

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СПОСОБЫ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППОВЫМ ПОЛЁТОМ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

Групповой полёт спутников (формация) расширяет возможности наблюдений, экспериментов, решения прикладных задач в космосе. Основными преимуществами являются способность одновременного выполнения множества наблюдений и экспериментов и повышенная надёжность — неисправность одного из спутников не приводит к утрате работоспособности всей группы. Однако для проведения исследований требуется возможность управлять относительным движением спутников в группе. В связи с увеличением роли малых спутников, имеющих ограничения по полезной нагрузке, наибольший интерес представляют алгоритмы управления относительным движением, не требующие расхода рабочего тела. Существуют методы управления, основанные на использовании аэродинамической силы сопротивления в верхних слоях атмосферы, магнитных и электростатических сил.

При использовании электростатических сил взаимодействия для управления предполагается, что каждый спутник в формации способен накапливать заряд необходимого знака. На настоящий момент известен ряд работ, посвящённых динамике относительного движения спутников, взаимодействие которых осуществляется с помощью силы Кулона [1]. В частности, были изучены положения равновесия, исследована их устойчивость. Сложность исследования заключается в том, что все спутники одновременно взаимодействуют между собой. С другой стороны, это позволяет рассматривать такую формацию как твёрдое тело [2].

Известно, что на заряженные частицы, которые движутся в магнитном поле, действует сила Лоренца. Такая же сила действует на заряженный спутник, который движется в магнитном поле Земли. Эта сила зависит от положения спутника и геометрии орбиты. Направление силы всегда перпендикулярно скорости аппарата. В работах [3] проведено исследование динамики формации спутников под действием силы Лоренца и предложен алгоритм управления, удерживающий группу спутников в нужной конфигурации.

Для низкоорбитальных формаций, пожалуй, самым естественным является метод, основанный на дифференциальном эффекте торможения в атмосфере. Суть такого эффекта весьма проста: управляя соответствующим образом ориентацией каждого спутника в группе, можно добиться того, чтобы на разные спутники действовали разные силы атмосферного сопротивления. Это позволяет осуществлять необходимые изменения относи-

тельного движения спутников в группе. Впервые высказанная в 1986 году [4] идея использования дифференциального эффекта торможения в атмосфере нашла своё развитие в многочисленных исследовательских работах лишь спустя полтора-два десятилетия — с началом бурного развития концепции группового полёта. Были детально проанализированы возможности применения этого подхода в задачах стыковки спутников [3; 5], предложены различные законы управления спутниковой формацией [6].

Авторами настоящей работы был предложен новый способ управления относительным движением, основанный на перебросе дополнительной массы между спутниками в группе. Рассматривается группа из двух спутников, один из которых состоит из двух частей — собственно спутник и отделяемая массивная часть, которая также может быть независимым спутником. По команде масса отделяется от спутника в заданном направлении с некоторой скоростью. При этом спутник получает некоторый импульс согласно закону сохранения импульса. Считается, что импульс приложен точно к центру масс спутника и не влияет на угловое движение. Перебрасываемая масса перелетает ко второму спутнику и сталкивается с ним абсолютно неупруго. Второй спутник также получает импульс, приложенный к его центру масс. Таким образом, в результате переброса массы относительная траектория двух спутников изменилась некоторым образом. Массивное тело, столкнувшееся со вторым спутником, вновь может быть использовано для совершения манёвра с помощью переброса, число которых не ограничено.

Заметим, что управление с помощью переброса массы не обеспечивает полной управляемости системы. В общем случае один переброс массы не позволяет достичь любой требуемой траектории. Это является следствием краевой задачи, решаемой при перебросе массы. Перебрасываемая масса должна иметь заданную скорость при отделении, чтобы столкнуться со вторым спутником. Более того, конечная относительная траектория спутников после переброса зависит от точки начальной траектории, в которой отделяется масса. Тем не менее, требуемую относительную траекторию можно попытаться получить путём серии перебросов массы.

С помощью переброса массы имеется возможность остановки относительного дрейфа между спутниками. Если спутники имеют замкнутую траекторию, то с помощью переброса можно изменить её размеры, а также сместить по трансверсали. Если рассмотреть влияние возмущений, например, со стороны второй гармоники разложения гравитационного потенциала Земли, с помощью переброса можно поддерживать заданную относительную орбиту аппаратов.

Библиографический список

1. Schaub H.et.al. Challenges and Prospects of Coulomb Spacecraft Formation Control of the Astronautical Sciences // *J. Astronaut. Sci.* 2004. V. 52. P. 169–193.
2. Joe H., Schaub H., Parker G.G. Formation Dynamics of Coulomb Satellites // 6th Int. Conf. Dyn. Control Syst. Struct. Sp. 2004. P. 79–90.
3. Bevilacqua R., Hall J.S., Romano M. Multiple Spacecraft Rendezvous Maneuvers by Differential Drag and Low Thrust Engines // *Celest. Mech. Dyn. Astron.* 2010. V. 106. № 1. P. 69–88.
4. Leonard C.L. Formation Keeping of Spacecraft via Differential Drag // Master Thesis, Massachusetts Inst. Technol. 1986.
5. Bevilacqua R., Romano M. Rendezvous Maneuvers of Multiple Spacecraft Using Differential Drag under J2 Perturbation // *J. Guid. Control. Dyn.* 2008. V. 31. № 6. P. 1595–1607.
6. Reid T., Misra A. Formation Flying of Satellites in the Presence of Atmospheric Drag // *J. Aerosp. Eng. Sci. Appl.* 2011. V. 3. P. 64–91.