора 180° [20].

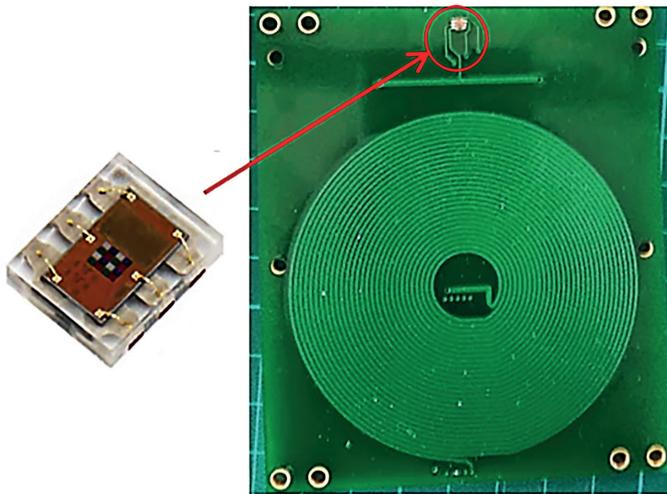


Рис. 4. Место датчиков освещенности TCS3472 на плате магнитных катушек

Инфракрасный ДУ ADPD2140 (рис. 5) является фотодиодным, имеющим четыре канала x_L, x_R, y_B, y_T , и позволяет вычислить две составляющие угла падения светового потока [21]. Устройство работает в коротковолновом диапазоне инфракрасного излучения, при этом его максимальная чувствительность соответствует длине волны 850 нм. Угол полураствора конуса чувствительности составляет 60° , а угловое поле зрения – 35° , температурный диапазон – от -40 до $+85^\circ\text{C}$ [22].

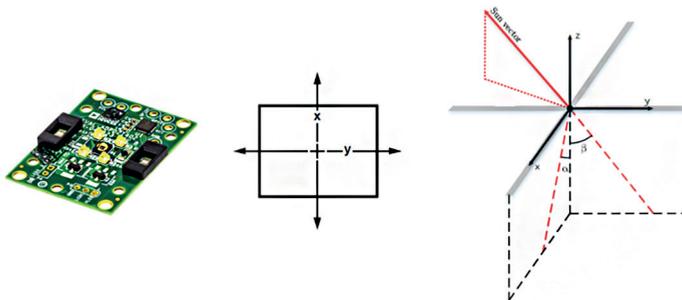


Рис. 5. Датчик угла падения света ADPD2140

Математическая модель движения НС SamSat-ION

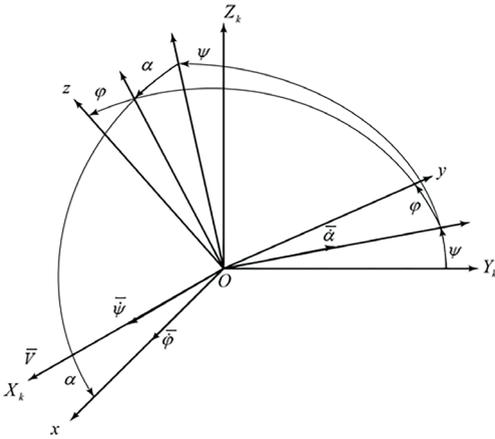


Рис. 6. Взаимное расположение траекторной $OX_k Y_k Z_k$ и связанной $Oxyz$ СК

В данной работе используются следующие СК [23]: траекторная $OX_k Y_k Z_k$ (совпадает с орбитальной в случае круговой орбиты, орбита НС SamSat-ION – круговая) и связанная с НС $Oxyz$ (ее оси параллельны ребрам НС, начало координат находится в центре его масс). Связь между траекторной и связанной СК определяется с помощью углов Эйлера, где α – пространственный угол атаки, ψ – угол прецессии, ϕ – угол собственного вращения (рис. 6). Коэффициенты a_{ij} матрицы перехода \mathbf{A} от траекторной СК к связанной рассчитываются следующим образом (последовательность поворотов $\psi \rightarrow \alpha \rightarrow \phi$):

$$\begin{aligned}
 a_{11} &= \cos\alpha, & a_{12} &= \sin\alpha \sin\psi, & a_{13} &= -\sin\alpha \cos\psi, & a_{21} &= \sin\alpha \sin\phi, \\
 a_{22} &= \cos\phi \cos\psi - \cos\alpha \sin\phi \sin\psi, & a_{23} &= \cos\phi \sin\psi + \cos\alpha \sin\phi \cos\psi, \\
 a_{31} &= \sin\alpha \cos\phi, & a_{32} &= -\sin\phi \cos\psi - \cos\alpha \cos\phi \sin\psi, \\
 a_{33} &= -\sin\phi \sin\psi + \cos\alpha \cos\phi \cos\psi.
 \end{aligned}$$

В дальнейшем для записи соотношений фильтра Калмана применяется кватернион, связь элементов которого с углами Эйлера описывается выражением

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\psi + \phi}{2} \\ \cos \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\psi + \phi}{2} \\ \sin \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\psi - \phi}{2} \\ \sin \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\psi - \phi}{2} \end{bmatrix}. \tag{1}$$

Матрица перехода \mathbf{A} , параметризованная с помощью элементов кватерниона, имеет вид [24]:

$$\mathbf{A}(q) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix}. \tag{2}$$

Кинематические соотношения для кватерниона представим следующим образом:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_x & -\Omega_y & -\Omega_z \\ \Omega_x & 0 & \Omega_z & -\Omega_y \\ \Omega_y & -\Omega_z & 0 & \Omega_x \\ \Omega_z & \Omega_y & -\Omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}(\Omega_x q_1 + \Omega_y q_2 + \Omega_z q_3) \\ \frac{1}{2}(\Omega_x q_0 + \Omega_z q_2 - \Omega_y q_3) \\ \frac{1}{2}(\Omega_y q_0 - \Omega_z q_1 + \Omega_x q_3) \\ \frac{1}{2}(\Omega_z q_0 + \Omega_y q_1 - \Omega_x q_2) \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где Ω – вектор угловой скорости связанной СК относительно ОСК, записанный в виде кватерниона $\Omega = [0 \ \Omega_x \ \Omega_y \ \Omega_z]^T$.

Абсолютная угловая скорость и угловая скорость связанной СК относительно ОСК соотносятся следующим образом:

$$\Omega = \omega - \mathbf{A}(q)^O \omega_O, \quad (4)$$

где ${}^O \omega_O = [0 \ \omega_O \ 0]^T$ – вектор орбитальной угловой скорости, выраженной в ОСК. Динамические уравнения Эйлера с учетом только гравитационного момента примут вид

$$\dot{\omega} = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M}_g + [(\mathbf{I}\omega) \times \omega]), \quad (5)$$

где \mathbf{M}_g – гравитационный момент; \mathbf{I} – тензор инерции; ω – вектор абсолютной угловой скорости. Гравитационный момент в (4), выраженный через элементы кватерниона, запишем как

$$\begin{aligned} M_{gx} &= \frac{6\mu}{R^3}(I_z - I_y)(q_2 q_3 + q_0 q_1)(q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2), \\ M_{gy} &= \frac{6\mu}{R^3}(I_x - I_z)(q_1 q_3 - q_0 q_2)(q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2), \\ M_{gz} &= \frac{12\mu}{R^3}(I_y - I_x)(q_1 q_3 - q_0 q_2)(q_2 q_3 + q_0 q_1). \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь R – радиус-вектор наноспутника, $\mu = 398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли. Из (3)–(6) получим полную систему уравнений для моделирования движения относительно центра масс:

$$\begin{aligned} \dot{q}_0 &= -\frac{1}{2}[(\omega_x - 2(q_1 q_2 + q_0 q_3)\omega_O)q_1 + \\ &+ (\omega_y - (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2)\omega_O)q_2 + (\omega_z - 2(q_2 q_3 - q_0 q_1)\omega_O)q_3], \\ \dot{q}_1 &= \frac{1}{2}[(\omega_x - 2(q_1 q_2 + q_0 q_3)\omega_O)q_0 + \\ &+ (\omega_z - 2(q_2 q_3 - q_0 q_1)\omega_O)q_2 - (\omega_y - (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2)\omega_O)q_3], \\ \dot{q}_2 &= \frac{1}{2}[(\omega_y - (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2)\omega_O)q_0 - \\ &- (\omega_z - 2(q_2 q_3 - q_0 q_1)\omega_O)q_1 + (\omega_x - 2(q_1 q_2 + q_0 q_3)\omega_O)q_3], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{q}_3 &= \frac{1}{2} [(\omega_z - 2(q_2q_3 - q_0q_1)\omega_o)q_0 + \\ &+ (\omega_y - (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2)\omega_o)q_1 - (\omega_x - 2(q_1q_2 + q_0q_3)\omega_o)q_2], \\ \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x} \left[\frac{6\mu}{R^3} (I_z - I_y)(q_2q_3 + q_0q_1)(q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2) + (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \right], \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_y} \left[\frac{6\mu}{R^3} (I_x - I_z)(q_1q_3 - q_0q_2)(q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2) + (I_z - I_x)\omega_x\omega_z \right], \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} \left[\frac{12\mu}{R^3} (I_y - I_x)(q_1q_3 - q_0q_2)(q_2q_3 + q_0q_1) + (I_x - I_y)\omega_x\omega_y \right]. \end{aligned} \quad (7)$$

Двухэтапное решение задачи определения ориентации НС SamSat-ION

Задача определения ориентации на борту НС SamSat-ION решается в два этапа (рис. 7). На первом ориентация грубо определяется по одномоментным измерениям магнитометра и вектора направления на Солнце с помощью алгоритма QUEST [25, 26], причем на освещенном участке орбиты, чтобы были доступны измерения датчиков освещенности, и при условии, что угол между векторами направления на Солнце и геомагнитной индукции превышает 20° (но менее 160°). Полученная оценка кватерниона является априорной информацией для второго этапа – определения ориентации с помощью фильтра Калмана, использующего только показания магнитометра. В случае невыполнения этих условий в качестве первого приближения берется кватернион с единичной скалярной частью. Начальное приближение вектора абсолютной угловой скорости формируется без какой-либо априорной информации, то есть берется нулевой вектор. Поскольку начальное приближение для кватерниона ориентации является произвольным, то диагональные элементы матрицы ковариаций, в отличие от алгоритма QUEST, задаются для наихудшего варианта (погрешность по углу составляет порядка 90° , по угловой скорости – порядка $10^\circ/\text{с}$, см. [6]). При этом время сходимости фильтра Калмана существенно возрастает.

При использовании данных магнитометра в QUEST или в фильтре Калмана необходимо учесть калибровочные коэффициенты. При этом измерения шести датчиков освещенности переводятся в вектор направления на Солнце. Частота поступления измерительной информации составляет 4 Гц.

При моделировании применялись:

- модель магнитного поля Земли IGRF [27], учитывающая 13 гармоник разложения геомагнитного потенциала в ряд по сферическим функциям;
- модель положения Солнца, учитывающая только эллиптическое невозмущенное орбитальное движение Земли вокруг него.

На рис. 7 представлены входные параметры алгоритма QUEST:

- ${}^B \mathbf{v}_m$ – данные магнитометра;
- ${}^B \mathbf{v}_s$ – параметры вектора направления на Солнце, определенные с помощью датчиков освещенности;

- ${}^o v_m$ – вектор геомагнитной индукции, рассчитанный по модели IGRF [27] и выраженный в ОСК;
- ${}^o v_s$ – вектор направления на Солнце, рассчитанный по модели движения, выраженный в ОСК;
- $t_{\text{сход.ном}}$ – время сходимости фильтра Калмана;
- $t_{\text{работы}}$ – время, по истечении которого требуется перезапустить фильтр Калмана.

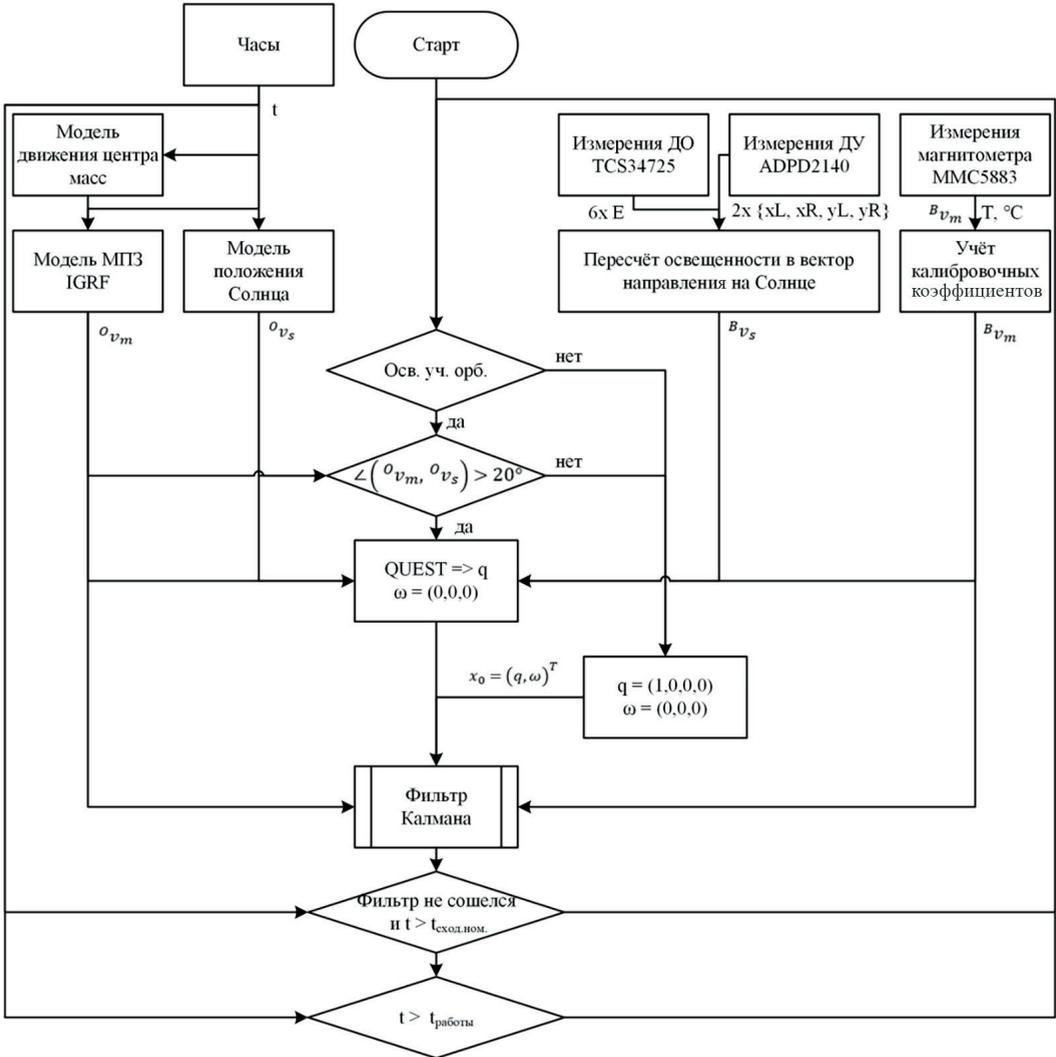


Рис. 7. Общая схема алгоритма определения ориентации НС SamSat-ION

Алгоритм QUEST позволяет сделать оптимальную среднеквадратичную оценку ориентации путем сведения задачи Вахбы [24, 25] к задаче отыскания собственных значений и собственных векторов, для чего требуется минимизировать функционал $J(A)$, а именно

$$J(A) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 k_i {}^o v_i - A(q)^B v_m^2,$$

или максимизировать функционал $g(A)$:

$$g(A) = \sum_{i=1}^2 k_i {}^O \mathbf{v}_i^T A(q)^B \mathbf{v}_m,$$

где k_i – весовые коэффициенты измерений датчиков.

Известно [24, 26], что тогда

$$g(A) = \lambda_{opt},$$

где оптимальное собственное значение

$$\lambda_{opt} = \sum k_i - J \approx \sum k_i.$$

Собственный вектор β , соответствующий λ_{opt} , в таком случае имеет вид

$$\beta = [(\lambda_{opt} + \sigma) E_{3 \times 3} - S]^{-1} \mathbf{Z},$$

где β также является вектором Гиббса. Здесь введены следующие обозначения:

- $E_{3 \times 3}$ – единичная матрица размером 3×3 ;
- $\sigma = tr(B)$, $S = B + B^T$ и $\mathbf{Z} = [B_{23} - B_{32} \quad B_{31} - B_{13} \quad B_{12} - B_{21}]^T$ – вспомогательные переменные;
- $B = \sum k_i {}^B \mathbf{v}_i {}^O \mathbf{v}_i^T$ – так называемая матрица профиля ориентации.

Далее ориентация НС, параметризованная с помощью вектора Гиббса β , определяется из

$$[(\lambda_{opt} + \sigma) E_{3 \times 3} - S] \beta = \mathbf{Z}. \quad (8)$$

Затем осуществляется переход от вектора Гиббса к кватерниону

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\sqrt{1 + \beta^T \beta}} \begin{bmatrix} 1 \\ \beta \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Оценка кватерниона, полученная по результатам работы алгоритма QUEST, является априорной информацией для фильтра Калмана.

При записи фильтра Калмана [28] в качестве вектора состояния примем кватернион ориентации и абсолютные угловые скорости:

$$\mathbf{x} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T. \quad (10)$$

Фильтр Калмана находит лучшую оценку вектора состояния по среднеквадратическому критерию для линейных систем, но может быть построен и в том случае, когда модели динамики и измерений служат нелинейными функциями вектора состояния и времени [6]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + \mathfrak{G}(t), \\ \mathbf{z}_k &= \mathbf{h}(\mathbf{x}(t_k)) + \mathbf{v}_k, \end{aligned} \quad (11)$$

где $\mathbf{z}_k = {}^B \mathbf{v}_m$ – измерения магнитометра, полученные в момент времени t_k ;

$\mathfrak{G}(t)$ – порождающий шум модели движения НС, позволяющий учесть отличие истинных компонент вектора состояния от модели (5) (белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и матрицей интенсивности шума \mathbf{Q});

v_k – шум модели измерений (белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и матрицей интенсивности шума \mathbf{R}).

Функция $\mathbf{f}(\mathbf{x}(t))$ представляет собой полную систему уравнений для моделирования движения относительно центра масс НС (7). Используются показания магнитометра, вынесенного на штанге. Модель измерений имеет вид:

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}(t_k)) = \mathbf{A}(q) \circ \mathbf{B} = \begin{bmatrix} (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2)B_X + 2(q_1q_2 + q_0q_3)B_Y + 2(q_1q_3 - q_0q_2)B_Z \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3)B_X + (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2)B_Y + 2(q_2q_3 + q_0q_1)B_Z \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2)B_X + 2(q_2q_3 - q_0q_1)B_Y + (q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2)B_Z \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где $\circ \mathbf{B} = [B_X \ B_Y \ B_Z]^T$ – вектор геомагнитной индукции, рассчитанный по модели IGRF, выраженный в ОСК.

Фильтр Калмана работает по схеме «прогноз–коррекция» (рис. 8). На этапе прогноза априорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ вычисляется путем интегрирования нелинейной модели движения НС (первое уравнение (10)). Оценка ковариационной матрицы \mathbf{P}_k^- прогнозируется с помощью линеаризованной модели динамики (матрица перехода Φ из состояния $k-1$ в состояние k учитывает только линейные члены разложения в ряд Тейлора в окрестности оценки текущего вектора состояния):

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, t) dt, \quad \mathbf{P}_k^- = \Phi_k \mathbf{P}_{k-1}^+ \Phi_k^T + \mathbf{Q}, \quad (13)$$

$$\Phi = \mathbf{E}_{7 \times 7} + \mathbf{F}_k \Delta t, \quad \mathbf{F}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-}.$$

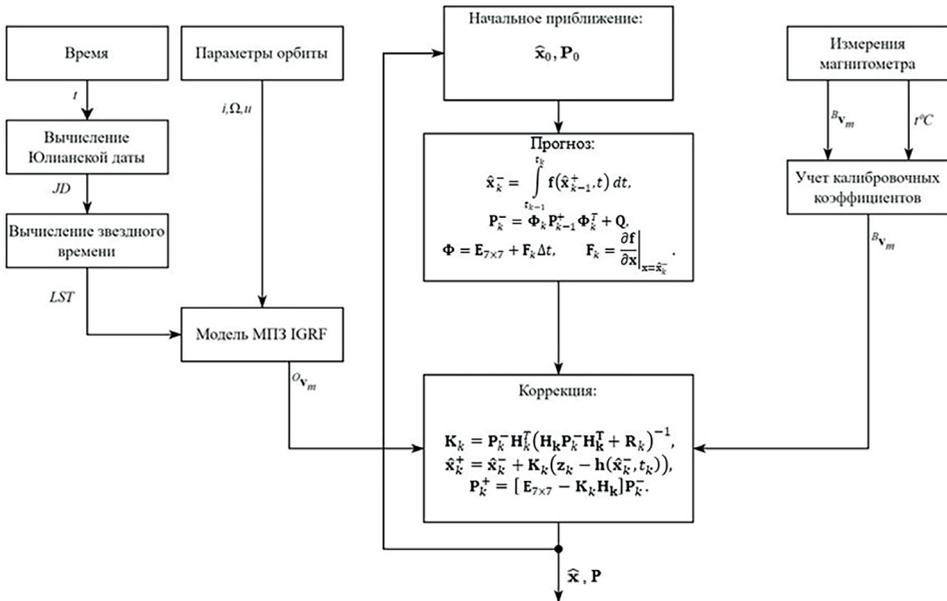


Рис. 8. Схема работы фильтра Калмана

На этапе коррекции вычисляется апостериорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^+$ путем обработки поступающих магнитометрических измерений \mathbf{z}_k :

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, t_k)), \\ \mathbf{P}_k^+ &= [\mathbf{E}_{7 \times 7} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_k^-, \end{aligned} \quad (14)$$

где $\mathbf{H}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-}$.

Одной из основных проблем при реализации фильтра Калмана является настройка, которая заключается в определении ковариационных матриц погрешности динамики системы \mathbf{Q} , шумов измерений \mathbf{R} и начальной погрешности вектора состояния $\mathbf{P}(0)$. Для вычисления этих матриц воспользуемся подходом, описанным в [6, 11, 28, 29].

Главная диагональ ковариационной матрицы \mathbf{R} содержит дисперсии погрешностей измерений трехосного магнитометра по каждой измерительной оси σ_m^2 , а внедиагональные элементы являются взаимными ковариационными моментами. Будем считать, что погрешности измерений магнитометра по каждой оси не коррелированы и имеют одинаковые дисперсии, т.е. матрица \mathbf{R} имеет вид:

$$\mathbf{R} = \text{diag}(\sigma_m^2 \quad \sigma_m^2 \quad \sigma_m^2). \quad (15)$$

Согласно технической документации [19], среднеквадратическое отклонение (СКО) шума измерений по каждой оси магнитометра MMC5883, установленного на выносной штанге, составляет $\sigma_{m0} = 100$ нТл. К тому же реальное геомагнитное поле отличается от модели IGRF на величину с СКО около $\sigma_{IGRF} = 200$ нТл [6]. Таким образом, $\sigma_m = \sqrt{\sigma_{m0}^2 + \sigma_{IGRF}^2} = 223,6$ нТл.

Ковариационная матрица погрешности оценивания вектора состояния в начальный момент времени $\mathbf{P}(0)$ отражает неточность задания начального приближения вектора оцениваемых параметров. Согласно [6] предположим некоррелированность погрешности задания компонент кватерниона и вектора угловой скорости, а также одинаковый уровень погрешности для каждой компоненты кватерниона и вектора угловой скорости, т.е. матрица $\mathbf{P}(0)$ будет иметь вид:

$$\mathbf{P}(0) = \text{diag}(\sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{\omega0}^2 \quad \sigma_{\omega0}^2 \quad \sigma_{\omega0}^2). \quad (16)$$

Так как для формирования начального приближения вектора угловой скорости не требуется никакой априорной информации, то в качестве первого приближения возьмем нулевой вектор, т.е. $\hat{\boldsymbol{\omega}}_0 = [0 \quad 0 \quad 0]^T$. Поскольку использование фильтра Калмана для определения ориентации НС предполагается после окончания процесса демпфирования его начальной угловой скорости до уровня орбитальной угловой скорости, то СКО погрешности задания угловой скорости составит $\sigma_{\omega0} = 0,33\%/с$. Начальное приближение кватерниона ориентации формируется после алгоритма QUEST, максимальная погрешность ориентации которого составляет до 20° . В уравнениях $\mathbf{f}(\mathbf{x}(t))$ учитывается только гравитационный момент, а влияние аэродинамического момента закладывается в СКО погрешности задания компонент кватерниона, которое примем равным $\sigma_{q0} = 0,1$, что соответствует погрешности оценки ориентации в 20° с помощью алгоритма QUEST.

Ковариационная матрица \mathbf{Q} отражает неточности задания модели динамики системы. Поскольку в формуле (11) порождающий шум модели движения НС является белым, то сделано предположение о некоррелированности погрешностей по компонентам кватерниона и вектора угловой скорости:

$$\mathbf{Q} = \text{diag}(\sigma_q^2 \quad \sigma_q^2 \quad \sigma_q^2 \quad \sigma_q^2 \quad \sigma_\omega^2 \quad \sigma_\omega^2 \quad \sigma_\omega^2). \quad (17)$$

Таким образом, процедура настройки фильтра сводится к определению параметров σ_q и σ_ω . Путем многократного моделирования работы фильтра были подобраны значения этих параметров при условии, что достигнута максимальная точность определения ориентации:

$$\sigma_q^2 = 10^{-11}, \quad \sigma_\omega^2 = 10^{-13} \text{ 1/c}^2. \quad (18)$$

Чтобы проверить эффективность решения задачи определения ориентации НС SamSat-ION, было проведено статистическое моделирование работы алгоритма QUEST и фильтра Калмана. Первое проводилось при следующих условиях (табл. 2):

- положение центра масс – предполагаемая орбита НС SamSat-ION, положение на орбите задается случайным образом (аргумент широты u) по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 360° , участок орбиты при этом полагается освещенным;
- истинная ориентация НС – углы Эйлера задаются случайным образом по равновероятному закону;
- погрешности магнитометрических измерений моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием с СКО 250 нТл; погрешности измерений вектора направления на Солнце ограничены конусом погрешности с углом полураствора в 10° и описываются двумя углами – полураствора, который моделировался по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 10° , и характеризующим положение вектора на поверхности конуса погрешности, который моделировался по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 360° .

Т а б л и ц а 2

Условия моделирования работы алгоритма QUEST

Параметры орбиты	высота орбиты	$H = 550 \text{ км}$
	наклонение	$i = 97,5^\circ$
	долгота восходящего узла	$\Omega = 60^\circ$
	аргумент широты	$u \sim U(0, 360)^\circ$
Ориентация НС	угол прецессии	$\psi \sim U(-180, 180)^\circ$
	пространственный угол атаки	$\alpha_n \sim U(0, 180)^\circ$
	угол собственного вращения	$\phi \sim U(-180, 180)^\circ$
Погрешности средств измерений	шум магнитометра	$\sim N(0, 250) \text{ нТл}$
	угол полураствора конуса погрешности определения вектора направления на Солнце	$\sim U(0, 10)^\circ$
	угол положения вектора направления на Солнце на поверхности конуса погрешности	$\sim U(0, 360)^\circ$
Число реализаций в методе статистических испытаний		10000

В результате статистического моделирования рассчитывается погрешность определения ориентации (рис. 9, табл. 3), для чего используется свойство ортонормированности матрицы ориентации $\mathbf{A}^T \mathbf{A} = \mathbf{1}$. Для этого рассчитывается матрица $\mathbf{A}(q^{true}) \mathbf{A}(\hat{q})^T$, представляющая собой матрицу поворота от истинного положения связанной СК $\mathbf{A}(q^{true})$ до оцененного $\mathbf{A}(\hat{q})$. Главный угол Эйлера этой матрицы (из теоремы вращения Эйлера), в свою очередь, является погрешностью определения ориентации:

$$\Phi_\varepsilon = \arccos \left[\frac{1}{2} \left(\text{tr} \left(\mathbf{A}(q^{true}) \mathbf{A}(\hat{q})^T \right) - 1 \right) \right]. \quad (19)$$

Так как погрешности определения ориентации, вычисляемые по формуле (19), выражаются одним углом в диапазоне от 0° до 180° , то они имеют распределение Рэлея. Расчет его характеристик производился согласно [30].

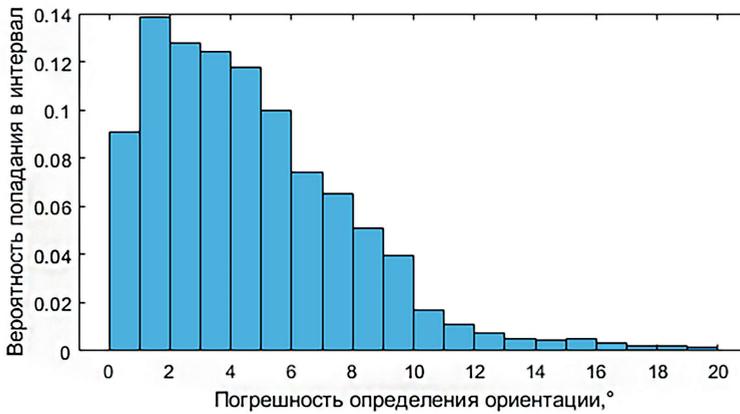


Рис. 9. Гистограмма функции плотности распределения погрешности определения ориентации алгоритма QUEST

Таблица 3

Результаты статистического моделирования работы алгоритма QUEST

Числовые результаты статистического моделирования	Значение
Тип распределения	Рэлея
Оценка моды, °	2,06
Оценка математического ожидания, °	5,09
Оценка дисперсии, градус ²	7,08
Вероятность $\{\Phi_\varepsilon < 10^\circ\}$	0,95
Вероятность $\{\Phi_\varepsilon < 20^\circ\}$	0,99

При коллинеарности векторов геомагнитной индукции и направления на Солнце восстановить ориентацию НС невозможно. Кроме того, при приближении значения угла между векторами к 0° и 180° погрешность определения ориентации будет возрастать. Интервалом углов между векторами, при котором оценку ориентации по алгоритму QUEST можно считать достоверной, является $[20, 160]^\circ$ (рис. 10).

Статистическое моделирование работы фильтра Калмана было проведено, чтобы оценить точность определения ориентации с его помощью и время сходимости. Были приняты следующие условия моделирования (табл. 4):

- случайное начальное положение на предполагаемой орбите (начальный аргумент широты u_0) НС SamSat-ION задавалось по равномерному закону в диапазоне от 0° до 360° (табл. 4);
- случайная начальная ориентация (углы Эйлера) НС SamSat-ION задавалась по равномерному закону в диапазонах, указанных в табл. 4;
- модуль начальной угловой скорости $|\omega_0| = 1^\circ/\text{с}$;
- компоненты начальной угловой скорости моделировались следующим образом: $\omega_{x,0}$ – по равномерному закону в диапазоне от 0 до $0,1^\circ/\text{с}$,

$$\omega_{j,0} = \omega_{n,j} \cdot \frac{|\omega_0|}{\sqrt{\sum_{j=1}^3 \omega_{n,j}^2}}, \quad j = 1..3,$$

- $\omega_{n,j}$ – по равномерному закону в от 0 до $1^\circ/\text{с}$;
- погрешности магнитометрических измерений моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием с СКО 250 нТл;
- время моделирования – один виток.

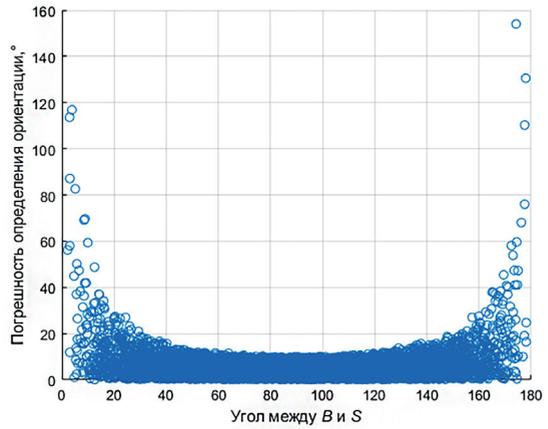


Рис. 10. Распределение погрешности определения ориентации алгоритма QUEST в зависимости от угла между вектором геомагнитной индукции и вектором направления на Солнце

Т а б л и ц а 4

Условия моделирования фильтра Калмана

Параметры орбиты	высота орбиты	$H = 550$ км
	наклонение	$i = 97,5^\circ$
	долгота восходящего узла	$\Omega = 60^\circ$
	начальный аргумент широты	$u_0 \sim U(0, 360)^\circ$
Начальные значения параметров движения относительно центра масс	угол прецессии	$\psi_0 \sim U(-180, 180)^\circ$
	пространственный угол атаки	$\alpha_{n0} \sim U(0, 180)^\circ$
	угол собственного вращения	$\varphi_0 \sim U(-180, 180)^\circ$
	модуль угловой скорости	$ \omega_0 = 1^\circ/\text{с}$
Погрешности средств измерений	шум магнитометра	$\sim N(0, 250)$ нТл
Число реализаций в методе статистических испытаний (первые 400 реализаций алгоритма QUEST)		400

Результаты одной из реализаций метода статистических испытаний показаны на рис. 11–13.

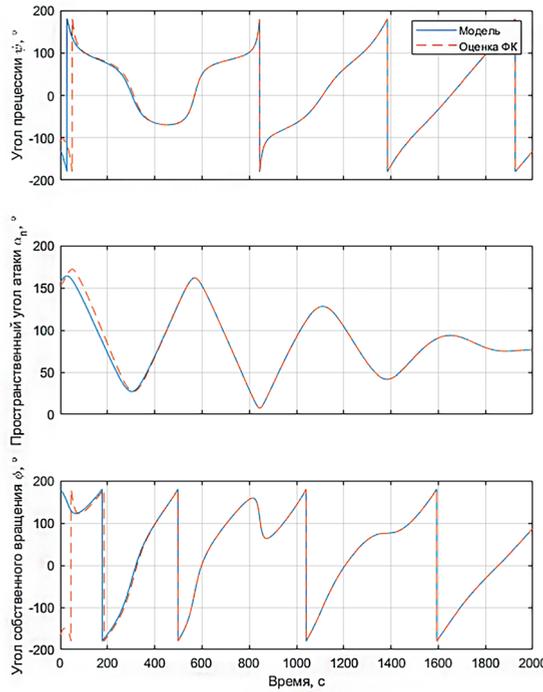


Рис. 11. Оценка ориентации с помощью фильтра Калмана

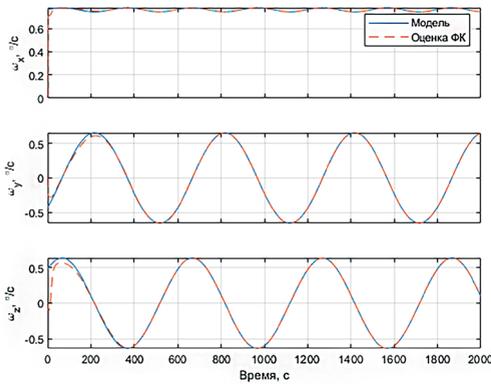


Рис. 12. Оценка угловой скорости с помощью фильтра Калмана

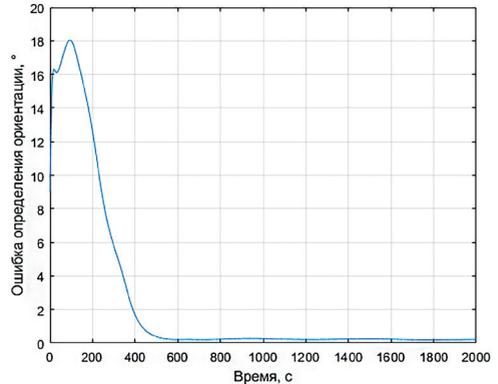


Рис. 13. Погрешность определения ориентации в процессе сходимости фильтра Калмана для одной из реализаций метода статистических испытаний

В качестве интегральной погрешности определения ориентации в каждой реализации метода статистических испытаний примем математическое ожидание (среднеарифметическое из выборки всех углов) пространственного угла поворота от истинного положения связанной СК к оцененному после завершения процесса сходимости (рис. 13). По результатам статистического моделирования можно сделать вывод, что погрешность определения ориентации будет не более $0,5^{\circ}$ (с вероятностью $P = 0,99$), а время сходимости не превысит 2000 с (с вероятностью $P = 0,96$) (табл. 5, рис. 14 и 15). В данной работе было принято, что фильтр завершил переходный про-

цесс, когда погрешность определения ориентации в процессе сходимости выходит на установившийся уровень, то есть

$$\frac{d\Phi_{\varepsilon}(t)}{dt} \leq 0,05^{\circ} / \text{с}.$$

Т а б л и ц а 5

Результаты статистического моделирования фильтра Калмана

Числовые результаты статистического моделирования		Значение
Время сходимости	Тип распределения	–
	Оценка моды, с	565
	Оценка математического ожидания, с	865
	Вероятность $\{t_{\text{сх}} < 2000 \text{ с}\}$	0,96
Погрешность определения ориентации	Тип распределения	Рэля
	Оценка моды, °	0,19
	Оценка математического ожидания, °	0,22
	Оценка дисперсии, градус ²	0,01
	Вероятность $\{\Phi_{\varepsilon} < 0,5^{\circ}\}$	0,99

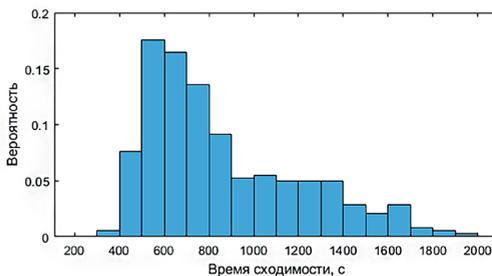


Рис. 14. Гистограмма функции плотности распределения времени сходимости фильтра Калмана

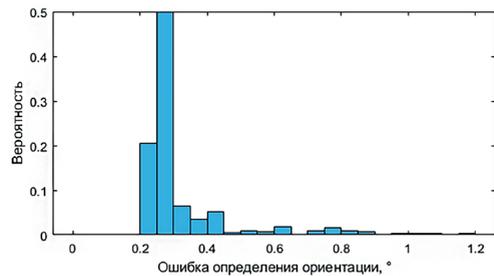


Рис. 15. Гистограмма функции плотности распределения погрешности определения ориентации по фильтру Калмана

После статистического моделирования, выполненного на персональном компьютере, работоспособность алгоритма была проверена на бортовом компьютере (БЦВМ) НС SamSat-ION.

Программно-аппаратное моделирование работы алгоритма на бортовом компьютере наноспутника SamSat-ION

Для проверки эффективности алгоритма было проведено программно-аппаратное моделирование его второй стадии решения задачи – работы фильтра Калмана. Программно-аппаратное моделирование, в свою очередь, условно можно разделить на три этапа [31] (рис. 16), выполняемых на каждой итерации.

Этап 1. На персональном компьютере моделируются показания магнитометра с помощью реализованных моделей движения, магнитного поля, измерений и отправляются на БЦВМ по интерфейсу UART, что имитирует выходные данные реального датчика.

Этап 2. Определение ориентации на БЦВМ.

Этап 3. Полученные результаты отправляются обратно на персональный компьютер по UART, где сохраняются в текстовом формате для дальнейшей обработки.



Рис. 16. Схема программно-аппаратного моделирования работы алгоритма

На рис. 17–18 представлены оценки компонент кватерниона и угловой скорости, полученные во время одной из реализаций программно-аппаратного моделирования (погрешность начального приближения в приведенной реализации соответствует наиболее вероятной погрешности оценки ориентации по алгоритму QUEST и составляет 2°). На рис. 19 приведена интегральная погрешность определения ориентации в процессе программно-аппаратного моделирования.

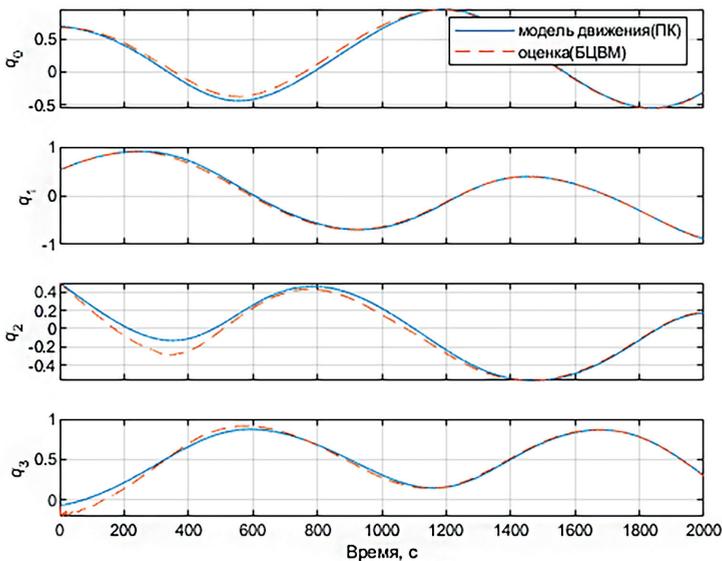


Рис. 17. Оценка компонент кватерниона в процессе программно-аппаратного моделирования

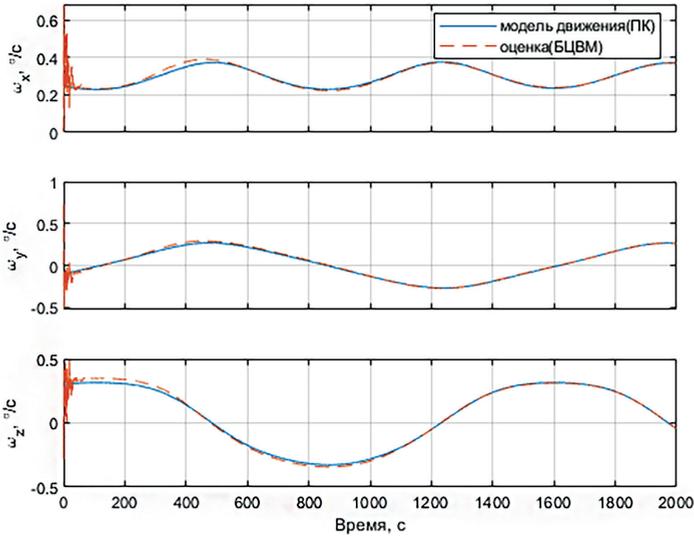


Рис. 18. Оценка компонент угловой скорости в процессе программно-аппаратного моделирования

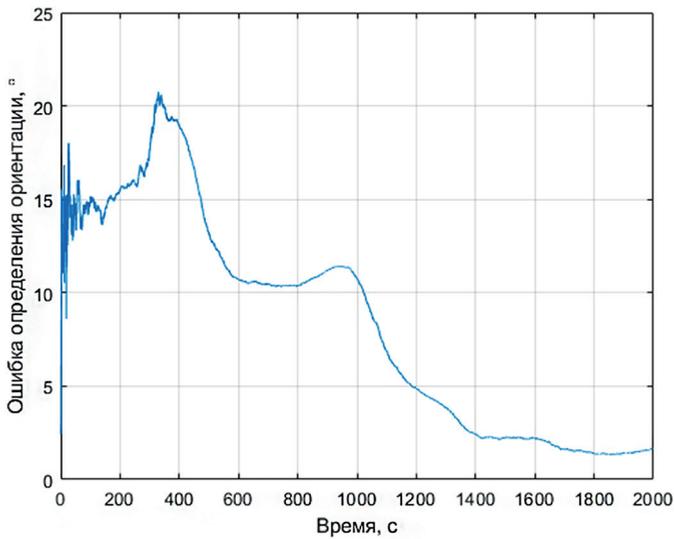


Рис. 19. Погрешность определения ориентации в процессе программно-аппаратного моделирования

Выводы

Чтобы привязать проводимые на борту НС SamSat-ION измерения к ориентации, разработан и реализован двухэтапный алгоритм определения его ориентации, в котором используются данные магнитометра и датчиков освещенности.

На первом этапе осуществляется грубая оценка ориентации с помощью алгоритма QUEST по показаниям магнитометра и датчиков освещенности. При этом задача может быть решена только на освещенном участке орбиты. В результате математического моделирования достигнута точность определения ориентации не хуже 10°

(вероятность $\{\Phi_e < 10^\circ\}$ составляет 0,95) при условии, что угол между используемыми векторами лежит в диапазоне от 20° до 160° .

На втором этапе полученная оценка уточняется по фильтру Калмана, в котором задействованы только магнитометрические данные. Это обусловлено необходимостью привязки измерений научной аппаратуры к ориентации в пространстве на всем участке орбиты, включая тень. В результате математического моделирования получена точность определения ориентации не хуже $0,5^\circ$ (вероятность $\{\Phi_e < 0,5^\circ\}$ составляет 0,99) при времени сходимости, не превышающем 2000 с (вероятность $\{t_{cx} < 2000 \text{ с}\}$ составляет 0,96).

Предложенный алгоритм протестирован на бортовом компьютере НС SamSat-ION. Время сходимости фильтра Калмана составило порядка 25 мин, при этом погрешность определения ориентации не превышает $2,5^\circ$. Достигнутая точность определения ориентации является достаточной для привязки научных данных миссии SamSat-ION к ориентации в пространстве.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки РФ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С.** Современные алгоритмы активной магнитной ориентации наноспутников // *Космические аппараты и технологии*. 2019. Т. 3. №2. С. 73–86.
2. **Ovchinnikov, M.Yu., Roldugin, D.S., Tkachev, S.S., Penkov, V.I.**, B-dot algorithm steady-state motion performance, *Acta Astronautica*, 2018, vol. 146, pp. 66–72.
3. **Hajiyev, H., Guler, D.C.**, Review on gyroless attitude determination methods for small satellites, *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 90., pp. 54–66.
4. **Martel, F., Psiaki, Pal, M.**, Three Axis Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer Data, *Proceedings of Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium*, 1988, pp. 345–367.
5. **Psiaki, M.L.**, Three-Axis Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer Data, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1990, vol. 13, No. 3, pp. 506–514.
6. **Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Иванов Д.С.** Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. 366 с.
7. **Abdelrahman, M., Park, S.-Y.**, Simultaneous spacecraft attitude and orbit estimation using magnetic field vector measurements, *Aerospace Science and Technology*, 2011, vol. 15, no.8, pp. 653–669.
8. **Searcy, J.D.**, Magnetometer-only attitude determination with application to the M-SAT mission, *Masters Theses Scholars' Mine*, 2011., №6892, 108 p.
9. **Searcy, J.D.**, Magnetometer-Only Attitude Determination Using Novel Two-Step Kalman Filter Approach, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, Vol. 35, No. 6, pp. 1693–1701.
10. **Иванов Д.С.** Использование магнитных катушек и магнитометра для обеспечения трехосной ориентации спутника // *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*. 2015. №47. 20 с.
11. **Ivanov, D.S.**, Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties, *Acta Astronautica*, 2017, 132, pp. 103–110.
12. **Ivanov, D.**, Attitude motion and sensor bias estimation onboard the SiriusSat-1 nanosatellite using magnetometer only, *Acta Astronautica*, 2021, 188, pp. 295–307.
13. **Natanson, G.A., McLaughlin, S.F., Nicklas, R.C.**, A Method of Determining Attitude from Magnetometer Data Only, *Proceedings of Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium*, 1990, pp. 359–378.
14. **Natanson, G.A.**, A Deterministic Method for Estimating Attitude from Only Magnetometer Data, *Proceedings of the World Space Congress*, 1992, no. IAF-92-0036, 13 p.
15. **Natanson, G.A., Challa, M.S., Deutschmann J., Baker D.F.**, Magnetometer-Only Attitude and Rate Determination for Gyroless Spacecraft, *Proceedings of the Third International Symposium on Space Mission Operations and Ground Data Systems*, 1994, pp. 791–798.

16. Challa, M., Natanson, G., Deutschmann, J., Galal K., A PC-Based Magnetometer-Only Attitude and Rate Determination System for Gyroless Spacecraft, *Proceedings of the Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium*, 1995, pp. 83–96.
17. Carletta, S., Teofilatto, P., Design and Numerical Validation of an Algorithm for the Detumbling and Angular Rate Determination of a CubeSat Using Only Three-Axis Magnetometer Data, *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 12 p.
18. Carletta, S., Teofilatto, P., Farissi, M.S., A Magnetometer-Only Attitude Determination Strategy for Small Satellites: Design of the Algorithm and Hardware-in-the-Loop Testing, *MDPI Aerospace*, 2020, 21 p.
19. MEMSIC MMC5883MA ± 8 Gauss, High Performance, Low Cost 3-axis Magnetic Sensor: Datasheet, Rev. C, 2017.
20. TAOS TCS3472 Color Light-to-Digital Converter with IR Filter: Datasheet, 2012.
21. Riwanto, B.A., CubeSat Attitude System Calibration and Testing, *Department of Electrical Engineering and Automation*, 2015, 94 p.
22. Analog devices. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADPD2140.pdf> (дата обращения 01.02.2022)
23. Баринаева Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А., Предотвращение возможности возникновения резонансных режимов движения для низковысотных спутников класса CUBESAT // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №4 (115). С. 1–19. DOI 10.17285/0869-7035.0076.
24. Yaguang Yang, Spacecraft Modeling, Attitude Determination, and Control: Quaternion-Based Approach, CRC Press Taylor & Francis Group, 2019, 340 p.
25. Shuster, M. D., Oh, S.D., Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations, *Journal of Guidance and Control*, 1981, vol. 4, no. 1, pp. 70–77.
26. Cheng, Y., Shuster, M.D., An Improvement to the QUEST Algorithm, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, vol. 37, no. 1, pp. 301–305.
27. Davis, J., Mathematical Modeling of Earth's Magnetic Field, Technical Note, Virginia Tech, Blacksburg, 2004. 21 p.
28. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2009. №48. 32 с.
29. Ivanov, D., Ovchinnikov, M., Ivlev, N., Karpenko, S., Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms, *Acta Astronautica*, 2015, 116, pp. 339–348.
30. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017. 509 с.
31. Liu, Y., Liu, K., Li, Y., Pan, Q., A Ground Testing System for Magnetic-only ADCS of Nano-Satellites, *Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, 2016, pp. 1644–1647.

Kramlikh, A.V., Nikolaev, P.N. (Samara University, Russia), and Rylko, D.V. (Ramenskoye Design Company, Ramenskoye, Russia)

Onboard Two-Step Attitude Determination Algorithm for a SamSat-ION Nanosatellite, *Гироскопия и Навигация*, 2023, vol. 31, no. 2 (121), pp. 65–85.

Abstract. The paper describes the measuring aids (magnetometers and light sensors) and attitude determination algorithms of SamSat-ION nanosatellite. The Kalman filter based on magnetometer measurements only is used as a basic algorithm, and the auxiliary QUEST algorithm provides a priori estimation of the quaternion input to the Kalman filter. The two-step algorithm simulation has been performed, and its efficiency has been verified.

Key words: SamSat-ION nanosatellite, attitude determination, Kalman filter, onboard algorithm.

Материал поступил 14.02.2023