РОБОТОТЕХНИКА
И МЕХАТРОНИКА

УДК 536.587

С. В. Исаенко
ЦНИИ робототехники и технической кибернетики,
г. Санкт-Петербург, Россия

КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНЫЙ ТЕПЛОВОЙ РАСЧЁТ РОБОТОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В статье рассмотрены результаты компьютерного моделирования тепловых режимов функционирования двухосной поворотной платформы на внешней поверхности международной космической станции (МКС), описана методика расчёта и проведён анализ изделия на соответствие требованиям, предъявляемым к космической технике.

Ключевые слова: космическая робототехника, тепловой расчёт, компьютерное моделирование, двухосная поворотная платформа.

S. V. Isaenko
Russian State Scientific Center for Robotics and Technical Cybernetics,
Saint-Petersburg, Russian Federation

FEM-ANALYSIS OF THERMAL STATES OF SPACE PURPOSED ROBOTIC SYSTEM

The article is devoted to the results of the simulation of FEM-model of biaxial rotating platform in different thermal conditions. The methodology of the computing and the analysis of accordance with requirements for space technics of such system is also described.

Key words: space robotics, thermal modeling, computer simulation, biaxial rotating platform.

Двухосная поворотная платформа (ДПП) предназначена для перемещения установленной на ней полезной нагрузки (ПН) по двум взаимно перпендикулярным осям с заданной скоростью и на заданный угол относительно МКС.

Тепловыделяющими элементами ДПП являются статоры электродвигателей и электронные компоненты, расположенные в блоках электроники. С целью обеспечения защиты ДПП от переохлаждения реализована автоматическая система обеспечения теплового режима (АСОТР), включающая в себя датчики температуры и 16 нагревательных элементов, расположенных на двигателях и радиаторах электронных компонентов. Корпус ДПП закрыт экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ).

Поскольку ДПП предназначена для установки на наружной поверхности международной космической станции (МКС), внешними источниками тепла являются Солнце и Земля. Тепловые потоки от внешних источников представлены в виде графиков падающих тепловых потоков с пяти сторон для трёх орбит МКС.

Постановка задачи

Целью теплового расчёта является проверка способности ДПП сохранять работоспособность при нахождении на наружной поверхности станции. ДПП считается соот-

© Исаенко С. В., 2015

ветствующей требованиям обеспечения теплового режима при одновременном выполнении следующих условий:

- температура электронных компонентов находится в диапазоне рабочих температур (от минус 60 до плюс 85 °С);
- температура электродвигателей находится в диапазоне рабочих температур (от минус 60 до плюс 120 °С);
- энергопотребление АСОТР не превышает номинального;
- температура тепловыделяющих элементов (силовых транзисторов, статоров электродвигателей и т.д.) не превышает допустимой.

Требования к тепловым режимам должны выполняться при любой комбинации внешних и внутренних факторов. К внешним факторам в данном случае относятся:

- тепловые потоки Земли и Солнца;
- полезная нагрузка.

К внутренним факторам относятся:

- тепловыделение статоров электродвигателей;
- тепловыделение микроэлектроники;
- тепловыделение силовых транзисторов плат приводов;
- АСОТР.

Логично предположить, что при соответствии требованиям теплового режима в случае с наибольшим тепловыделением и в случае с наименьшим тепловыделением тепловой режим будет соблюдаться и при любой другой комбинации внешних и внутренних факторов. Параметры системы, такие как характеристики ЭВТИ, коэффициенты теплопроводности и теплоёмкости материалов, должны приниматься неизменными для всех расчётных случаев.

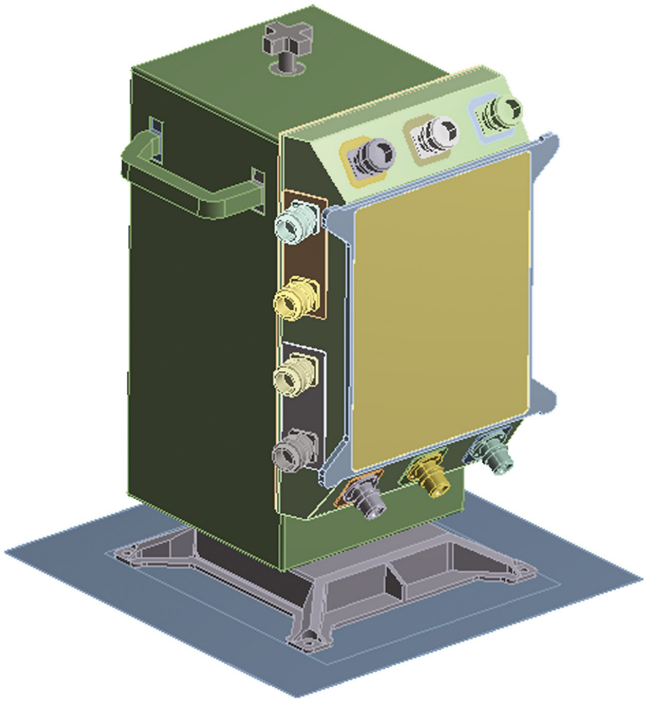

Рис. 1. Внешний вид ДПП

Исходными данными для теплового расчёта являются данные о входящих тепловых потоках на разных орбитах МКС. Всего выделяется три орбиты: со склонением плюс 75°, минус 75° и 0° относительно направления на Солнце. Для каждой орбиты предоставляются данные о распределении во времени тепловых потоков с нескольких направлений. Распределение носит циклический характер, период равен времени прохождения МКС одного витка вокруг Земли (приблизительно 1,5 ч). Орбиты со склонением плюс 75 и минус 75° являются близкими по суммарно получаемой тепловой энергии.

«Холодный» случай

Наиболее «холодным» принят случай, при котором выполняются следующие факторы:

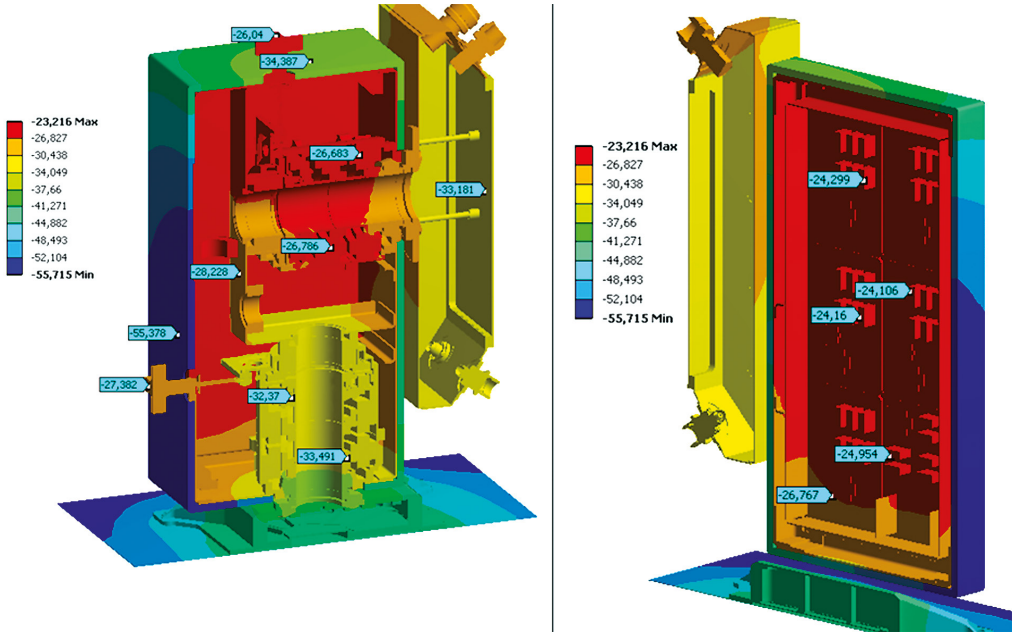

Рис. 2. Температура элементов ДПП в «холодном» случае

- МКС находится на орбите со склонением 0°;
- приводы выключены;
- полезная нагрузка оттягивает 10 Вт тепловой энергии;
- АСОТР функционирует в штатном режиме.

Подразумевается, что если в этом случае температура всех элементов системы не выйдет за пределы рабочего диапазона, ДПП не может выйти из строя из-за переохлаждения при любой комбинации факторов.

Расчёт показал, что при сколь угодно долгом нахождении ДПП на «холодной» орбите при подогреве двигателей и блоков электроники с помощью АСОТР температура не выйдет из рабочего диапазона.

В соответствии с рис. 2 температура двигателей ДПП находится в рабочем диапазоне и не достигает нижней границы рабочих температур (минус 60 °С). Температура электронных компонентов ДПП также находится

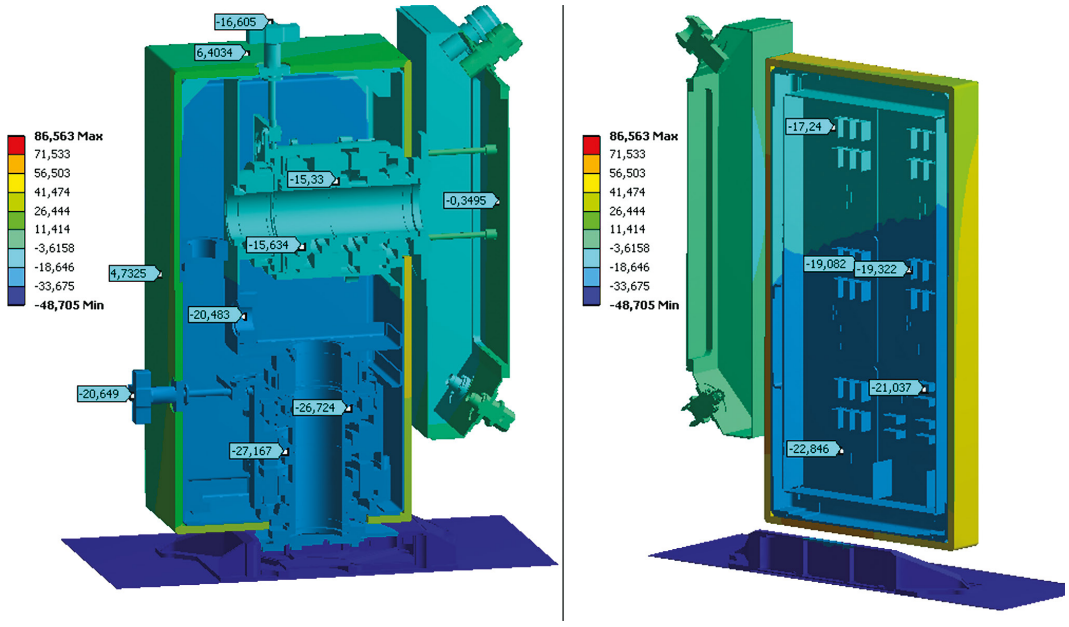

Рис. 3. Температура элементов ДПП в установившемся режиме на «горячей» орбите при выключенной ДПП

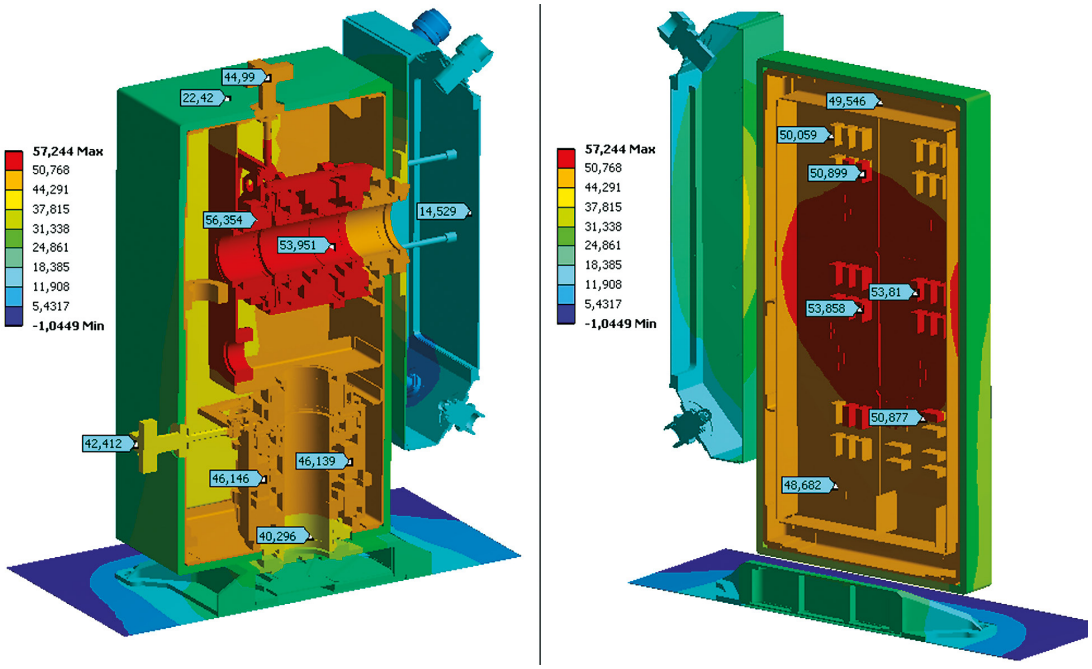

Рис. 2. Температура элементов ДПП в «холодном» случае

в рабочем диапазоне и не достигает нижней границы рабочих температур (минус 60 °С).

«Горячий» случай

Расчёт случая, при котором компоненты ДПП достигнут максимальной температуры, разбивается на 2 этапа. На первом определяется, способна ли ДПП непрерывно функционировать в течение 6 часов. На втором определяется начальная температура элементов ДПП для первого расчёта. Для обоих расчётов выбраны факторы, соответствующие наиболее «горячему» случаю:

- МКС находится на орбите склонением плюс 75°;
- ДПП получает тепловую энергию от полезной нагрузки;
- в качестве солнечных и земных тепловых потоков взято среднее интегральное значение от теплового потока, падающего на заданную поверхность за один виток.

Наиболее «горячий» случай работы обеспечивается при включении приводов ДПП после неопределённо долгого нахождения МКС на горячей орбите. Результатом расчёта является карта распределения температур по конструкции, к которым ДПП будет стремиться во время нахождения МКС на «горячей» орбите.

Начальной температурой для расчёта работы ДПП в течение 6 ч выбрана температура минус 20 °С как осреднённая температура на основных тепловыделяющих элементах – двигателях и электронных компонентах.

Расчёт теплового режима ДПП в «горячем» случае проведён со следующими начальными условиями:

- МКС находится на орбите со склонением плюс 75°;
- АСОТР выключен;
- начальная температура всех элементов конструкции равна минус 20 °С;
- электродвигатели, электромагнитные катушки механического тормоза и микроэлектроника работают (выделяют тепло) в течение 6 ч;
- ДПП получает 10 Вт тепловой энергии от ПН;
- коэффициент поглощения ЭВТИ равен 1;
- расчёт проведён для четырёх витков МКС вокруг Земли (~6 ч) с учётом цикличности тепловых потоков.

Расчёт показал, что ДПП обеспечивает возможность работы в любом режиме в течение 6 ч без превышения допустимых температур.

В соответствии с рис. 4 температура статоров не поднимается выше плюс 60 °С, что ниже допустимого максимума плюс 120 °С. Температура электронных компонентов ДПП также не поднимается выше плюс 55 °С, что ниже допустимого максимума плюс 85 °С.

Поскольку в качестве граничных условий для проведения данного расчёта был вы-

бран наиболее «горячий» случай, то ДПП обеспечивает возможность непрерывной работы в течение 6 ч на любой орбите при любом тепловом режиме работы ПН без перегрева приводов и электронных компонентов.

После продолжительной работы элементы ДПП разогреваются. Перед следующим продолжительным сеансом работы необходимо дождаться, пока температура электронных компонентов опустится до требуемой температуры. Чем дольше ДПП будет остывать, тем дольше сможет затем работать без перегрева.

Проведённый расчёт показал, что после шестичасового сеанса работы в наиболее «горячем» случае ДПП остывает до начального состояния за 30 ч.

Итак, тепловой расчет ДПП проведен с учетом вращения МКС вокруг Земли. Диапазон температур при работе манипулятора в течение сеанса КЭ составил от минус 26 до плюс 57 °С.

Указанные значения находятся в рабочем диапазоне температур комплектующих ДПП. Следовательно, принятые в ДПП конструктивные решения обеспечивают рабочий диапазон функционирования комплектующих, входящих в состав ДПП при всех режимах эксплуатации.

Исследования проведены при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России.

Библиографические ссылки

1. David G. Gilmore. Spacecraft thermal control handbook. (2nded.) The Aerospace Press, 2002.

Статья поступила в редакцию 20.04.2015 г.