

ПРОЕКТ НАНОСПУТНИКА СГАУ SAMSAT-QB50 ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПАРАМЕТРОВ ТЕРМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ

Е.В. Шахматов, И.В. Белоконов, И.А. Тимбай, Е.В. Устюгов, А.А. Никитин, С.В. Шафран

Самарский государственный аэрокосмический университет им. ак. С.П. Королёва (Национальный исследовательский институт), Самара, Россия

Мониторинг геофизических полей является актуальной научной задачей. Особенно это касается термосферы Земли, состояние которой отражает природные и техногенные процессы, проходящие на Земле. Для построения трёхмерной нестационарной модели термосферы Земли необходимо проводить одномоментные измерения параметров в различных точках околоземного космического пространства в течение продолжительного интервала времени. С этой целью институтом гидродинамики фон Кармана (Бельгия) был предложен международный проект группировки наноспутников QB50 [1], в рамках которого планируется одновременный запуск 40 научных и 10 демонстрационных наноспутников (НС) стандарта CubeSat. Со стороны России в проекте QB50 принимает участие только кафедра космических исследований Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ). На каждом научном НС предполагается установка одного из трёх блоков стандартной измерительной аппаратуры: FIPEX, mNLP, INMS [2]. Массив научных измерений будет передаваться в центр управления полётом (ЦУП) разработчика НС во время регулярных сеансов связи и далее по сети Интернет транслироваться в единый дата-центр проекта QB50. После обработки всего массива информации будет построена трёхмерная нестационарная модель термосферы Земли. Все собранные в дата-центре измерения будут доступны для всех участников проекта.

Каждый из научных НС разрабатывается командой-участником проекта QB50 и имеет уникальный дизайн и конструкцию, однако обязательным является выполнение общих технических требований (ТТ) на проект QB50 System Requirements and Recommendations [3].

В докладе описывается проект НС СГАУ SamSat-QB50, находящийся в данный момент времени на этапе Critical Design Review (CDR). Внешний вид начальной конфигурации SamSat-QB50 приведён на рисунке 1. НС SamSat-QB50 по конструктивным параметрам соответствует стандарту CubeSat 2U. Бортовые системы SamSat-QB50 разделяются на обеспечивающие (служебные), научные и экспериментальные. Компонентная схема НС SamSat-QB50 приведена на рисунке 2.

Обеспечивающие системы выполняют функции управления наноспутником, обеспечения систем наноспутника энергией и связи с ЦУП: бортовой компьютер (БК), система энергоснабжения (СЭП), приёмопередатчик (ПП), а также корпусная часть. Обеспечивающие системы должны иметь коэффициент априорности и лётной верификации бортовых компонент НС (TRL индекс) не менее 7 для обеспечения требуемой надёжности миссии. Поэтому в качестве обеспечивающих систем использованы компоненты, имеющие уже лётную верификацию, а именно, БК – NanoMind A712D, СЭП – NanoPower P31U + NanoPower P110, ПП – TRXVU. СГАУ разработана оригинальная корпусная часть, отвечающая не только стандартным требованиям, но возможностью изменять свою геометрию после выхода на орбиту.

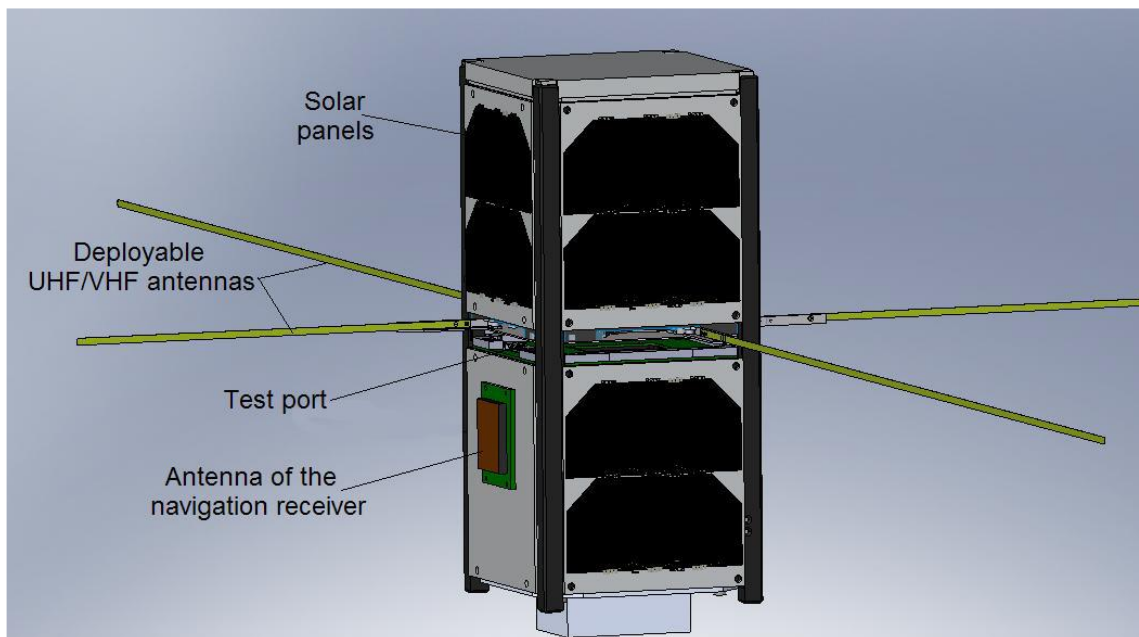


Рис. 1 – Внешний вид НС SamSat-QB50

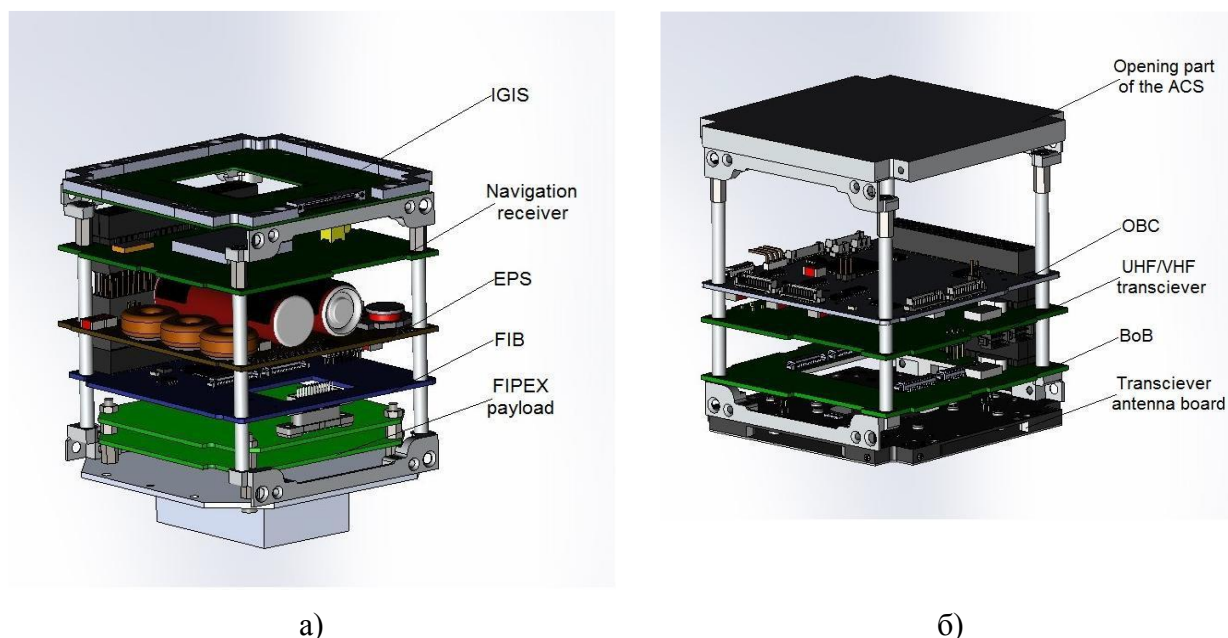


Рис. 2 – Компонентная схема НС SamSat-QB50
а) – первый блок; б) – второй блок

Научные бортовые системы предназначены для выполнения научной задачи, а именно мониторинг параметров термосферы. Для этого используется универсальный блок измерительной аппаратуры FIPEX, однако его дизайн и некоторые ТТ не позволяют подключить его напрямую к нашему БК. Поэтому была разработана специальная коммутационная плата FIB (FIPEX integration board), удовлетворяющая всем ТТ. Собранные измерительной аппаратурой информация хранится на FIB и при необходимости направляется на БК для передачи её в ЦУП.

К экспериментальным относятся системы, не прошедшие лётно-конструкторских испытания в космосе и имеющие индекс TRL 6 и ниже. Использование таких систем обусловлено в ряде случаев специфическими ограничениями со стороны ТТ, экономическими и временными ограничениями, а так же возможностями команды СГАУ. Эксперименталь-

ными системами в SamSat-QB50 являются система ориентации и стабилизации, навигационная система и приёмопередающая антенная система.

Из перечисленного ранее набора вариантов научной нагрузки была выбрана аппаратура FIPEX, что обусловлено её низкой массой (менее 0,2 кг) и пониженными требованиями по точности ориентации продольной оси спутника (аппаратуры FIPEX) по вектору набегающего потока (± 20).

Выбор пассивной системы ориентации, основывающейся на использовании восстанавливающего аэродинамического момента, обусловлено рядом причин: относительной простотой реализации; уменьшение времени на разработку и тестирование по сравнению с активной системой ориентации; необходимостью экономии расхода энергетике. Поэтому в процессе проектирования было принято оригинальное решение о создании восстанавливающего аэродинамического момента нужной величины за счёт трансформации конструкции спутника до формата CubeSat3U (фактически аэродинамического стабилизатора) и создания запаса статической устойчивости около 0,16 [4].

Моделирование показало, что ввиду неопределённости начальных условий отделения, в том числе погрешностей работы адаптера, необходимо установить демпфирующее устройство, в качестве которого были выбраны гистерезисные стержни. На рисунке 3 приведены графики плотности распределения максимального угла атаки в зависимости от характеристик нормального закона распределения величины начальной угловой скорости, приобретаемой спутником после выхода из контейнера-адаптера, при отсутствии демпфирования колебаний спутника и нулевом начальном угле атаки. Анализ результатов, приведённых на рис.3 показывает, что требуемое значение угла атаки можно получить только при малых начальных угловых скоростях движения спутника (менее 0,15 град/сек при вероятности 0,95).

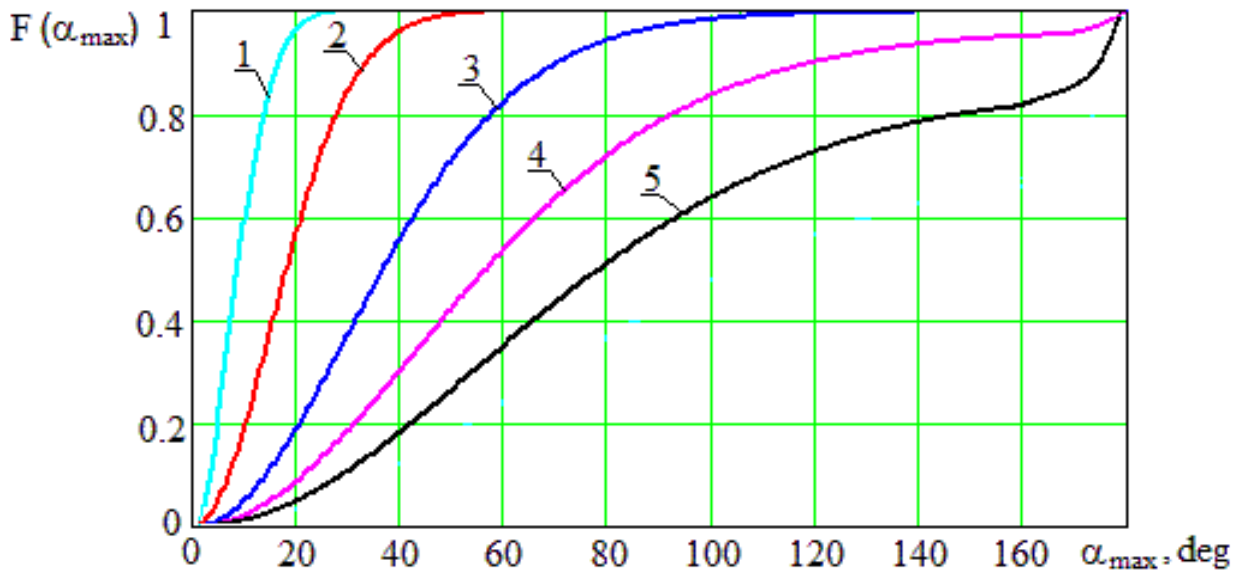


Рис. 3 – Зависимости плотности распределения максимального угла атаки от характеристик нормального закона распределения величины начальной угловой скорости, приобретаемой спутником после выхода из контейнера-адаптера

(1 - $3\sigma_{\omega_y} = 3\sigma_{\omega_z} = 0.15$ град/с, $3\sigma_{\omega_x} = 0.03$ град/с; 2 - $3\sigma_{\omega_y} = 3\sigma_{\omega_z} = 0.5$ град/с, $3\sigma_{\omega_x} = 0.1$ град/с; 3 - $3\sigma_{\omega_y} = 3\sigma_{\omega_z} = 1.0$ град/с, $3\sigma_{\omega_x} = 0.2$ град/с; 4 - $3\sigma_{\omega_y} = 3\sigma_{\omega_z} = 1.5$ град/с, $3\sigma_{\omega_x} = 0.3$ град/с; 5 - $3\sigma_{\omega_y} = 3\sigma_{\omega_z} = 2.0$ град/с, $3\sigma_{\omega_x} = 0.4$ град/с.)

На рисунке 4 приведены геометрические размеры НС SamSat-QB50 после трансформации конструкции.

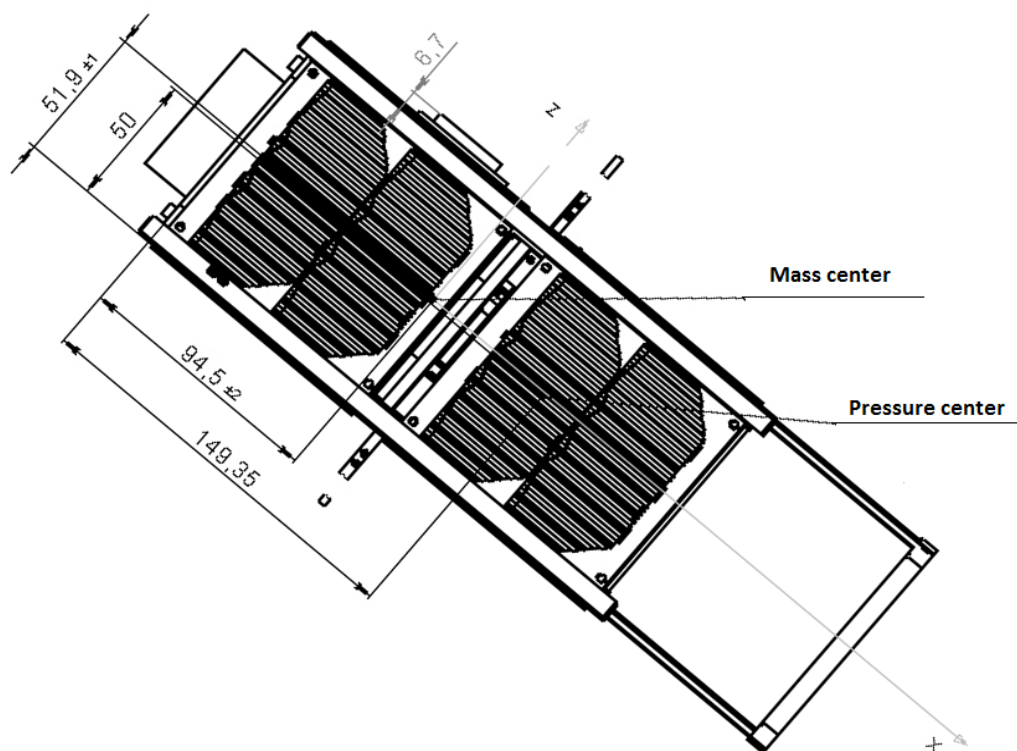


Рис. 4 – Вид НС SamSat-QB50 после трансформации

Предлагаемый подход к проектированию низкоорбитальных спутников, заключающегося в использовании трансформируемой конструкции для обеспечения аэродинамической стабилизации является перспективным и может быть использован на высотах полёта до 350 км.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 13-08-97015-р_поволжье_a.

Список использованных источников:

1. <https://www.qb50.eu/>
2. <https://www.qb50.eu/index.php/tech-docs/category/3-sensor-units>
3. *QB50 System Requirements and Recommendations, Issue 6, 9 July 2014*
4. *Selection of design parameters of aerodynamically stabilized nanosatellite for thermosphere research within the QB50 project / 5th European CubeSat Symposium, Book of Abstracts, 3-5 June 2013, Ecole Royale Militaire, VKI, Brussels./ I.Belokonov, L.Gluhova, D. Ivanov, A. Kramlikh, M. Ovchinnikov, I. Timbay, E. Ustiugov*