

Таким образом, эффективность параметризованного управления по углам атаки и крена подтверждается даже в условиях жёстких ограничений, делая его перспективным для практического применения.

Заключение. В работе решена задача параметризации оптимального управления, полученного с использованием метода последовательной линеаризации. Проведён сравнительный анализ параметров траектории для параметрической программы управления с оптимальным решением. Показано, что использование относительно простого параметрического управления приводит к достижению максимальных значений продольной и боковой дальности с выполнением рассматриваемых ограничений.

Список использованных источников

1. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата методом принципа максимума Понтрягина/ Храмов А.А. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т. 18, № 1,
2. Лазарев, Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. – Самара: Самар. науч. центр РАН, 2007. – 274 с.
3. Betts J.T. Practical Methods for Optimal Control and Estimation Using Nonlinear Programming. SIAM, 2010.
4. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: уч. пособие. – М.: Наука, 1990. – 448 с.

УДК 629.78.06

О.Д. Жалдыбина, М.А. Иванушкин, Т.В. Старостина

ОЦЕНКА ВОЗДЕЙСТВИЯ ОСТАТОЧНОЙ АТМОСФЕРЫ НА МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИЕ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Введение. В современной космической отрасли наблюдается тенденция к постоянному развитию малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для дистанционного зондирования Земли. Согласно принятой классификации, МКА характеризуются массой до 1000 кг и обладают оптимальными массогабаритными характеристиками.

Прогресс в области миниатюризации и внедрения инновационных технологий способствует расширению функциональных возможностей МКА, включая повышение производительности целевой аппаратуры.

Доступность компонентной базы и снижение стоимости производства сделали возможным создание МКА студенческими коллективами и частными компаниями. Современные опытно-технологические и студенческие МКА зачастую разрабатываются без корректирующей двигательной установки, поскольку плотная компоновка МКА не всегда позволяет установить двигательную установку на борту. Вследствие чего актуальной становится задача увеличения срока баллистического существования МКА без корректирующей двигательной установки (КДУ).

Постановка задачи.

Целью настоящего исследования является комплексный анализ воздействия остаточной атмосферной плотности и солнечной активности на орбитальное движение космических аппаратов, функционирующих на высотах менее 1000 км. Особое внимание уделяется разработке способов увеличения срока баллистического существования МКА без КДУ.

Задачами настоящей работы являются:

- обзор целевых характеристик МКА без КДУ на примере спутника «Аист-2Д» [1];
- анализ эволюции орбиты малого космического аппарата, функционирующего на низкой околоземной орбите;
- анализ методов управления орбитальным движением космических аппаратов без КДУ;
- разработка циклограммы функционирования МКА без КДУ с целью увеличения срока его баллистического существования;
- моделирование орбитального движения МКА с учётом предложенной циклограммы функционирования.

Результаты анализа.

В ходе исследования были проанализированы различные методы расчёта зависимости плотности атмосферы от высоты орбиты. В частности, рассматривались методы вычисления стандартной плотности атмосферы по российской модели ГОСТ-Р 25645.166 – 2004 [2], по американской модели «Atmosphere properties» и по библиотекам американских моделей Jascchia77 и COESA76.

После сравнительного анализа представленных методов было принято решение использовать российскую модель ГОСТ-Р 25645.166-2004. Данная модель позволяет эффективно рассчитывать ежедневные изменения высоты орбиты малого космического аппарата при его взаимодействии с плотными слоями атмосферы. Область применения модели охваты-

вает диапазон высот от 120 до 1500 км. Изменение высоты орбиты МКА определяется несколькими параметрами: массой спутника, площадью миделя, скоростью, лобовым сопротивлением и солнечной активностью.

Дополнительно была разработана циклограмма функционирования МКА, учитывающая различные режимы ориентации:

- солнечная ориентация – для эффективной работы солнечных панелей;
- режим съёмки и связи – обеспечивает качественную работу систем наблюдения и передачи данных на наземные станции;
- режим минимальной площади миделя – позволяет оптимизировать ориентацию спутника для снижения аэродинамического сопротивления.

Пример циклограммы функционирования МКА без КДУ представлен на рис. 1. С учётом предложенной выше циклограммы, было проведено моделирование орбитального движение МКА «Аист-2Д» для трёх возможных режимов ориентации [3]. График зависимости высоты орбиты МКА при различных вариантах ориентации показан на рис. 2.

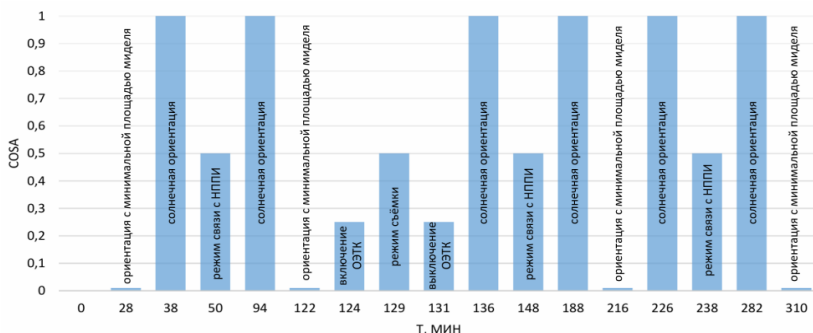


Рис. 1. Циклограмма функционирования спутника в трёх возможных режимах ориентации

На основании представленного графика можно сформулировать следующие выводы:

- имея максимальную площадь миделя спутник бы прекратил свой существование в плотных слоях атмосферы – 30.04.2021;
- имея среднюю площадь миделя – 10.03.2024;
- имея минимальную площадь миделя – 29.08.2024.

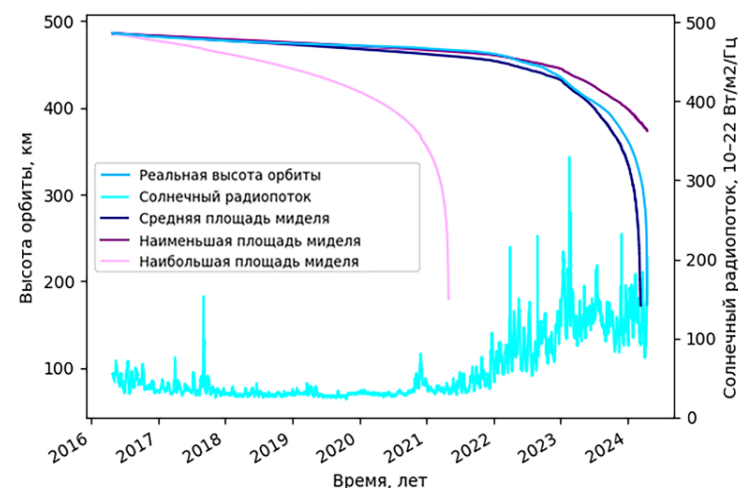


Рис. 2. График зависимости изменения высоты орбиты при трёх возможных вариантах ориентации спутника от времени

Согласно данным TLE, космический аппарат «Аист-2Д» завершил своё существование 16.04.2024. Применение предложенной циклограммы позволило бы увеличить срок его баллистического существования на 135 дней.

Заключение. В ходе проведённого исследования был выполнен анализ влияния солнечной активности и плотности остаточной атмосферы на орбитальное движение МКА, функционирующих на низких околоземных орбитах. В качестве примера рассматривался МКА «Аист-2Д».

В ходе работы было проведено моделирование орбитального движения спутника при различных вариантах его ориентации. Разработан метод увеличения срока баллистического существования МКА.

Доказано, что применение разработанной циклограммы функционирования и соответствующих режимов ориентации позволяет увеличить срок баллистического существования.

Результаты, полученные в рамках проекта, направлены на решение актуальной задачи и могут быть использованы для формирования орбитальной группировки МКА без корректирующей двигательной установки.

Список использованных источников

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.
2. consultant.ru [Электронный ресурс]. «Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли» (утв. Постановлением Госстандарта РФ от 09.03.2004 N 93-ст «Об утверждении и введении в действие национального стандарта» от 09.03.2004 г. N 93-ст). Доступ по: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_257620/
3. Мирер С. А. Механика космического полёта. Орбитальное движение. – Москва: Резолит, 2007. – 267 с.

УДК 629.78: 681.51

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

ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ИНФОРМАЦИОННЫХ МИНИСПУТНИКОВ В НАЧАЛЬНЫХ И ЦЕЛЕВЫХ РЕЖИМАХ

Введение. После отделения мини-спутника (МС) от разгонного блока и раскрытия панелей солнечных батарей (СБ) в связанной системе координат (ССК) спутник начинает кувыркаться – совершать ротационное движение в инерциальной системе координат (ИСК) с вектором угловой скорости переменного направления. При завершении начальных режимов (НР) ориентация МС должна быть стабилизирована в орбитальной системе координат (ОСК), а система управления движением (СУД) готова к целевому применению. Здесь выделяются режимы успокоения (РУ), ориентации МС в ОСК, разгона роторов гироскопов (ГД) силового гироскопического кластера (СГК) (рис. 1) до значения h_g их кинетических моментов (КМ) и перелёта МС на солнечно-синхронную орбиту (ССО) с заданными значениями наклона i , долготы восходящего узла (ДВУ) Ω и орбитальной широты u для выполнения целей.