

УДК 629.78

РАСЧЁТ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА НАНОСПУТНИКА SAMSAT-218

Симаков С. П., Ломака И. А., Фадеенков П. В., Устюгов Е. В.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

В данной работе проводится исследование теплового режима наноспутника SamSat-218 при его движении по целевой орбите.

Конструкция наноспутника имеет форму параллелепипеда, образующегося в результате соединения между собой двух рам, двенадцати рёбер и панелей солнечных батарей. Силовые элементы конструкции, представленные рёбрами, выполнены из сплава Д16. Аппаратура наноспутника представляет собой набор электронных плат, подложка которых выполнена из текстолита.

При расчёте теплового режима использовались следующие данные:

- 1) высота полёта наноспутника $H = 510$ км;
- 2) орбита околокруговая, с малым эксцентриситетом;
- 3) на наноспутник в полёте действуют различные тепловые нагрузки.

Рассматривались два предельных случая движения наноспутника по орбите. В процессе полёта на него действуют различные по своей природе тепловые потоки. Тепловые нагрузки при орбитальном полёте также изменяются во времени по различным законам.

В первом случае орбита имеет теневой участок, на котором отсутствует тепловой поток от Солнца. Во втором случае орбита не имеет теневого участка, а солнечный тепловой поток не зависит от времени.

Схема полета наноспутника по заданной орбите для двух предельных случаев представлена на рисунке 1.

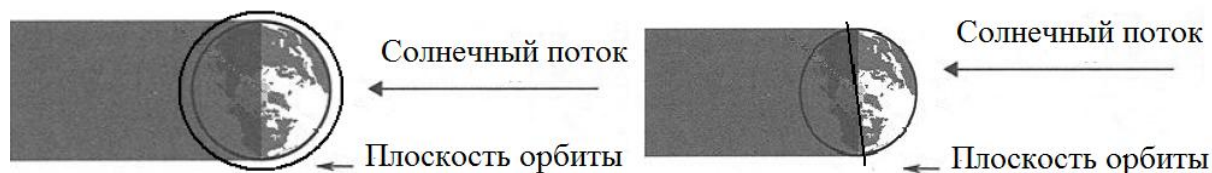


Рис. 1. Схемы орбитального полёта

Расчёт тепловых нагрузок выполнен по трёхмерной модели наноспутника SamSat-218. В конструкцию внесены следующие упрощения: убраны фаски отверстий крепления и контактирующих поверхностей; упрощены электронные платы, их сложная внутренняя конструкция представлена тонкой пластиной с усреднёнными характеристиками. Электронные компоненты на платах представлены примитивами: параллелепипедами и цилиндрами.

Моделирование производилось для нескольких витков на орбите.

Расчёт теплового состояния наноспутника проведён с использованием среды Simulation SolidWorks. Конечно-элементная модель наноспутника строится автоматически, нагрузка последовательно прикладывается по всем граням и компонентам наноспутника.

Результаты теплового расчёта для случая с теневым участком приведены на рисунке 2, для случая без теневого участка – на рисунке 3.

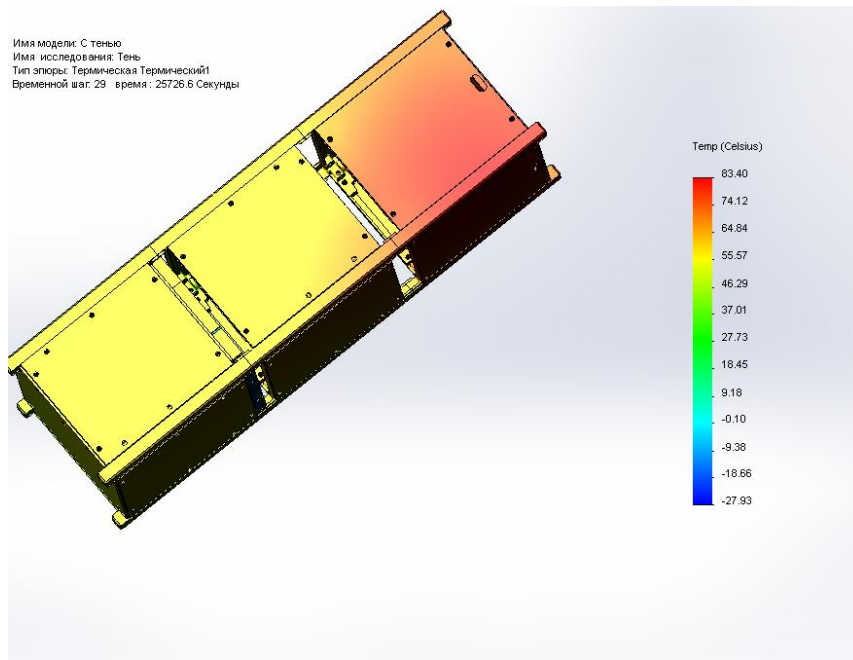


Рис. 2. Результаты теплового расчёта для случая с теневым участком орбиты

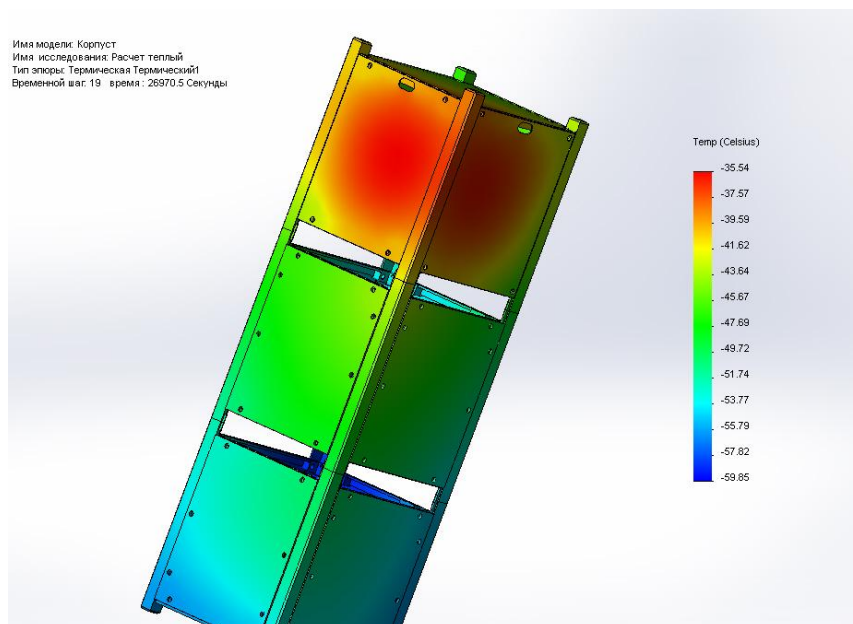


Рис. 3. Результаты теплового расчёта для случая без теневого участка орбиты

Анализируя рисунки 2, 3, можно сделать вывод, что случай с теневым участком орбиты наиболее пригоден для полёта, так как температуры на поверхности космического аппарата не выходят из пределов, установленных для космической техники.