

ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ НАВЕДЕНИИ НА ЗАДАННЫЕ ТОЧКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Д.И.Новиков¹, О.Ю.Седых², Н.А.Эйсмонт¹

¹ Институт космических исследований РАН, Москва

² ЗАО КБ «Полет», Омск

В работе анализируются методы и средства управления движением космического аппарата относительно центра масс при слежении за заданными точками на поверхности Земли. В частности, такими могут быть точки, из которых отражается солнечный свет, попадающий в объектив прибора, или выбранная последовательность районов поверхности для фотографирования. Исследуются возможности управления ориентацией аппарата для случая стабилизации вращением, когда на исследуемый объект наводится ось вращения, а в качестве исполнительных органов применяются магнитные катушки. Как более сложный в реализации изучается способ управления ориентацией с использованием маховиков, для разгрузки которых также применяются магнитные катушки.

Постановка задачи

Цель исследований — выполнение измерений на борту спутника для определения концентрации CO_2 в атмосфере.

Идея эксперимента — построение спектра солнечного излучения, прошедшего через атмосферу и отраженного от поверхности Земли (рис. 1).

Задача управления около центра масс — постоянное слежение оси прибора за этим отражением.

В качестве наиболее простого и экономичного исполнительного органа, создающего внешний момент, приняты магнитные катушки, установленные по трем осям аппарата. Как наиболее простой вариант исследуется случай стабилизации аппарата вращением с осью прибора, направленной вдоль оси вращения.

Управление ориентацией космического аппарата базируется на использовании взаимодействия магнитных полей катушек и магнитного поля Земли. Таким образом, имея три катушки, легко получить любое направление вектора магнитного момента относительно аппарата.

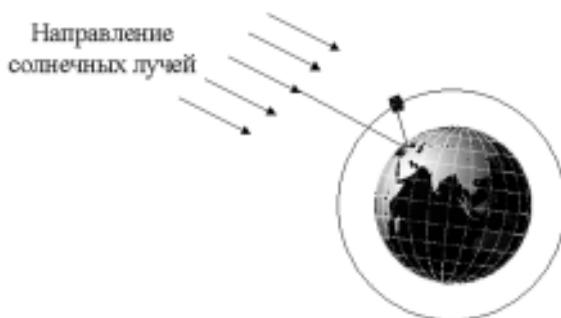


Рис. 1. Слежение оси прибора за отраженным от поверхности Земли солнечным излучением

Если магнитный момент катушки \vec{m} , а магнитное поле Земли \vec{B} , то создаваемый момент $\vec{M} = \vec{m} \times \vec{B}$.

Очевидно, что управляющий момент \vec{M} , создаваемый катушками, не может быть направлен произвольно: он всегда находится в плоскости, ортогональной вектору магнитного поля Земли \vec{B} (рис. 2). Этим ограничиваются зоны наблюдения на поверхности Земли, во всяком случае, в непрерывном режиме.



Рис. 2. Возможные направления вектора управляющего момента

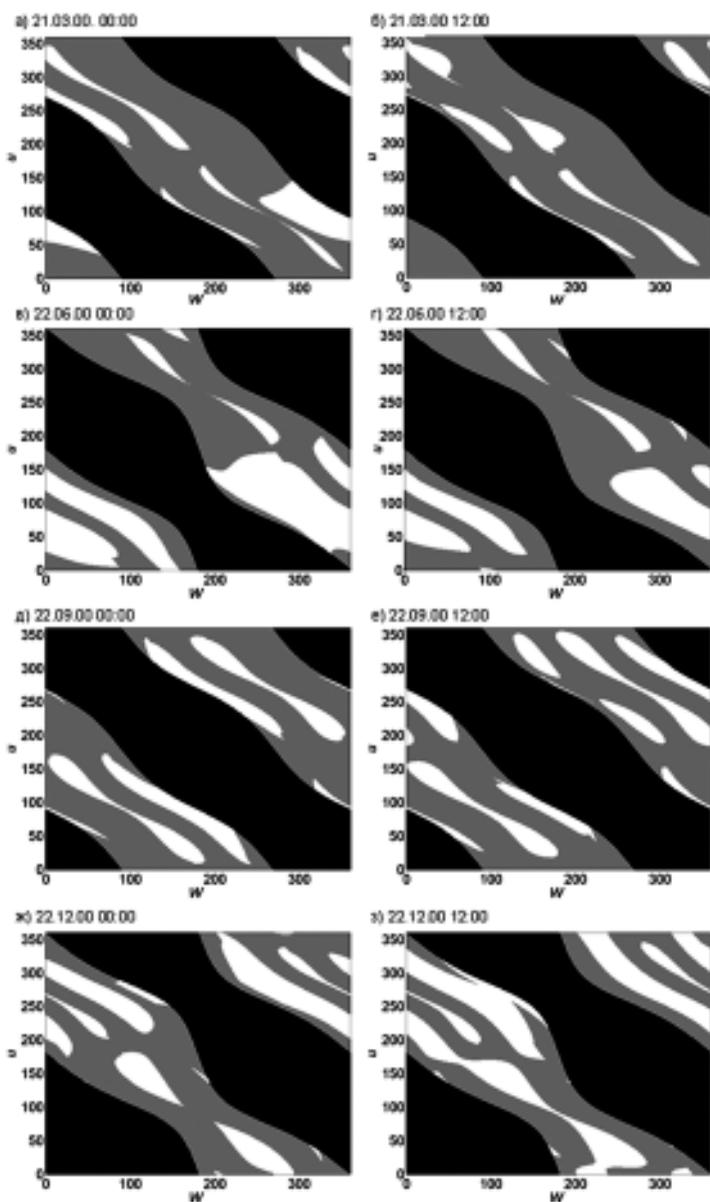


Рис. 3. Угловые координаты спутника (орбита круговая, большая полуось $a = 6878$ км, наклонение орбиты $i = 51,6^\circ$)

Те же причины могут привести к трудностям при использовании маховиков в режиме поддержания нулевого кинетического момента, поскольку всегда имеется составляющая кинетического момента вдоль магнитного поля, которую локально невозможно парировать магнитными катушками.

Координаты спутника, где указанные способы управления ориентацией космического аппарата в непрерывном режиме не применимы, представлены графически — обозначены серым цветом (рис. 3). Для расчетов за требуемое направление была принята ось прибора, следящего за солнечным излучением, прошедшим через атмосферу и отраженным от поверхности Земли. Было сделано допущение, что величина угла отклонения вектора кинетического момента \bar{L} от плоскости, ортогональной вектору магнитного поля Земли \bar{B} , при которой невозможно управление ориентацией, составляет 30° (рис. 4).

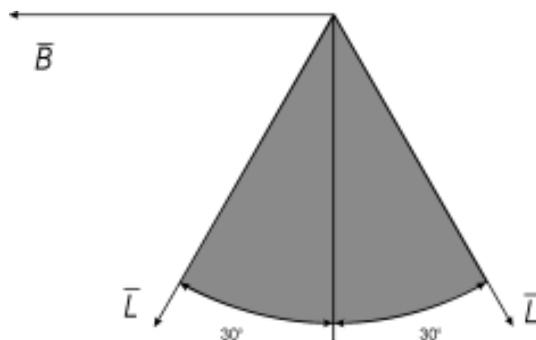


Рис. 4. Отклонения вектора кинетического момента от плоскости, ортогональной вектору магнитного поля Земли

Черным цветом обозначены зоны, в которых спутник находится в тени. По оси абсцисс (см. рис. 3) отложена долгота восходящего узла W , в градусах, а по оси ординат — аргумент широты аппарата, в градусах. Вычисления были проведены для разных времен года и разного времени суток.