

3. Ярошевский, В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов / В.А. Ярошевский. – Москва: Наука. Физ.-мат. лит., 1988. – 336 с.

УДК 519.711.2

Селезнева Л.А., Крамлих А.В.

РЕАЛИЗАЦИЯ И ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА НА ОСНОВЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Введение. В настоящее время особое внимание уделяется спутникам формата Cubesat (кубсат). Кубсаты, несмотря на свои небольшие размеры, позволяют многим университетам и частным компаниям реализовывать полноценные научные миссии. Так, например, в Самарском Университете на межвузовской кафедре космических исследований запущен наноспутник SamSat-ION. А наноспутники CubeSX HSE и CubeSX Sirius HSE стали платформой для испытаний сверхлёгкой оптики, разработанной на кафедре технической кибернетики.

Большинство наноспутников оснащено системой ориентации и управления движением, поскольку зачастую требуется привязка научных измерений к положению наноспутника в пространстве. В данной работе рассматривается построение алгоритма определения ориентации наноспутника по измерениям магнитометра и гироскопа с использованием расширенного фильтра Калмана.

Математическая модель движения наноспутника $f(x_k, t_k)$ описывается динамическими уравнениями Эйлера (с учётом гравитационного и аэродинамического моментов внешних сил), а также кинематическими соотношениями [1].

Модель измерений магнитометра и гироскопа $h(x_k, t_k)$ может быть задана с помощью калибровочных матриц, а также с учётом температурного дрейфа нуля гироскопа. Для модели измерений магнитометра можно использовать модель прямого диполя, так как она вносит вклад порядка 90% в разложение магнитного потенциала в гармонический ряд [2].

Для решения системы уравнений движения используется расширенный фильтр Калмана (ФК) [3]. На этапе прогноза вычисляются априорный вектор состояния системы \hat{x}_k^- и априорная ковариационная матрица ошибок P_k^- :

$$\begin{cases} \hat{x}_k^- = \int_{t_{k-1}}^{t_k} f(\hat{x}_{k-1}^+, t) dt, \\ P_k^- = F_k P_{k-1}^+ F_k^T + Q_k, \end{cases} \quad (1)$$

где F_k – матрица эволюции системы;

Q_k – ковариационная матрица шума процесса.

На этапе коррекции вычисляется апостериорная оценка с учётом измерений z_k , обновляется ковариационная матрица ошибок и вычисляется коэффициент обратной связи:

$$\begin{cases} K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1}, \\ \hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - h(\hat{x}_k^-, t_k)), \\ P_k^+ = (E - K_k H_k) P_k^-, \end{cases} \quad (2)$$

где H_k – матрица модели измерений; R_k – ковариационная матрица шума модели измерений.

Матрицы F_k и H_k уравнений фильтра могут быть получены путём разложения уравнений систем $f(x_k, t_k)$ и $h(x_k, t_k)$ соответственно в

ряд Тейлора по вектору оцениваемых параметров системы. В данном случае, в качестве такого вектора выступает векторная часть кватерниона и компоненты вектора угловой скорости.

Одной из основных проблем при работе с ФК является его первоначальная настройка, а именно подбор начальных приближений для матриц P_0^+ , R_k и Q_k . Для начальной настройки фильтра предложен метод на основе алгоритма Нелдера-Мида.

При отсутствии корреляций в шумах измерений, в ошибках начального приближения вектора состояния, а также в шумах процесса, матрицы P_0^+ , R_k и Q_k [4], необходимые для работы фильтра, примут диагональный вид. Следовательно, компоненты матрицы P_0^+ – это значения дисперсий шумов датчиков, а компоненты матрицы R_k – величины ошибки определения начального вектора состояния, которые известны. Компоненты матрицы Q_k могут быть записаны в виде неизвестных коэффициентов.

Характеристикой ошибки, которую предстоит минимизировать, предлагается выбрать накопленную среднеквадратичную ошибку или ARMSE:

$$ARMSE = \sqrt{\frac{1}{T} \sum_{i=1}^n \sum_{t=0}^T (x_{t,t}^i - \hat{x}_{t,t}^i)^2}, \quad (3)$$

где i – i -я компонента вектора состояния; t – дискретный момент времени; $n = 6$ – размерность вектора оцениваемых параметров; $x_{t,t}^i$ – истинное значение вектора состояния.

Было произведено моделирование работы алгоритма определения ориентации, предварительно подготовленного с помощью метода настройки. Для моделирования был выбран наноспутник формата CubeSat 3U на орбите МКС (высота 400 км).

Для полученного алгоритма определения ориентации удалось достичь точности по пространственному углу поворота в $0,5^\circ$, при

этом время сходимости в среднем составило порядка 450 с. По сравнению с методом ручной настройки ФК, время сходимости уменьшилось в 2 раза, а величина накапливаемой ошибки (ARMSE) уменьшилась на 2 порядка.

Библиографический список

1. Амелькин, Н.И. Кинематика и динамика твердого тела (квaternionное изложение) / Н.И. Амелькин. – Москва, 2000. – 64 с.
2. Пичужкина, А.В. Использование моделей геомагнитного поля в задачах ориентации искусственных спутников Земли / А.В. Пичужкина, Д.С. Ролдугин // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2016. – № 87.
3. Terejanu, G.A. Extended Kalman Filter Tutorial / G.A. Terejanu // University at Buffalo. – 2008.
4. Иванов, Д.С. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана / Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников. – Москва: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2009. – 32 с.

УДК 629.78 : 681.51

Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е., Сомов С.Е.

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ МИНИ-СПУТНИКАМИ В НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКЕ ЗЕМЛЕОБЗОРА

Введение. Для мини-спутников в составе низкоорбитальных группировок наблюдения Земли актуальны проблемы наведения, навигации и управления. Такие спутники имеют массу до 500 кг и крупногабаритные панели солнечных батарей для энергоснабжения