

На данной плате реализованы все структурные составляющие, описанные выше. Плата разработана в формате PC/104, совместимой с бортовой шиной спутниковой платформы SamSat.

Заключение. В рамках работы была проведена разработка системы заряда батареи суперконденсаторов, система разряда батареи на нагревательный элемент, системы балансировки батареи. Системы были объединены в единую систему управления. Система после испытаний и возможных доработок может быть применена в перспективном космическом аппарате с двигательной установкой.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>

Список использованных источников

1. CalPoly. Cubesat design specification // CubeSat Program, Calif. Polytech. State. – 2004. – Vol. 8651, № June – P. 22.
2. Kulu E. CubeSats & Nanosatellites – 2024 Statistics , Forecast and Reliability. – 2024. – Vol. c, № October. – P. 14–18.

УДК 629.7.01:519.688

П.С. Яковлева, А.А. Кумарин

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СОЛНЕЧНОГО ДАВЛЕНИЯ НА УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ НАОСПУТНИКА

Введение. Согласно статистике [1] за последние 10 лет количество запусков наноспутников увеличилось более чем вдвое, что показывает активный рост интереса ракетно-космической отрасли к этому направлению. Наиболее популярными форматами наноспутников являются форматы CubeSat 6U и 3U, размеры которых не превышают 20x10x30 сантиметров и 10x10x30 сантиметров соответственно [1]. Одними из наиболее перспективных для реализации различных научных миссий являются наноспутники формата CubeSat 6U, так как их размеры позволяют разместить уже более серьёзную научную аппаратуру чем, например, CubeSat 3U. Но при активно развивающемся интересе математическая база в этом направлении развивается медленнее, чем техническая, и не может описать все значимые особенности движения этих космических

аппаратов (КА). Из-за своих небольших размеров и массы, а также из-за малых высот орбит, на которых обычно происходит их движение, наноспутники формата CubeSat наиболее подвержены влиянию конкретных моментов сил. На данный момент, при моделировании углового движения наноспутника, в основном рассматривается влияние аэродинамического и гравитационного моментов, а также магнитного момента, при наличии на спутнике магнитных органов управления. Однако, почти никогда не учитываются влияния других моментов, которые также могут вносить свои коррективы в угловое движение. Одним из таких моментов является момент силы давления солнечного света, который, как было выявлено в данном исследовании, может быть соизмерим или превышать гравитационный момент для ряда космических аппаратов.

Методика исследования. В данной работе рассматривается влияние солнечного момента на КА формата CubeSat 6U нестандартной конфигурации, а также определяются условия достижения минимумов модуля суммарного момента, действующего на КА для последующего определения потенциальных положений устойчивого равновесия или точек, в которых энергетические затраты системы управления движением на поддержание заданного положения будут минимальны.

В работе рассматривается наноспутник формата CubeSat 6U с раскрываемой хвостовой частью, одна половина которой является светопоглощающей, а вторая светотражающей, что позволит сделать воздействие момента солнечного света на КА несимметричным, что обеспечит наличие энергетически более выгодного положения. При этом хвостовая часть остаётся аэродинамически симметричной. Хвостовая часть расположена на невесомой телескопической штанге. Солнечные панели расположены перпендикулярно большей поверхности космического аппарата так, чтобы линия симметрии аппарата проходила ровно под ними, что так же позволяет свести к минимуму дополнительное воздействие аэродинамического момента на космический аппарат. Внешний вид аппарата представлен на рис. 1.

Для оценки значений момента силы давления солнечного света использовались следующие формулы.

Значение давления солнечного света на низкой околоземной орбите определялось по формуле [2]:

$$P = 2 \cdot \frac{W_E}{c} = 2 \cdot \frac{1368}{299792458} = 9,12631 \cdot 10^{-6} \text{ Па} \quad (1)$$

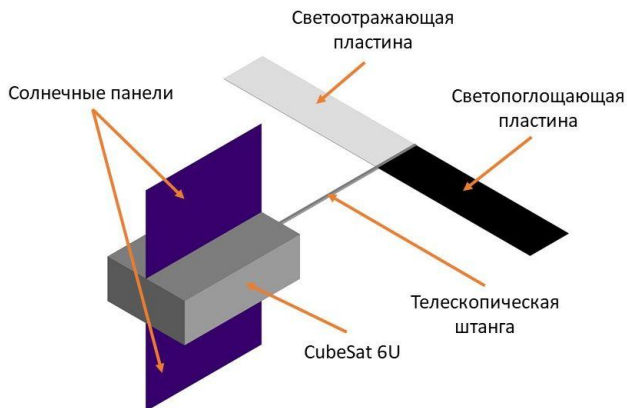


Рис. 1. Внешний вид рассматриваемого наноспутника

Сила давления солнечного света определяется по формуле:

$$\mathbf{F}_s = P \cdot \mathbf{A}, \quad (2)$$

где $\mathbf{A}$ – вектор эффективной площади КА (площадь проекции КА на плоскость перпендикулярную направлению движения фотонов) взятой по направлению движения фотонов. Эффективная площадь определяется программным образом путём проецирования геометрии КА, определения формы проекции и нахождения её площади. Тогда момент силы давления солнечного света, действующий на КА можно вычислить по формуле:

$$\mathbf{M}_s = \mathbf{d} \times \mathbf{F}_s, \quad (3)$$

где $\mathbf{d}$ – плечо силы – вектор между проекцией центра масс КА и геометрическим центром фигуры, полученными при проецировании геометрии КА на плоскость, перпендикулярную потоку фотонов.

Для определения значений площади проекции КА на необходимую плоскость и геометрического центра этой фигуры, в математическом пакете MATLAB было разработано программное обеспечение, позволяющее производить проецирование геометрии 3D модели любого космического аппарата, взятой из файла формата «.stl». Использование 3D моделей вместо аналитических моделей площади позволило не только получать динамически изменяющиеся, в соответствии с ориентацией КА, значения

площади и геометрического центра проекции, но и в дальнейшем позволит производить 3D визуализацию углового движения наноспутника для более точного определения режимов движения КА.

После проведения моделирования значений модуля момента силы давления солнечного света для всех возможных ориентаций рассматриваемого КА на высоте 700 км был получен график, представленный на рис. 2.

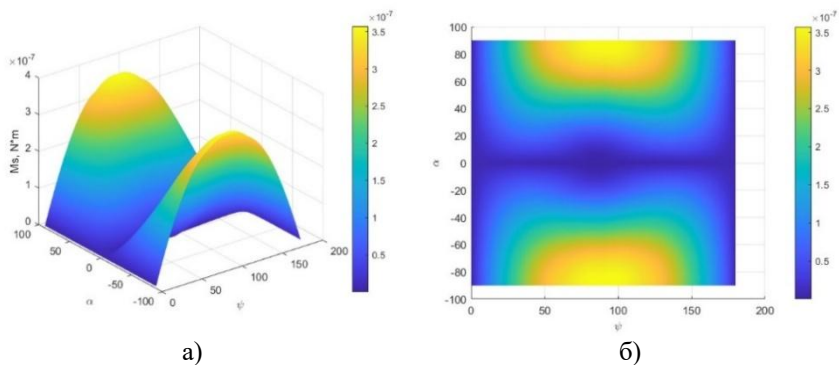


Рис. 2. а) Зависимость модуля момента давления солнечного света для $\varphi=0$; б) Тепловая карта значений момента давления солнечного света для $\varphi=0$

По графику на рис. 2 можно заметить, что максимальные значения момента силы давления солнечного света достигают порядка $3,5 \cdot 10^{-7}$ Н·м, что соизмеримо со значениями гравитационного момента. Таким образом, для рассматриваемой модели КА, нельзя пренебречь влиянием, оказываемым этим моментом.

Также было проведено аналогичное моделирование для определения значений аэродинамического и гравитационного моментов. Моделирование производилось по формулам, представленным в работе [3]. После моделирования был определён модуль суммарного момента, действующего на космический аппарат, его график представлен на рис. 3.

По графику можно определить, что наименьший момент воздействует на КА при угле атаки равном ± 90 градусов, что соответствует расположению КА вдоль по набегающему потоку. При условии равенства ну-

лю всех остальных углов. Это положение потенциально может являться положением равновесия, в котором возможна стабилизация КА на Солнце.

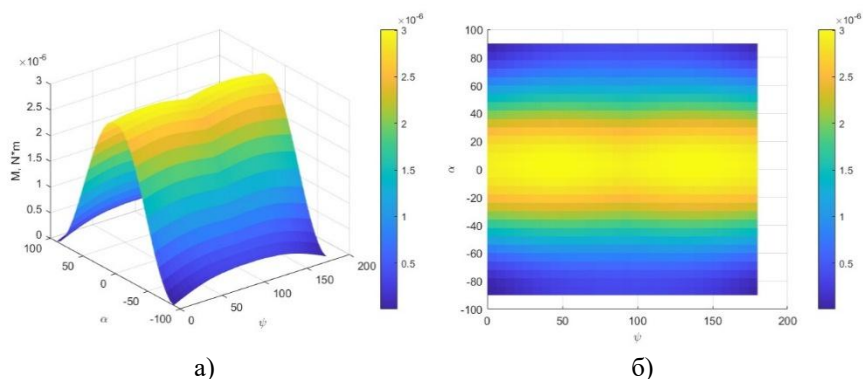


Рис. 3. а) График модуля суммарного момента, действующего на КА для $\varphi=0$; б) Тепловая карта модуля суммарного момента, действующего на КА для $\varphi=0$

Таким образом, в данной работе проведено моделирование значений момента силы давления солнечного света, гравитационного и аэродинамического моментов и определены значения модуля суммарного момента, действующего на заданный КА. Сделан вывод о важности учёта момента давления солнечного света при моделировании углового движения КА с объёмными раскрываемыми и выносными элементами.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>

Список использованных источников

1. Kulu E. CubeSats & Nanosatellites – 2024 Statistics , Forecast and Reliability // Int. Astronaut. Congr. (IAC 2024). – 2024. – Vol. c, № October. – P. 14–18.
2. Матвеев А.Н. Оптика: Учеб. пособие для физ. спец. вузов. – Москва: Высш.шк., 1985. – 351 с.
3. Belokopov I.V., Timbai I.A. Движение наноспутника относительно центра масс на околоземных орбитах. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2020. – 128 с.