

УДК 629.787

Разработка композитной конструкции малого искусственного спутника Земли

Тар Хтет Сан^(*)

tharhtetsan.dsta@gmail.com

Новиков Андрей Дмитриевич

novikov.ad@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Разработка кубсатов, оснащенных новыми конструкционными материалами, предлагает новую альтернативу использованию традиционного алюминия. Более легкая конструкция, способная обеспечить необходимые структурные и тепловые характеристики в течение всего срока службы спутника, позволит увеличить массу, используемую в других подсистемах. Рассмотрен композитный материал в качестве альтернативы традиционному алюминию, используемому в конструкции боковых панелей кубсата размером 1,5 U. Для оценки структурного и теплового поведения спутника с ламинированными боковыми панелями проводятся линейный статический анализ, анализ собственных частот и тепловой анализ на орбите методом конечных элементов. Исследование показало, что композитный материал обеспечивает требуемые конструктивные и тепловые характеристики при меньшем весе, чем алюминиевая конструкция.

Ключевые слова: кубсат, структурная поддержка, тепловая поддержка, композитные материалы, метод конечных элементов, терморегулирование

Введение. В настоящее время большое внимание уделяется разработке малых космических аппаратов, в том числе микро-нано- и пикоспутников Земли. Наземные работы (производство, испытания и транспортировка), запуск и выведение на орбиту — это три основных этапа жизненного цикла спутника, и на каждом из них спутник подвергается воздействию различных условий. Во время запуска ракета-носитель также будет вызывать вибрации на спутнике. Тяга двигателей, порывы ветра и отделение ступени — вот некоторые из факторов, которые вызывают вибрации во время старта. Любые искусственные спутники Земли подвергаются тепловому воздействию прямого солнечного излучения, солнечного излучения, отраженного земной поверхностью и облачным слоем и собственного излучения Земли 0. Кубсаты имеют ограничения по размеру и массе, поэтому для достижения экономически эффективной конструкции, не ставящей под угрозу миссию спутника, требуется компромисс между конструкцией, другими подсистемами и полезной нагрузкой. Композитные материалы могут стать решением, которое благодаря легкости и индивидуальным свойствам может оптимизировать этот компромисс и снизить вес конструкции, обеспечивая при этом необходимую структурную и тепловую поддержку.

Материалы и методы; результаты. Во-первых, раскрываются конструктивные требования, которым должен соответствовать космический аппарат. Поскольку анализируемая конструкция представляет собой космический ап-

парат, предназначенный для работы в космической среде, были соблюдены стандарты и руководство, разработанные SpaceX Falcon. Для выполнения линейного статического анализа и анализа собственных частот на спутнике необходимо создать МКЭ-модель конструкции. Создание МКЭ-модели — это информация об идеализации конструкции, граничных условиях и нагрузках, приложенных к модели [2, 0. В результатах представлены деформации, основные собственные частоты, критерий разрушения и критические коэффициенты нагрузки. Тепловое проектирование включает в себя три важнейших элемента: космический аппарат, его подсистемы и используемые методы терморегулирования. Для подсистем ключевыми факторами являются внутреннее рассеивание тепла, продолжительность эксплуатации, теплопроводность, удельная теплоемкость и коэффициент излучения. Для управления этими тепловыми взаимодействиями применяются методы терморегулирования, как активные, так и пассивные. Моделирование проводится с использованием программного обеспечения COMSOL Multiphysics путем объединения модулей Orbit Thermal Loads with Heat Transfer in Solids and Heat Transfer in Shells 0. Результаты моделирования представлены в сравнении с требованиями каждой подсистемы, а также с соответствующими запасами. Можно отметить, что все подсистемы спутника и полезная нагрузка обладают достаточным запасом, чтобы выдерживать рабочие и нерабочие режимы.

Заключение. Исследование показало, что замена алюминиевых боковых панелей кубсата 1,5U на композитные позволяет уменьшить массу конструкции без потери требований по прочности, жесткости и вибрационной устойчивости. Тепловой анализ подтвердил, что температурные режимы оборудования остаются в допустимых пределах при орбитальной эксплуатации. Это делает композитные панели перспективным решением для повышения эффективности кубсатов за счет перераспределения массового ресурса в пользу полезной нагрузки и резервирования. В качестве следующего этапа следует выполнить натурные испытания и изучить долговременное поведение композитов в условиях космической среды.

Список источников

- [1] Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Ли В. Расчетно-экспериментальная методика определения теплопроводности композиционного материала корпуса наноспутника. *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия Инженерные исследования*, 2017, № 18 (3), с. 345–352.
- [2] Santos Moreira C.M., Matos Moleiro A. Sousa Machado M., Fernando F., Alves da Silva J. *Thermal and structural optimization of a small satellite using composite materials*. Instituto Superior Tecnico, Universidade de Lisboa, Portugal, 2019.
- [3] Sweeting M.N. Modern small satellites-changing the economics of space. *Proceedings of the IEEE*, 2018, no. 106 (3), pp. 343–361.
- [4] Blanchete N., Bah A. Thermal design, analysis and test: Framework for CubeSat in low Earth orbit. *Results in Engineering*, 2024, no. 24, art. no. 103401.