

2. Салмин, В.В. Расчет проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий: учеб. пособие / В.В. Салмин, А.С. Четвериков, М.Ю. Гоголев. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2019. – 196 с.

3. Audet C., Bigeon J., Cartier D., Le Digabel S., Salomon L. Performance indicators in multiobjective optimization // *European Journal of Operational Research*. 2021. Vol. 292, No 1. P. 397–422.

УДК 629.78

Мьоу Тхэ Аун

МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ТИПА АИСТ–2

Введение. В статье представлена доработка системы управления движением космического аппарата (КА) типа АИСТ-2 путём замены двигателей-маховиков на силовой гироскопический комплекс (СГК). Применение СГК способствует повышению производительности съёмки космического аппарата по сравнению с оригинальной системой управления движением.

Оценка внешних возмущающих моментов, требуемого момента исполнительных органов управления движением и требуемого момента при различном режиме работы космического аппарата проведена для орбит с высотой в диапазоне от 350 до 700 км. В результате замены двигателей-маховиков на силовой гироскопический комплекс и удаления нескольких приборов для научных исследований изменились массово-инерционные характеристики модернизируемого космического аппарата типа АИСТ-2. Массогабаритные характеристики силового гироскопического комплекса рассчитываются в зависимости от различных режимов работы малых космических аппаратов.

Основная часть. Для современных КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), требуемая точность наведения на объект съёмки составляет 2–5 угловых минут, а погрешность стабилизации в зависимости от пространственного разрешения должна быть не хуже $10^{-3} - 10^{-4}$ град/с

[1]. Погрешность угловой ориентации системы управления движением (СУД) КА АИСТ-2Д (две угловые минуты [2]) соответствует требованиям к точности наведения при ДЗЗ (2-5 угловых минут). Погрешность стабилизации угловой скорости АИСТ-2Д (0,001 град/с [2]) соответствует нижнему пределу требований к ДЗЗ (10^{-3} град/с), но не соответствует более высокой точности, требуемой для решения некоторых задач ДЗЗ (10^{-4} град/с). Несмотря на то, что заданный угол обзора АИСТ-2Д (45 град) больше углов, показанных для коммерческих спутников (22-33 град [1]), время его перенацеливания значительно больше, и составляет 140 с. Это подтверждает, что АИСТ-2Д обладает значительно меньшей угловой скоростью перенацеливания по сравнению с некоторыми современными КА ДЗЗ.

На рис. 1 показан график зависимости суммарного возмущающего момента на КА от высоты его полёта (H). На рис. 2 показан график зависимости изменения значений потребных моментов, необходимых для различных угловых скоростей изменения ориентации.

На рис. 3 представлен график зависимости значений потребных моментов, которые должны генерироваться СГК для различных угловых ускорений (N – среднее количество объектов наблюдения за время целевой работы космического аппарата на одном витке).

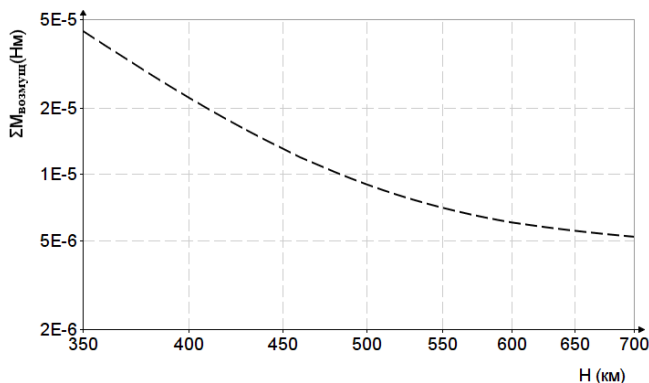


Рис. 1. Зависимость суммарного возмущающего момента от высоты полёта КА

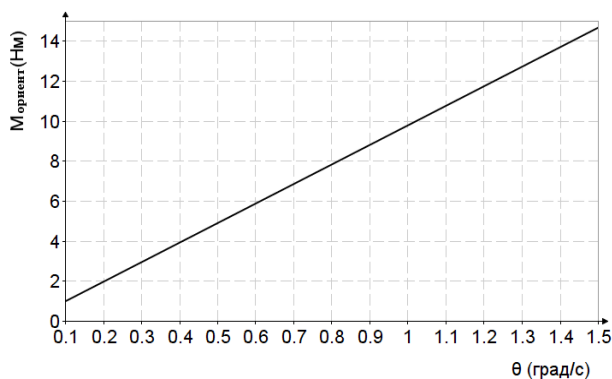


Рис. 2. График зависимости потребного момента СГК от угловой скорости изменения ориентации

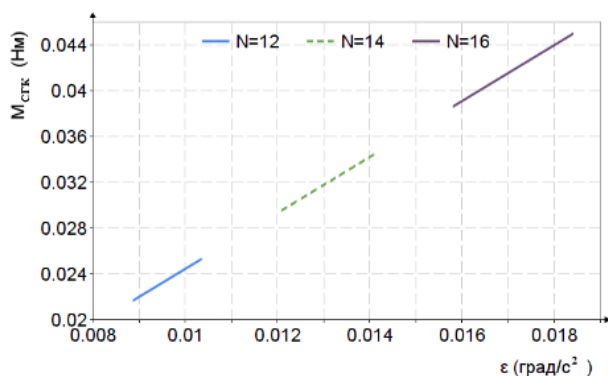


Рис. 3. График зависимости потребного момента СГК от углового ускорения

На рис. 4 представлен график изменения потребного момента СГК при различных режимах работы КА в зависимости от высоты полёта.

Для оценки массогабаритных характеристик СГК берётся максимальное значение углового ускорения ($0,02 \text{ град/с}^2$) и рассчитываются размеры требуемого СГК с использованием модели, приведённой в [3]. Для обеспечения потребных характеристик, необходимы следующие массогабаритные характеристики СГК: радиус ротора гиросприбора – 3 см,

масса ротора 0,56 кг, масса СГК, состоящего из четырёх силовых гироскопов и четырёх блоков электроники 3,5 кг.

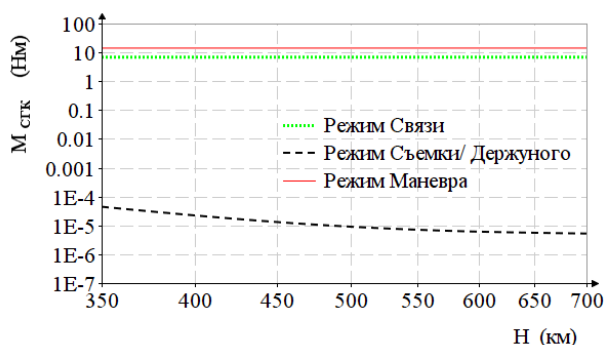


Рис. 4. График изменения требуемого момента СГК в зависимости от высоты полета

Замена двигателей-маховиков на СГК в СУД КА «Аист-2» приводит к улучшению эксплуатационных характеристик. Время перенацеливания на угол 45° сократилось со 140 до 62 секунд, суточная производительность достигла 240 объектов. Также повысились точность стабилизации (погрешность по углу – $0,002^\circ$, по угловой скорости – $0,0003^\circ/\text{с}$) и маневренность (максимальная угловая скорость – $1,5^\circ/\text{с}$, угловое ускорение – $0,02^\circ/\text{с}^2$).

Заключение. Таким образом, в статье предложены пути модернизации системы управления движением малых космических аппаратов дистанционного зондирования земли с целью повышения целевых характеристик КА типа АИСТ-2

Список использованных источников

1. Севастьянов, Н.Н. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли [Текст] / Н.Н. Севастьянов, В.Н. Бранец, В.А. Панченко [и др.] // Труды МФТИ. – 2009. – № 3. – С. 14-22.
2. Кирилин, А.Н. Основные проектные характеристики малых космических аппаратов научного и прикладного назначений на базе унифицированной платформы «АИСТ-2» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов,

А.И. Бакланов [и др.]. // Космическая техника и технологии. – 2020. – № 4. – С. 5-20.

3. Куренков, В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли: учебное пособие / В.И. Куренков. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.

УДК 528.837:629.78. УДК 621.003.

А.С. Кучеров, Е.А. Пупков

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ЗАДАЧА ВЫБОРА ВАРИАНТА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Введение. При выборе прототипа космического аппарата (КА) или его целевой аппаратуры возникает проблема, которая заключается в том, что различные характеристики КА-аналогов удовлетворяют предъявляемым требованиям в разной степени. Поэтому возникает задача многокритериальной оптимизации, не имеющая, как известно, математического решения, и выход заключается в выборе рационального варианта на основе разумного компромисса.

Постановка задачи и методика решения. Рассматривается следующая задача: выбрать прототип оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) для КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с высоким решением на местности по трём альтернативным критериям:

- максимальное линейное разрешение на местности L ;
- максимальная ширина полосы обзора B ;
- минимальная масса оптико-электронной аппаратуры m .

В результате анализа двадцати девяти КА ДЗЗ, для которых известны значения указанных параметров, методом кластерного анализа [1] была выделена группа КА, характеристики ОЭА которых приведены в табл. 1.

Для выбора варианта ОЭА, в наибольшей степени удовлетворяющего рассматриваемой системе критериев, следует прибегнуть к построению множества Парето. В случае дискретного множества альтернатив для этого может использоваться метод прямоугольников [2].