

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ И СТАБИЛИЗАЦИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ УПРУГИХ СВОЙСТВ ОБЪЕКТА

Рассмотрена задача управления ориентацией и стабилизация малого космического аппарата с присоединенными упругими элементами. Проведен анализ методов решения и выбран оптимальный для решения поставленной задачи. Предложены дополнительные методы и алгоритмы для повышения точности управления.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, система управления ориентацией и стабилизация, упругий элемент, наблюдаемость, управляемость.

Розглядається задача управління орієнтацією та стабілізація малого космічного апарату з присоединенними пружними елементами. Проаналізовані методи рішення та обрано найкращий для рішення обраної задачі. Запропоновані додаткові методи та алгоритми для підвищення точності управління.

Ключові слова: космічний літальний апарат, система управління орієнтацією та стабілізація, пружний елемент, спостережливість, керованість.

A problem of attitude control and spacecraft stabilization with the attached elastic elements was considered. Solution methods was analyzed and an optimal one was chosen for the problem solution. Methods and algorithms for increasing control precision were offered.

Key words: space vehicle, orientation and stabilization control system, resilient member, observability, controllability.

Введение. В настоящее время космическая техника представлена широким спектром аппаратов, различающихся по целевому использованию, габаритно-массовым характеристикам, составу бортового оборудования. Известно [1], что удельные затраты на разработку, изготовление, транспортировку малых космических аппаратов (КА) существенно меньше, чем для тяжелых многофункциональных КА. Таким образом, на сегодняшний день перспективным является создание малых космических аппаратов (МКА) и систем на их основе.

Новые задачи, решаемые МКА, выдвигают высокие требования к бортовым системам, в частности, системе управления ориентацией и стабилизации углового положения [2]. Поскольку на точность стабилизации углового положения малых КА оказывают существенное влияние колебания присоединенных упругих элементов, таких как солнечные батареи, антенны и др., то необходимо совершенствовать методы и алгоритмы управления ориентацией с учетом упругих свойств конструкции.

Постановка задачи. Рассматривается задача управления ориентацией МКА, который представляет собой жесткое центральное ядро с присоединенными упругими элементами.

Задача формулируется следующим образом: необходимо найти ограниченную вектор-функцию управляющих моментов \overline{M} , которая в соответствии с дифференциальными уравнениями

$$\begin{cases} \dot{\Lambda} = 0.5 \Lambda \circ \bar{\omega}; \\ I \dot{\bar{\omega}} + (\bar{\omega} \times I \bar{\omega}) + L \ddot{r} = \bar{M}; \\ \ddot{r} + K \dot{r} + C r = Q \dot{\bar{\omega}}, \end{cases}$$

в которых Λ - кватернион ориентации связанной с КА системы координат (СК) относительно некоторой инерциальной СК; $\bar{\omega}$ - вектор абсолютной угловой скорости вращения КА в проекции на связанную СК связанную со спутником; I - матрица моментов инерции КА при недеформированных упругих элементах; L -

матрица влияния упругих элементов на жесткое ядро; \bar{r}, \dot{r} - вектор обобщенных координат и его производная, которые описывают колебания упругих элементов; \bar{M} - вектор управляющих моментов из допустимого множества Ω_M ; K - матрица коэффициентов демпфирования; C - матрица квадратов собственных частот колебаний; Q - матрица влияния жесткого ядра на динамику упругих элементов, переводит КА за время T из начального положения в заданное конечное угловое стационарное положение и удерживает в нем неопределенно длительное время.

Первые два уравнения описывают кинематику и динамику движения жесткого ядра КА. Последнее уравнение соответствует динамике движения упругих элементов.

Сравнительный анализ методов решения. Для выбора наиболее эффективного были рассмотрены следующие методы решения задач управления:

- метод модального управления;
- оптимизация терминального управления по квадратичному функционалу;
- метод обратных задач динамики;
- метод функций Ляпунова;
- аналитическое конструирование оптимального регулятора.

Анализ перечисленных методов производился на примере решения упрощенной задачи плоского вращения КА с одним упругим элементом. В результате сравнения методов сделаны следующие выводы:

- все методы в одинаковых условиях дали близкие результаты по терминальной точности переориентации;
- методы функций Ляпунова и обратных задач динамики можно использовать как для линейных, так и для нелинейных систем;
- учесть ограничения на управление проще всего при использовании метода функций Ляпунова;
- для решения упрощенной задачи переориентации и стабилизации наиболее высокую терминальную точность продемонстрировал метод модального управления.

Наблюдаемость и управляемость системы. Известно, что необходимым условием существования решения исходной задачи управления является управляемость системы. Анализ управляемости системы желательно проводить в аналитическом виде. С учетом того, что исходная система может иметь высокий порядок, то проводить аналитический анализ затруднительно.

С этой целью использована численная методика проверки параметрической управляемости и наблюдаемости системы, которая описана в [3].

По результатам применения этой методики было установлено, что исходная система вполне наблюдаема и управляема во всех случаях, кроме тех, когда коэффициенты демпфирования и собственные частоты упругих элементов совпадают. Чем существеннее различия между соответствующими параметрами в упругих элементах, тем выше степень наблюдаемости и управляемости системы.

Структурная схема решения задачи. Задача управления переориентацией упругого МКА решалась по схеме, приведенной на рисунке 1.

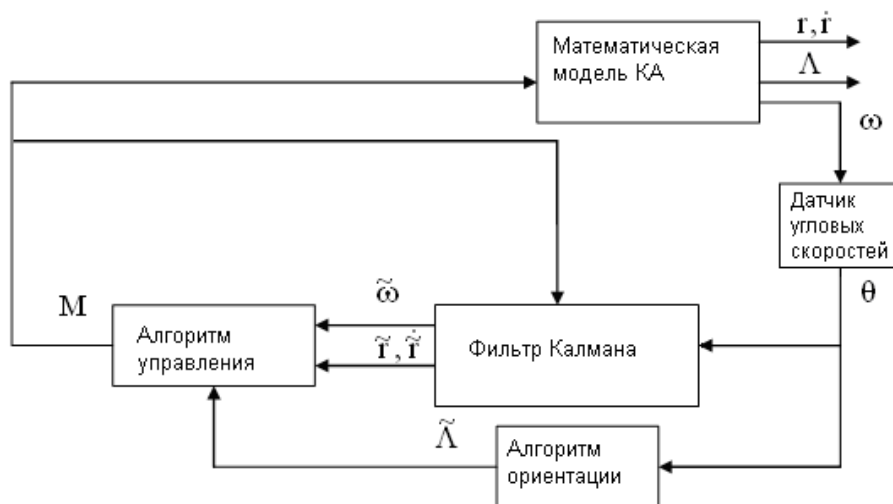


Рисунок 1 – Схема замкнутой системы управления

Математическая модель датчиков угловых скоростей (ДУС) представляет собой интеграл от вектора угловой скорости на связанную СК. На выходе блока с частотой 0.1 с. формируется вектор углов кажущегося поворота θ . Реализуемая модель ДУСов учитывает случайные шумы измерения. Назначение блока «Алгоритм ориентации» - восстанавливать оценку кватерниона ориентации по информации с ДУСов.

Особенность алгоритма управления состоит в том, что он включает в себя не только вектор состояния ядра, но и обобщенные координаты упругих элементов. В условиях, когда датчиками информации являются ДУСы, расположенные на жестком ядре, реализация такого закона управления возможна только при наличии соответствующей информации. Для ее получения реализован фильтр Калмана (ФК). Адекватность получаемой с помощью ФК оценки параметров определяется знанием параметров модели объекта. Поскольку параметры упругих элементов, получаемые на земле, известны с невысокой точностью, решается задачи их идентификации по измерениям угловой скорости в особых, специально создаваемых условиях движения.

Уточнение параметров модели. Как было отмечено выше, эффективность используемых алгоритмов управления зависит от знания параметров используемой модели. В процессе эксплуатации КА значение параметров может существенно изменяться по сравнению с исходными значениями. Не точное знание параметров модели объекта снижает эффективность системы управления.

Для повышения эффективности алгоритмов управления разработана методика уточнения параметров модели в процессе полета КА по данным ДУСов.

Для такого уточнения использовалась аппроксимация угла кажущегося поворота квазимногочленами [4] в условиях специального тестового воздействия, при котором КА выводится из состояния покоя под действием известного постоянного момента от газореактивных двигателей. В этих условиях по измерениям угловой скорости ядра восстанавливаются параметры модели упругих элементов. Попутно установлено, что коэффициенты взаимовлияния ядра и упругих элементов не разделимы, идентифицируемым является их произведение.

В результате численного моделирования получено, что максимальная ошибка определения параметров при точно известном газореактивном моменте не превысила 0.25%.

Численное моделирование. Для проверки разработанного закона управления ориентацией и стабилизации МКА было проведено численное моделирование, результаты которого представлены на рисунках 2-5.

Рассматривалась задача переориентации МКА с упругими элементами, влияющими на динамику жесткого ядра относительно осей X, Y, Z . Принятые габаритно-массовые характеристики соответствуют параметрам МКА «Сич-2».

Переориентация осуществляется из состояния покоя в состояние покоя на угол 175° . Эффективность алгоритма оценивалась по терминальной точности.

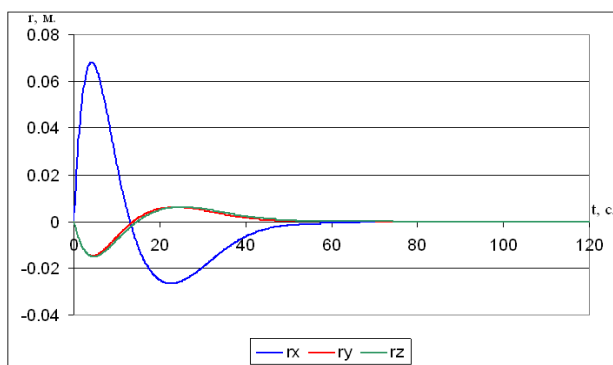


Рисунок 2 – График зависимости вектора обобщенных координат от времени

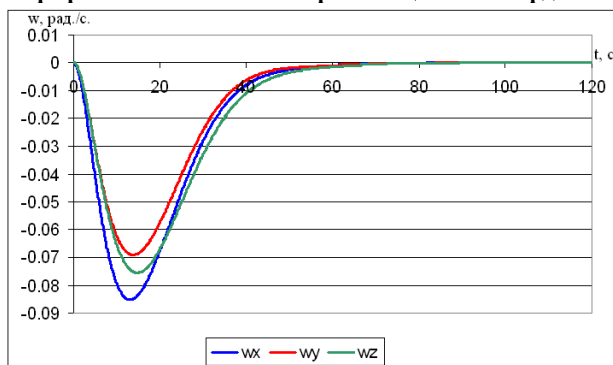


Рисунок 3 – График зависимости вектора угловой скорости от времени

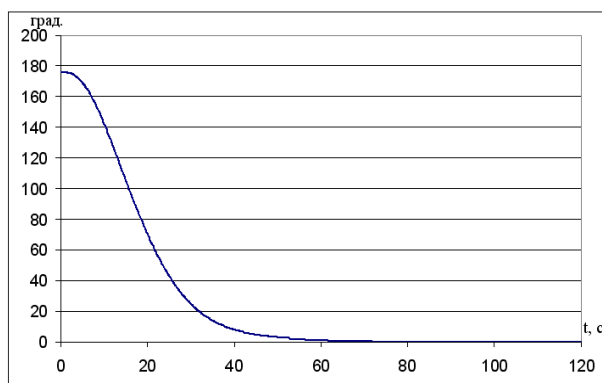


Рисунок 4 – График зависимости угла поворота от времени

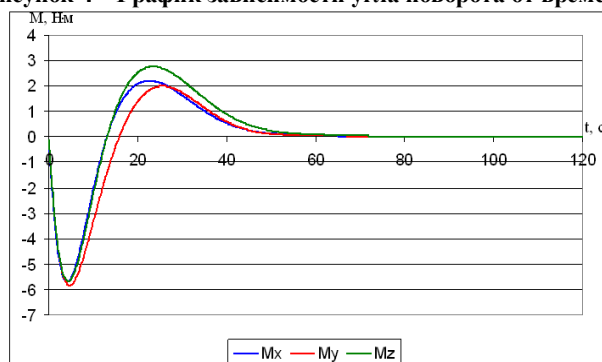


Рисунок 5 – График зависимости вектора управляющих моментов от времени

Из полученных результатов видно, что процесс стабилизируется за 90 с. Отсутствуют существенные колебания упругих элементов в условиях управляемого поворота. Поведение функций угла и угловой скорости – гладкие и монотонные.

В ходе моделирования были получены следующие точности:

- по углу переориентации на уровне 4 угл. мин.;
- по угловой скорости на уровне 0.3 угл. мин./с.

Колебания упругих элементов к концу маневра переориентации практически отсутствуют.

Выводы. В данной статье рассмотрена задача высокоточного управления переориентации и стабилизации МКА с упругими элементами. Для ее решения проводился анализ методов теории управления, способных решить поставленную задачу. Был выбран метод модального управления, как наиболее эффективный метод решения для данной задачи.

Сложные математические модели не позволяют проводить анализ наблюдаемости и управляемости в аналитическом виде. Для преодоления этого недостатка предлагается проверять наблюдаемость и управляемость системы в численном виде.

Не точное знание параметров модели приводит к снижению эффективности системы управления. Для повышения точности системы управления разработана методика уточнения параметров модели в процессе эксплуатации. Погрешность определения параметров не превысила 0.25%. Все выше изложенные методы и алгоритмы в совокупности обеспечивают высокую эффективность управления ориентацией упругого МКА.

Библиографические ссылки

1 Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко. – Киев, Наукова думка -2006.

2 Спутниковые данные [Электронный ресурс] / Компания «Совзонд». – Электрон. дан. – г.Москва, 2009. - . - Режим доступа: <http://www.sovzond.ru/satellites/>, свободный. – Загл. с экрана

3 Гудзенко А. В. Анализ наблюдаемости в задаче управления ориентацией космического летательного аппарата с присоединенными упругими элементами / А. В. Гудзенко, В. Б. Успенский // Материалы III Университетской научно-практической студенческой конференции магистрантов НТУ «ХПИ». – Харьков : НТУ «ХПИ»,2009. – с. 127-128.

4 Фролов Ю. А. Аппроксимация, идентификация и прогнозирование квазимногочленами / Ю. А. Фролов. – Харьков, 1980. – 25 с. – Деп. в ВИНТИ №3959-80.

Надійшло до редколегії 28.05.11.