

КАЛИБРОВКА ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПИКОСПУТНИКОВ* В ПОЛЕТЕ

*Предлагается методика оценивания смещения нулей датчиков угловой ориентации пикоспутника, основанная на использовании фильтра UKF**. В качестве датчиков используются трехосные магнитометры и скоростные гироскопы. На начальном этапе оцениваются смещения нулей трех ортогонально расположенных магнитометров, а также угловая ориентация и угловые скорости спутника. Считается, что сразу после выведения спутника на орбиту погрешностями в выходных сигналах гироскопов можно пренебречь. На втором этапе учитываются оцененные постоянные составляющие смещения нулей магнитометров и подключается алгоритм оценивания смещения нулей гироскопов, которые являются причиной нарастания погрешностей во времени. В результате оцениваются шесть значений смещения нулей двух групп датчиков на двух этапах с регулярной оценкой угловой ориентации и угловых скоростей. В предлагаемой процедуре UKF используется в качестве алгоритма оценивания для обеих стадий решения задачи.*

Введение

Совместное использование магнитометра и скоростного гироскопа в пикоспутнике является обычным способом получения точной информации об угловой ориентации спутника в полете. Используя алгоритм фильтра Калмана, можно интегрировать данные измерений этих датчиков для точной оценки параметров угловой ориентации спутника. Однако эти датчики имеют смещения нуля, что делает фильтр неэффективным и не позволяет получить точные данные об угловой ориентации. Более того, они могут вызвать расхожимость фильтра. Требования, предъявляемые к точности определения угловой ориентации, могут быть выполнены путем компенсации таких погрешностей магнитометра и скоростного гироскопа, как рассогласование измерительных осей и смещение нуля датчиков [1]. Для решения этих задач в полете предлагается методика оценивания смещения нуля магнитометра и гироскопа, а также угловой ориентации спутника. Однако методы совместного оценивания смещения нуля двух групп датчиков не часто обсуждаются в литературе, обычно они рассматриваются по отдельности.

Сокен Халиль Эркин. Студент Стамбульского технического университета, факультет аэронавтики и астронавтики (Турция)

Гаджиев Чингиз. Профессор Стамбульского технического университета, факультет аэронавтики и астронавтики. Действительный член Академии навигации и управления движением.

*Пикоспутниками (англ. Picosatellite) называют спутники массой менее 1 кг. (Прим. научного редактора).

**Поскольку в литературе до сих пор нет общепринятого русского термина для перевода the Unscented Kalman filter, в данной работе используется аббревиатура UKF. Алгоритм UKF описан на стр. 40 данной статьи. (Прим. научного редактора).

Статья по докладу на XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

Одним из методов калибровки магнитометров является схема, в которой информация об угловой ориентации не используется. Обычно на этапе выведения спутника на орбиту магнитометры являются единственными работающими датчиками, и данные об угловой ориентации недоступны из-за быстрого вращательного движения космического аппарата. Кроме того, на этом этапе измерения магнитометров искажены смещениями нуля из-за больших магнитных возмущений на космическом аппарате, таких как зарядка корпуса во время запуска и электрические токи в нем [2]. Поэтому калибровка магнитометров должна проводиться без использования данных об угловой ориентации.

Из литературы известно несколько методов оценивания смещения нуля магнитометров при отсутствии данных об угловой ориентации. Вектор смещения нулей можно определить путем минимизации взвешенной суммы квадратов невязок, которые представляют собой разности значений измеренных и смоделированных магнитных полей [3]. Однако это приводит к функции потерь, которая является квадратичной по вектору смещения нулей магнитометра, и чтобы избежать процесса минимизации квадратичной функции, ведущего к возникновению погрешностей, разработан ряд альтернативных методов. В своих статьях Н.Д.Шустер и Р.Алонсо предлагают относительно новый алгоритм, названный двухступенчатым, который обеспечивает сходимость за один шаг эвристического алгоритма и правильную обработку статистики измерения [2, 4, 5]. В работе [6] авторы представляют модифицированный двухступенчатый алгоритм, который оценивает все три составляющие вектора смещения нулей магнитометра в случае, когда центрированная часть отрицательной области логарифмической функции правдоподобия не обеспечивает полной наблюдаемости вектора смещения нулей магнитометра. В статье [7] показано, что двухступенчатый алгоритм можно использовать для оценки поправок масштабных коэффициентов и углов неортогональности, а также смещения нулей магнитометра. В качестве другого примера использования двухступенчатого алгоритма Г.Ким и Х.Бэнг объединяют его с генетическим алгоритмом и используют последний для получения первоначальных оценок при оценивании смещения нулей магнитометра [8].

В литературе можно встретить и другие методики оценивания смещения нуля магнитометра без привлечения данных об угловой ориентации. В статье [9] авторы доказывают, что всю калибровку магнитометра можно провести на орбите в обычных режимах полета космического аппарата, используя алгоритмы в реальном времени с применением расширенного фильтра Калмана и UKF. В то же время в [10] расширенный фильтр Калмана используется для калибровки в реальном времени трехосного магнитометра, а также для определения низкой околоземной орбиты. Хотя эти исследования позволяют оценивать такие характеристики магнитометра, как смещение нулей, масштабные коэффициенты и углы неортогональности, все они [2, 10] не учитывают данные об угловой ориентации спутника. И если эта информация становится доступной в какой-то момент, их точность повышается. Следовательно, их можно считать частью режимов работы космического аппарата, где данные об угловой ориентации отсутствуют. Когда имеются другие датчики, по которым можно определить информацию об угловой ориентации спутника после этапа его выведения на орбиту (например, гироскопы), этот метод теряет свою значимость. С другой стороны, известно несколько других исследований, например [11], где оценки смещения нулей магнитометров рассматриваются как часть процесса оценивания

угловой ориентации. Этот метод применяют, когда магнитометры являются единственными датчиками на борту спутника.

Калибровка гироскопов, использующихся на спутниках, также вызывает заметный интерес, и здесь так же, как и в случае с калибровкой магнитометров, используется несколько разных методик. В [12] описываются три разных подхода, основанные на использовании расширенного фильтра Калмана, известного и нового нерекуррентного метода наименьших квадратов. В [13] представлен метод калибровки смещения нулей гироскопа на орбите в реальном времени. Кроме того, в [14] используются три наблюдателя для отдельного, а затем совместного оценивания смещения нулей гироскопа, масштабных коэффициентов и угловой привязки их измерительных осей. Все эти схемы оценивания смещения нулей гироскопа не учитывают угловую ориентацию спутника. В [15] калибровка гироскопа также проводится в реальном времени без учета угловой ориентации спутника, при этом используются измерения магнитометра после его калибровки. Алгоритмом фильтра является UKF. И, наконец, в [16, 17] описывается процедура, которая включает оценивание параметров угловой ориентации вместе со смещением нулей гироскопа. Во всех этих работах проводится оценка только смещения нулей гироскопа и не рассматривается смещение нулей других датчиков или они считаются откалиброванными.

В данной статье смещения нулей магнитометров и гироскопов рассматриваются вместе, и они оцениваются наряду с параметрами угловой ориентации пикоспутника. Сначала алгоритм оценивания с использованием UKF применяется для оценивания углов Эйлера, угловых скоростей и смещения нулей трех магнитометров. На начальном этапе после вывода спутника на орбиту измерения гироскопов считаются свободными от систематических ошибок, поскольку прецизионные гироскопы работают точно и накопленными погрешностями можно пренебречь. На следующем этапе оцененные постоянные смещения нулей магнитометров учитываются в измерениях на входе фильтра. Теперь, когда смещения нулей магнитометров уже известны, используется UKF и помимо параметров угловой ориентации оцениваются смещения нулей гироскопов, которые к этому времени уже нельзя считать малыми. В результате шесть значений смещения нуля для двух разных групп датчиков получают за два этапа, где регулярно оцениваются угловая ориентация и угловые скорости. В данном исследовании смещения нуля магнитометров и гироскопов оцениваются по-новому, и такая процедура отличается от большинства существующих алгоритмов. При этом как часть системы оценивания используется UKF – довольно новый фильтр Калмана, применение которого для оценивания смещений нулей не так широко описано в литературе. Предложенная методика проверяется моделированием.

Математическая модель пикоспутника

Если кинематику пикоспутника представить в углах Эйлера, то математическую модель можно выразить девятимерным вектором, состоящим из углов ориентации Эйлера (φ – угол крена относительно оси x ; θ – угол тангажа относительно оси y ; ψ – угол рыскания относительно оси z), составляющих угловой скорости спутника в инерциальной системе координат и смещений нулей магнитометров и скоростных гироскопов. Следовательно:

- для первого этапа, где оцениваются составляющие смещения нулей трех магнитометров:

$$\bar{x} = \begin{bmatrix} \varphi & \theta & \psi & \omega_x & \omega_y & \omega_z & b_{m_x} & b_{m_y} & b_{m_z} \end{bmatrix}^T, \quad (1)$$

- для второго этапа, где оцениваются составляющие смещения нулей трех гироскопов:

$$\bar{x} = \begin{bmatrix} \varphi & \theta & \psi & \omega_x & \omega_y & \omega_z & b_{g_x} & b_{g_y} & b_{g_z} \end{bmatrix}^T, \quad (2)$$

Вектор угловой скорости системы координат спутника относительно инерциальной системы координат $\bar{\omega}_{BI}$ представлен следующим образом:

$$\bar{\omega}_{BI} = \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T, \quad (3)$$

Динамические уравнения спутника можно получить, используя закон сохранения кинетического момента:

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} = N_x + (J_y - J_z) \omega_y \omega_z, \quad (4)$$

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} = N_y + (J_z - J_x) \omega_z \omega_x, \quad (5)$$

$$J_z \frac{d\omega_z}{dt} = N_z + (J_x - J_y) \omega_x \omega_y, \quad (6)$$

где J_x , J_y и J_z – главные моменты инерции, а N_x , N_y и N_z – составляющие внешнего момента, действующего на спутник. Для спутников, работающих на низкой околоземной орбите, как в случае с пикоспутником, нужно учитывать момент градиента силы тяжести, тогда как другими составляющими возмущающих моментов, такими как аэродинамические моменты, моменты геомагнитного возмущения и моменты, вызванные давлением солнечного излучения, можно пренебречь [18]. Если учитывается только момент градиента силы тяжести для спутника, то эти составляющие в уравнениях (4–6) можно записать следующим образом:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} = -3 \frac{\mu}{r_0^3} \begin{bmatrix} (J_y - J_z) A_{23} A_{33} \\ (J_z - J_x) A_{13} A_{33} \\ (J_x - J_y) A_{13} A_{23} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Здесь μ – гравитационная постоянная, r_0 – расстояние между центром массы спутника и центром Земли, а A_{ij} – соответствующие элементы матрицы направляющих косинусов:

$$A = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & \cos(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ -\cos(\varphi) \sin(\psi) + \sin(\varphi) \sin(\theta) \cos(\psi) & \cos(\varphi) \cos(\psi) + \sin(\varphi) \sin(\theta) \sin(\psi) & \sin(\varphi) \cos(\theta) \\ \sin(\varphi) \sin(\psi) + \cos(\varphi) \sin(\theta) \cos(\psi) & -\sin(\varphi) \cos(\psi) + \cos(\varphi) \sin(\theta) \sin(\psi) & \cos(\varphi) \cos(\theta) \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Кинематические уравнения движения пикоспутника в углах Эйлера можно представить как

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\operatorname{tg}(\theta) & \cos(\phi)\operatorname{tg}(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Здесь p , q и r – составляющие вектора $\bar{\omega}_{BR}$, который обозначает угловую скорость связанной со спутником системы координат относительно отсчетной системы координат, связанной с орбитой. Величины $\bar{\omega}_{BI}$ и $\bar{\omega}_{BR}$ можно связать следующим соотношением:

$$\bar{\omega}_{BR} = \bar{\omega}_{BI} + A \begin{bmatrix} 0 & -\omega_0 & 0 \end{bmatrix}^T. \quad (10)$$

где ω_0 обозначает угловую скорость орбитального движения относительно инерциальной системы координат, представленную как $\omega_0 = (\mu/r_0^3)^{1/2}$.

Модели датчиков

Модель магнитометра

По мере движения спутника по орбите вектор магнитного поля претерпевает существенные изменения в зависимости от параметров орбиты. Если эти параметры известны, то вектор тензора магнитного поля, который воздействует на спутник, можно получить аналитически как функцию времени [18]. Заметим, то эти члены получены в орбитальной системе координат.

$$H_1(t) = \frac{M_e}{r_0^3} \left\{ \cos(\omega_0 t) [\cos(\epsilon) \sin(i) - \sin(\epsilon) \cos(i) \cos(\omega_e t)] - \right. \\ \left. - \sin(\omega_0 t) \sin(\epsilon) \sin(\omega_e t) \right\} \quad (11)$$

$$H_2(t) = -\frac{M_e}{r_0^3} [\cos(\epsilon) \cos(i) + \sin(\epsilon) \sin(i) \cos(\omega_e t)], \quad (12)$$

$$H_3(t) = \frac{2M_e}{r_0^3} \left\{ \sin(\omega_0 t) [\cos(\epsilon) \sin(i) - \sin(\epsilon) \cos(i) \cos(\omega_e t)] - \right. \\ \left. - 2 \sin(\omega_0 t) \sin(\epsilon) \sin(\omega_e t) \right\}, \quad (13)$$

где

$M_e = 7,943 \times 10^{15}$ Вб•м – магнитный дипольный момент Земли,

$\mu = 3,98601 \times 10^{14}$ м³/с² – гравитационная постоянная Земли,

$i = 97^\circ$ – наклонение орбиты,

$\omega_e = 7,29 \times 10^{-5}$ рад/с – угловая скорость Земли,

$\epsilon = 11,7^\circ$ – наклонение магнитного диполя,

$r_0 = 6,928,140$ м – расстояние между центром массы спутника и центром Земли.

Три бортовых магнитометра измеряют составляющие вектора напряженности магнитного поля в связанной со спутником системе координат. Следова-

тельно, полученные составляющие магнитного поля нужно преобразовать с использованием матрицы направляющих косинусов A . Полная модель измерения имеет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} H_x(\varphi, \theta, \psi, t) \\ H_y(\varphi, \theta, \psi, t) \\ H_z(\varphi, \theta, \psi, t) \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} H_1(t) \\ H_2(t) \\ H_3(t) \end{bmatrix} + \bar{b}_m + \eta_1, \quad (14)$$

где $H_1(t), H_2(t)$ и $H_3(t)$ – составляющие вектора магнитного поля Земли в системе координат орбиты в зависимости от времени, а $H_x(\varphi, \theta, \psi, t)$, $H_y(\varphi, \theta, \psi, t)$ и $H_z(\varphi, \theta, \psi, t)$ показывают измеренные составляющие вектора магнитного поля в связанной со спутником системе координат в зависимости от времени и изменяющихся углов Эйлера; $\bar{b}_m = [b_{m_x} \ b_{m_y} \ b_{m_z}]^T$ – вектор смещения нулей магнитометров, которые являются постоянными во времени [9, 11]; η_1 – гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием

$$E[\eta_{1k} \eta_{1j}^T] = I_{3 \times 3} \sigma_m^2 \delta_{kj}. \quad (15)$$

Здесь $I_{3 \times 3}$ – единичная матрица размерности 3×3 , σ_m – стандартное отклонение ошибки каждого магнитометра, а δ_{kj} – символ Кронекера.

Модель скоростного гироскопа

Инерциальный измерительный блок состоит из трех скоростных гироскопов, выставленных по трем осям ортогонально друг к другу, и дает информацию об угловых скоростях связанной системы координат относительно инерциальной системы координат. Следовательно, модель скоростных гироскопов можно представить как

$$\bar{\omega}_{BI, meas} = \bar{\omega}_{BI} + \bar{b}_g + \eta_2, \quad (16)$$

где $\bar{\omega}_{BI, meas}$ – измеренные угловые скорости спутника, $\bar{b}_g = [b_{g_x} \ b_{g_y} \ b_{g_z}]^T$ – вектор смещения нулей гироскопов, η_2 – гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием

$$E[\eta_{2k} \eta_{2j}^T] = I_{3 \times 3} \sigma_g^2 \delta_{kj}, \quad (17)$$

Здесь σ_g – стандартное отклонение случайной погрешности каждого скоростного гироскопа. Характеристика смещения нуля гироскопа имеет вид

$$\frac{d\bar{b}_g}{dt} = \eta_3, \quad (18)$$

где η_3 – гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием

$$E[\eta_{3k} \eta_{3j}^T] = I_{3 \times 3} \sigma_{gb}^2 \delta_{kj}, \quad (19)$$

здесь σ_{gb} – стандартное отклонение смещения нуля гироскопа.

UKF для оценивания угловой ориентации и смещений нулей датчиков

При использовании фильтра Калмана для нелинейных систем без линеаризации, хорошо подходит UKF, в котором применяется метод детерминированной выборки для определения минимального набора выборочных точек (или сигма-точек) исходя из априорных значений математического ожидания и ковариации. Затем эти сигма-точки подвергаются нелинейному преобразованию. Из преобразованных сигма-точек получают апостериорные значения математического ожидания и ковариации [19, 20].

Метод UKF начинается с определения $2n+1$ сигма-точек с математическим ожиданием $\hat{x}(k|k)$ и ковариацией $P(k|k)$. Для n -мерного вектора состояния сигма-точки получают следующим образом:

$$x_0(k|k) = \hat{x}(k|k), \quad (20)$$

$$x_i(k|k) = \hat{x}(k|k) + \left(\sqrt{(n+\kappa) [P(k|k) + Q(k)]} \right)_i, \quad (21)$$

$$x_{i+n}(k|k) = \hat{x}(k|k) - \left(\sqrt{(n+\kappa) [P(k|k) + Q(k)]} \right)_i, \quad (22)$$

где $x_0(k|k)$, $x_i(k|k)$ и $x_{i+n}(k|k)$ – сигма-точки, $Q(k)$ – ковариационная матрица шума процесса, n – номер состояния, а κ – масштабный коэффициент, который используется для точной настройки. Эвристически его выбирают из условия $n + \kappa = 3$ [19].

Следующий шаг процесса UKF – преобразование каждой сигма-точки с использованием динамики системы

$$x_i(k+1|k) = f[x_i(k|k), k]. \quad (23)$$

Затем эти преобразованные значения используются для получения прогнозируемого математического ожидания и ковариации [21, 22]:

$$\hat{x}(k+1|k) = \frac{1}{n+\kappa} \left\{ \kappa x_0(k+1|k) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} x_i(k+1|k) \right\}, \quad (24)$$

$$P(k+1|k) = \frac{1}{n+\kappa} \left\{ \kappa [x_0(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)][x_0(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)]^T + \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [x_i(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)][x_i(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)]^T \right\}. \quad (25)$$

Здесь $\hat{x}(k+1|k)$ – прогнозируемое математическое ожидание, а $P(k+1|k)$ – прогнозируемая ковариация.

Однако прогнозируемый вектор наблюдения имеет следующий вид:

$$\hat{y}(k+1|k) = \frac{1}{n+\kappa} \left\{ \kappa y_0(k+1|k) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} y_i(k+1|k) \right\}, \quad (26)$$

где

$$y_i(k+1|k) = h[x_i(k+1|k), v(k), k]. \quad (27)$$

После этого матрица ковариации наблюдения определяется как

$$P_{yy}(k+1|k) = \frac{1}{n+\kappa} \left\{ \kappa [y_0(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)] [y_0(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)]^T + \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [y_i(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)] [y_i(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)]^T \right\}, \quad (28)$$

где обновленная ковариация

$$P_{vv}(k+1|k) = P_{yy}(k+1|k) + R(k+1). \quad (29)$$

Здесь $v(k)$ – белый гауссовский шум измерения, а $R(k+1)$ – матрица ковариации шума измерения.

С другой стороны, взаимно-корреляционную матрицу можно получить как

$$P_{xy}(k+1|k) = \frac{1}{n+\kappa} \left\{ \kappa [x_0(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] [y_0(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)]^T + \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [x_i(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] [y_i(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)]^T \right\}. \quad (30)$$

Затем следует этап обновления алгоритма UKF. На этом этапе сначала, используя измерения $y(k+1)$, отыскивают невязку (или обновленную последовательность) как

$$e(k+1) = y(k+1) - \hat{y}(k+1|k), \quad (31)$$

далее вычисляется коэффициент усиления с использованием уравнения

$$K(k+1) = P_{xy}(k+1|k) P_{vv}^{-1}(k+1|k). \quad (32)$$

Наконец, определяются обновленные состояния и ковариационная матрица:

$$\hat{x}(k+1|k+1) = \hat{x}(k+1|k) + K(k+1)e(k+1), \quad (33)$$

$$P(k+1|k+1) = P(k+1|k) - K(k+1)P_{vv}(k+1|k)K^T(k+1). \quad (34)$$

Здесь, $\hat{x}(k+1|k+1)$ – оцененный вектор состояния, а $P(k+1|k+1)$ – оцененная ковариационная матрица.

Моделирование

Моделирование проводилось на интервале 2000 с с тактом $\Delta t = 0,1$ с. В качестве экспериментальной платформы использовалась модель спутника, имеющего форму куба, с матрицей инерции

$$J = \begin{bmatrix} 2,1 \times 10^{-3} & 0 & 0 \\ 0 & 2,0 \times 10^{-3} & 0 \\ 0 & 0 & 1,9 \times 10^{-3} \end{bmatrix}.$$

Задавалось движение спутника по круговой орбите высотой $r = 550$ км. Остальные параметры орбиты те же, что представлены выше для модели магнитного поля Земли.

Для измерений магнитометров шум датчиков характеризуется гауссовским белым шумом с нулевым математическим ожиданием со стандартным отклонением $\sigma_m = 200$ нТ. Постоянные составляющие смещения нуля магнитометра

принимаются равными $\bar{b}_m = [1400 \ 190 \ 3700]^T$ нТ. Кроме того, случайная погрешность скоростного гироскопа и скорость дрейфа, соответственно, принимались равными $\sigma_g = 5 \times 10^{-3}$ [град/ $\sqrt{\text{ч}}$] и $\sigma_{gb} = 1 \times 10^{-2}$ [град/ $\sqrt{\text{ч}^3}$].

Оценивание смещения нуля магнитометра

На первом этапе оцениваются смещения нулей, а также угловая ориентация и угловые скорости спутника, при этом смещения нулей учитываются в измерениях магнитометров. На этой стадии предполагается, что гироскопы не имеют смещений нулей, поскольку они работают точно на этом начальном этапе после вывода на орбиту.

На рисунках верхний график представляет результаты оценивания параметров с помощью UKF и реальные значения для сравнения, средний показывает ошибку процесса оценивания, основанного на действительных значениях оценивания спутника, нижний – дисперсии оценки.

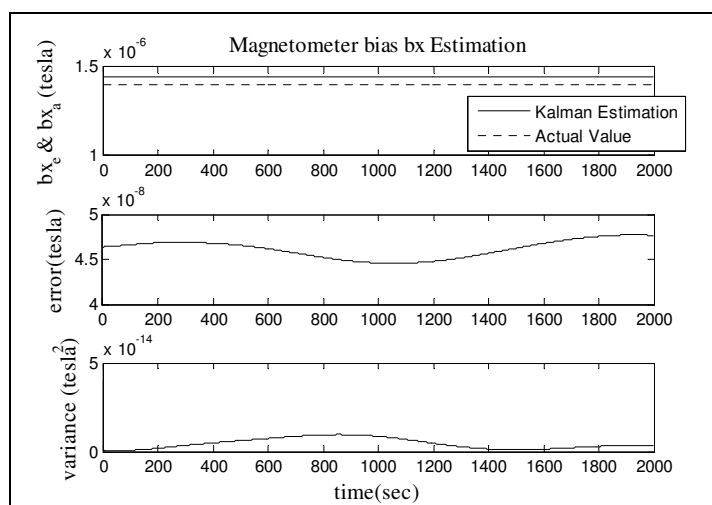


Рис. 1. Оценивание систематической ошибки магнитометра для магнитометра, выставленного по оси x:

————— — оценивание с использованием фильтра Калмана
 - - - - - — действительное значение

Как видно из рис. 1, алгоритм UKF оценивает смещения нулей магнитометра с достаточной точностью. Результаты моделирования подтвердили, что можно оценить составляющие смещения нуля с погрешностью в пределах ± 3 , ± 15 и $\pm 2\%$ относительно действительных значений смещения нуля по осям x , y и z , соответственно. Безусловно, более высокая погрешность оценивания смещения нуля магнитометра, выставленного по оси y , объясняется его относительно более низким значением. Таким образом, чем меньше составляющие смещения нуля, тем труднее их оценить.

Оценивание смещения нулей гироскопов

Как упоминалось ранее, на втором этапе процедуры оцениваются смещения нулей гироскопов. При этом учитываются предварительно оцененные состав-

ляющие смещения нулей магнитометров и подключается алгоритм оценивания составляющих смещения нулей, которые растут со временем (ими уже нельзя пренебречь).

Результаты оценивания, представленные на рис. 2, показывают, что систематические ошибки гироскопов можно оценить точно, используя предложенную процедуру двухэтапного оценивания. Аналогичные результаты получены для двух других гироскопов.

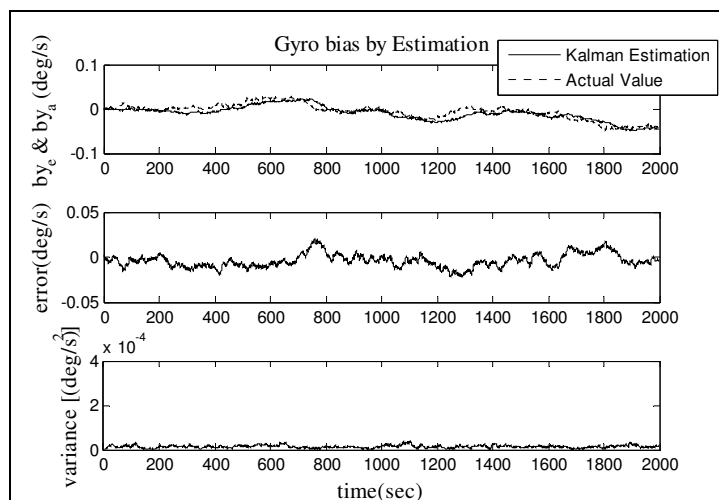


Рис. 2. Оценивание систематической ошибки гироскопа для гироскопа, выставленного по оси y

Помимо оценивания смещения нуля алгоритмы также оценивают углы Эйлера и угловые скорости как часть вектора состояния. На рис. 3 и 4 представлены два примера процесса оценивания этих параметров. Очевидно, что угловую ориентацию и угловые скорости спутника также можно точно оценить по предложенной методике двухэтапного оценивания. Заметим, что аналогичные результаты получены и для других углов ориентации и проекций угловой скорости.

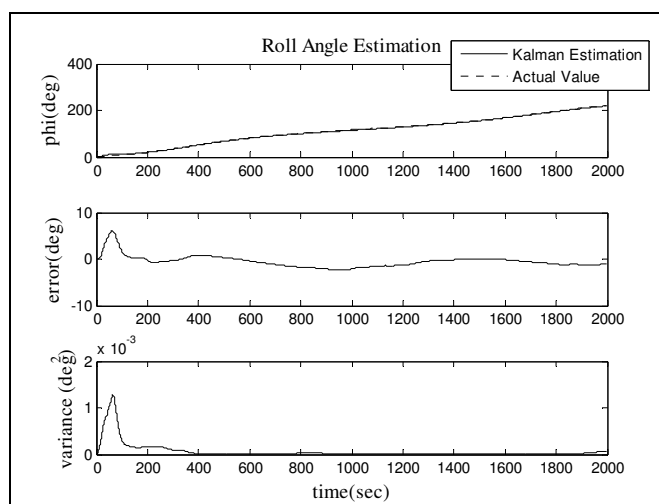
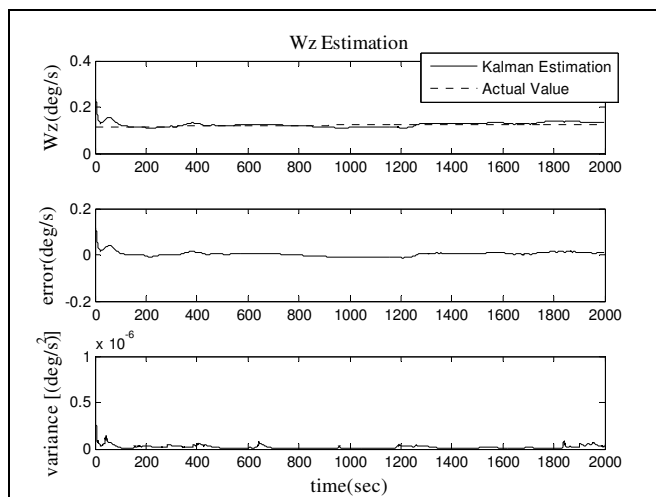


Рис. 3. Оценивание угла крена

Рис. 4. Оценивание угловой скорости вокруг оси z

Заключение

В данном исследовании смещения нулей магнитометров и гироскопов рассматриваются совместно. Представлена двухэтапная процедура оценивания составляющих смещения нулей совместно с определением угловой ориентации пикоспутника. В результате на двух этапах получены шесть составляющих смещения нулей, при этом производилась оценка ориентации и угловых скоростей спутника. В данном исследовании оценивались смещения нулей и магнитометров, и гироскопов, что отличает его от большинства существующих алгоритмов. Кроме того, используется довольно новый фильтр Калмана UKF как часть системы оценивания. В литературе пока представлено очень мало примеров его применения для оценивания смещения нулей. Предложенная методика проверена с использованием моделирования для определения ориентации пикоспутника, имеющего форму куба.

Результаты моделирования показывают, что такая процедура оценивания позволяет получить точные оценки смещения нулей, а также угловую ориентацию и угловые скорости. Если учитывать ограниченные возможности пикоспутников, алгоритм важен для использования во время полета, поскольку не требует больших вычислительных затрат. Кроме того, в случае существенного изменения предварительно оцененных составляющих смещения нулей, двухэтапную процедуру оценивания можно повторить при необходимости.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Spacecraft** Attitude Determination and Control, Chapter 13.2, State Vectors, Wertz, J.R., Ed., Kluwer Academic Publishers, Holland, 1988.
2. **Alonso, R. and Shuster, M.D.**, Two Step: A Fast Robust Algorithm for Attitude-Independent Magnetometer-Bias Determination, J. Astronaut. Sci., 2002, vol. 50, no. 4, pp. 433-451.
3. **Spacecraft** Attitude Determination and Control; Chapter 9.2, Scalar Checking, Wertz J.R., Ed., Kluwer Academic Publishers, Holland, 1988.
4. **Alonso R. and Shuster M.D.**, Attitude-Independent Magnetometer-Bias Determination: A Survey, J. Astronaut. Sci., 2002, vol. 50, no. 4, pp. 433-451.
5. **Shuster M.D. and Alonso R.**, Magnetometer Calibration for the First Argentine Spacecraft, Adv. Astronaut. Sci., 1996, vol. 91, pp. 29-46.

6. **Alonso R. and Shuster M.D.**, Centering and Observability in Attitude-Independent Magnetometer-Bias Determination, *J. Astronaut. Sci.*, 2003, vol. 51, no. 2, pp. 133-141.
7. **Alonso R. and Shuster M.D.**, Complete Linear Attitude-Independent Magnetometer Calibration, *J. Astronaut. Sci.*, 2003, vol. 51, no. 4, pp. 477-490.
8. **Kim, E. and Bang, H.**, Bias Estimation of Magnetometer Using Genetic Algorithm, *Proc. Int. Conf. of Control Automation and System 2007*, Seoul, 2007, pp. 195-198.
9. **Crassidis, J.L., Lai, K. and Harman, R.R.**, Real-Time Attitude-Independent Three-Axis Magnetometer Calibration, *J. Guidance, Control, Dyn.*, 2005, vol. 28, No.1, pp. 115-120.
10. **Huang, L. and Jing, W.**, Attitude-Independent Geomagnetic Navigation Using Onboard Complete Three-Axis Magnetometer Calibration, *Proc. 2008 IEEE Aerospace Conf.*, Montana, 2008, pp. 1-7.
11. **DaForno R. et al.**, Autonomous Navigation of megSat 1: Attitude, Sensor Bias and Scale Factor Estimation by EKF and Magnetometer-Only Measurement, *Proc. 22nd AIAA Int. Commun. Satell. Syst. Conf. and Exhibit*, California, 2004.
12. **Raman, K.V.**, Multiple Approaches for Gyro Calibration of Intelsat Satellites, *Adv. Astronaut. Sci.*, 2000, vol. 103, Part III, pp. 2039-2053.
13. **Yu, F., Liu, J., and Xiong, Z.**, Gyro Bias On-Orbit Calibration for Micro Satellites, *Trans. Nanjing Univ. Aeronaut. Astron.*, 2007, vol.24, no. 4, pp.300-304.
14. **Thienel, J. and Sanner, R.M.**, Nonlinear Observers for Gyro Calibration Coupled with a Nonlinear Control Algorithm, *Adv. Astronaut. Sci.*, 2004, vol. 118, pp. 197-216.
15. **Crassidis, J.L., Lai, K., and Harman, R.R.**, Real-Time Attitude-Independent Gyro Calibration from Three-Axis Magnetometer Measurements, *Proc. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conf.*, 2004, vol. 1, pp. 282-292.
16. **Sedlak, J. and Chu, D.**, Kalman Filter Estimation of Attitude and Gyro Bias with the QUEST observation model, *Adv. Astronaut. Sci.*, 1993, vol. 84, No. 1, pp. 683-696.
17. **Carmi, A. and Oshman, Y.**, Adaptive Particle Filtering for Spacecraft Attitude Estimation from Vector Observations, *J. Guidance, Control, Dyn.*, 2009, vol. 32, no. 1, pp. 232-241.
18. **Sekhvat, P., Gong, Q. and Ross, I.M.**, NPSAT I Parameter Estimation Using Unscented Kalman Filter, *Proc. 2007 Am. Control Conf.*, New York, 2007, pp. 4445-4451.
19. **Julier, S.J., Uhlmann, J.K., and Durrant-Whyte, H.F.**, A New Approach for Filtering Nonlinear Systems, *Proc. Am. Control Conference*, Vol. 3, Seattle, 1995, pp. 1628-1632.
20. **Soken, H.E. and Hajiye, Ch.**, UKF for the Identification of the Pico Satellite Attitude Dynamics Parameters and the External Torques on IMU and Magnetometer Measurements, *Proc. 4th Int. Conf. on Recent Adv. in Space Technol.*, Istanbul, 2009, pp. 547-552.
21. **Crassidis, J.L. and Markley, F.L.**, Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation, *J. Guidance, Control, Dyn.*, 2003, vol. 26, no. 4, pp. 536-542.
22. **Soken, H.E. and Hajiye, Ch.**, An Adaptive Unscented Kalman Filter Applied for the Identification of Attitude Dynamics Parameters of a Pico Satellite, *Proc. 6th IFAC Int. Workshop on Knowledge and Technology Transfer in/to Developing Countries: Automation and Infrastructure*, Ohrid, Macedonia, 2009, pp. 335-340.

Abstract. In this paper an Unscented Kalman filter based procedure is proposed for the bias estimation of attitude sensors of a pico satellite. As attitude sensors three axis magnetometers and the rate gyros are used. At the initial phase, biases of three orthogonally located magnetometers are estimated as well as the attitude and attitude rates of the satellite. During initial period after the orbit injection, gyro measurements are accepted as bias free since the precise gyros are working accurately and the accumulated gyro biases are negligible. At the second phase, estimated constant magnetometer bias components are taken into account and the algorithm is run for the estimation of the gyro biases that are cumulatively increased by time. As a result, six different bias terms for two different sensors are obtained in two stages where attitude and attitude rates are estimated regularly. For both estimation phases of the procedure Unscented Kalman Filter is used as the estimation algorithm.