

Электронный научный журнал "Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках" <http://mathmod.esrae.ru/>

URL статьи: mathmod.esrae.ru/40-158

Ссылка для цитирования этой статьи:

Васин П. В., Баринаева Е. В. Алгоритм определения масс-центровочных и инерционных характеристик опытного образца наноспутника SamSat-ION в лётной конфигурации // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2022. №4

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

УДК 629.78

DOI: 10.24412/2541-9269-2022-4-33-36

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАСС-ЦЕНТРОВОЧНЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION В ЛЁТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Васин П. В.¹, Баринаева Е. В.¹,

¹ Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королева, Россия, Самара

ALGORITHM FOR DETERMINING THE MASS-CENTERING AND INERTIAL CHARACTERISTICS OF THE SAMSAT-ION PROTOTYPE IN THE FLIGHT CONFIGURATION

Vasin P.V.¹, Barinova E.V.¹

¹ Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev,
Russia, Samara

Аннотация. В работе рассматривается комбинированный алгоритм определения координат центра масс и составляющих тензора инерции наноспутника с разложенными трансформируемыми конструкциями на примере опытного образца наноспутника SamSat-ION. Алгоритм включает в себя экспериментальное определение характеристик наноспутника в транспортной конфигурации и их пересчет для лётной конфигурации с помощью 3D-модели.

Ключевые слова: наноспутник, алгоритм определения координат центра масс, 3D-модели

Abstract. The paper considers combined algorithm for determining the center of mass coordinates and the inertia tensor components of a nanosatellite with decomposed transformable structures. SamSat-ION nanosatellite prototype was studied as an example. The algorithm includes the experimental determination of a nanosatellite characteristics in the transport configuration and their recalculation for the flight configuration with the help of its 3D model.

Keywords: nanosatellite, algorithm for determining the center of mass coordinates, 3D model

Введение. На базе Межвузовской кафедры космических исследований разрабатывается наноспутник (НС) SamSat-ION, предназначенный для изучения ионосферы Земли. Конструкция и специфика научного эксперимента разрабатываемой миссии таковы, что существует необходимость стабилизации и чёткой ориентации аппарата. Предполагается, что аппарат будет стабилизирован с помощью гравитационного момента, а предварительное гашение начальных угловых скоростей будет производиться с помощью алгоритма Vdot. В связи с этим необходимо с высокой точностью знать масс-центровочные и инерционные характеристики (МЦИХ) аппарата, к которым относятся координаты центра масс НС и составляющие его тензора инерции.

Предварительную оценку данных параметров можно провести с помощью встроенных численных методов систем автоматизированного проектирования (САПР), однако такой метод не всегда удобен для сложной механически-электрической системы, так как существуют небольшие отклонения из-за производственных допусков и изменчивости материалов, а также недостаток информации о распределении массы внутри составных элементов конструкции. В некоторых случаях это может привести к значительным изменениям характеристик [1]. В связи с этим для определения МЦИХ НС часто используется экспериментальный метод определения характеристик как наиболее точный.

Однако и экспериментальный метод не лишён недостатков, главным из которых является сложность или полное отсутствие возможности определения МЦИХ НС с раскрытыми трансформируемыми конструкциями. Так, разработанный и запатентованный стенд Самарского университета, предназначенный для определения МЦИХ наноспутников [2], имеет 4 вида оснастки для базирования аппаратов на рабочем столе. Данная оснастка накладывает ограничения на форму и размеры объектов испытаний и позволяет определить МЦИХ НС формата CubeSat 1U-3U только в транспортной конфигурации, когда трансформируемые конструкции находятся в сложенном виде. Переход в рабочий режим, то есть раскрытие трансформируемых конструкций, приводит к изменению МЦИХ НС. Конфигурация, когда все трансформируемые конструкции НС раскрыты называется лётной.

Предлагаемый доклад посвящен комбинированному алгоритму определения координат центра масс и составляющих тензора инерции опытного образца НС SamSat-ION в лётной конфигурации.

Определение масс-центровочных и инерционных характеристик опытного образца наноспутника SamSat-ION. Предлагаемый комбинированный алгоритм определения МЦИХ НС в лётной конфигурации предполагает два основных блока: экспериментальное определение координат центра масс и составляющих тензора инерции НС в транспортной конфигурации с помощью испытательного стенда и пересчёт данных характеристик для лётной конфигурации аппарата с использованием его 3D-модели.

Первый блок проводится на стенде Самарского университета с

использованием комплекта оснастки для определения МЦИХ НС формата CubeSat 1U-3U. Порядок проведения экспериментов подробно описан в методике определения МЦИХ НС [3]. Согласно технической документации стенда абсолютная погрешность определения координат центра масс не превышает 0,5 мм, относительная погрешность определения осевых моментов инерции не более 1,5%.

Для более точной оценки погрешностей измерения МЦИХ НС SamSat-ION используется эталонный наборный объект, имеющий форму наноспутника формата CubeSat 3U. Элементы эталонного объекта имеют простую геометрическую форму и изготовлены с высокой точностью, поэтому МЦИХ 3D-модели такого эталонного объекта, рассчитанные встроенными численными алгоритмами САПР, практически не отличаются от истинных для реального объекта испытаний. Сравнением экспериментально полученных значений МЦИХ и рассчитанных в САПР можно получить погрешности измерений характеристик эталонного наборного объекта. Анализируя эти данные, определяются погрешности измерения МЦИХ опытного образца НС SamSat-ION в транспортной конфигурации.

Измерить МЦИХ НС в лётной конфигурации с помощью экспериментального стенда Самарского университета не представляется возможным. Это связано с тем, что раскрывающиеся на орбите трансформируемые конструкции изменяют внешнюю геометрию космического аппарата, что мешает базированию НС во всех необходимых для экспериментов положениях на рабочем столе стенда. Кроме того, в большинстве случаев трансформируемые конструкции представляют собой достаточно хрупкие элементы конструкции аппарата (раскрывающиеся антенны, выносные устройства и т.д.), и существует риск их повреждения, поэтому оценка МЦИХ аппаратов в лётной конфигурации производится путём пересчёта из ранее определённых МЦИХ НС в транспортной конфигурации.

Блок пересчёта характеристик требует создания подробной 3D-модель наноспутника в САПР, имеющей встроенные численные алгоритмы расчёта МЦИХ. Входными данными для первого этапа данного блока являются МЦИХ НС в транспортной конфигурации, определённые ранее на стенде Самарского университета и МЦИХ трансформируемых конструкций НС в сложенном положении, определённые с помощью САПР. Пересчёт координат центра масс и составляющих тензора инерции НС осуществляется с помощью известных математических выражений. На втором этапе производится пересчёт полученных характеристик с использованием МЦИХ трансформируемых конструкций в лётной конфигурации, полученных алгоритмами САПР. Таким образом были определены МЦИХ опытного образца НС SamSat-ION в лётной конфигурации.

Заключение. В данной работе представлен комбинированный алгоритм определения МЦИХ НС в лётной конфигурации. Для опытного образца наноспутника SamSat-ION получена экспериментальная оценка координат

центра масс и составляющих тензора инерции в транспортной конфигурации. Затем с помощью предлагаемого алгоритма был произведён пересчёт полученных характеристик для лётной конфигурации. Полученные характеристики могут быть использованы для анализа движения НС SamSat-ION относительно его центра масс при решении целевых задач.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Литература

1. Olmedo N.A., Barczyk M., Lipsett M. Experimental determination of the inertial properties of small robotic systems using a torsion platform. Mech. Syst. Signal Process. 2019. V. 131. P. 71-96.
2. Белоконов И.В., Баринаева Е.В., Ивлиев А.В., Ключник В.Н., Тимбай И.А. Устройство для определения положения центра масс и моментов инерции объектов: патент РФ № 2698536; опубл. 28.08.2019; бюл. № 25.
3. Белоконов И.В., Баринаева Е.В., Ключник В.Н., Ивлиев А.В., Е.А. Болтов Технология и способ экспериментального определения масс-центровочных и инерционных характеристик наноспутников формата CUBESAT // Космическая техника и технологии. 2021. № 3(34). С. 83-95. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-3-83-95.