

УДК 004.9:629.78

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ФОРМИРОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕПЛОВОЙ МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2013 Д.С. Куликов, А.А. Шатин, И.Г. Вельмисов

ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Описываются программные продукты для расчётов тепловых режимов космических аппаратов, приводятся их достоинства и недостатки. Предлагается использование комбинированного программного комплекса для формирования конструктивных элементов тепловой модели космического аппарата с учётом трудоёмкости построения такой модели.

Тепловой режим, моделирование, тепловое состояние КА, тепловые нагрузки, процессы теплопередачи, температурное поле, метод конечных элементов, импорт моделей, САД-пакет, язык параметрического моделирования.

В настоящее время для расчётов тепловых режимов космических аппаратов (КА) используются два основных программного продукта: отраслевой пакет ТЕРМ (Россия) и комплекс, основанный на использовании метода конечных элементов (МКЭ) ANSYS (США).

Пакет ТЕРМ является узконаправленным инструментом, который предназначен для моделирования теплового режима КА. Достоинствами пакета являются возможности:

- проведения моделирования для условий орбитального полёта вокруг Земли и других планет (Меркурия, Венеры, Марса и Луны) и полёта по межпланетной траектории;

- вычисление угловых коэффициентов, падающих на КА лучистых тепловых потоков от Солнца и планеты, температур расчётных узлов КА.

Основным недостатком пакета ТЕРМ является использование устаревших средств построения конструкции тепловой модели, заключающихся в создании геометрических примитивов путём ручного определения их размеров и ориентации в пространстве. Из этого следует вывод об отсутствии возможности импорта моделей из САД-пакетов.

Как следствие, в пакете ТЕРМ невозможно реализовывать сложные кон-

струкции, максимально приближённые к реальным конструкциям КА.

Программный комплекс ANSYS, основанный на использовании МКЭ, позволяет решать широкий спектр научных и инженерных задач, включая задачи, связанные с процессами теплопередачи (конвекция, теплопроводность и излучение). Основным достоинством данного комплекса для решаемой задачи является возможность получения температурных полей по элементам конструкции КА. В комплексе ANSYS реализован метод конечных элементов, что позволяет производить разбиение достаточно мелкой сеткой, учитывающей особенности геометрии. Термические сопротивления между конечными элементами рассчитываются автоматически.

Возможности импорта моделей из САД-пакетов, а также более широкие, чем в пакете ТЕРМ, возможности построения и доработки конструктивных элементов существуют в используемом универсальном комплексе ANSYS.

Недостатком ANSYS является отсутствие какого-либо модуля, позволяющего автоматически получать граничные условия в виде внешних тепловых потоков, действующих на КА во время его функционирования.

С учётом достоинств и недостатков каждого из программных продуктов возникла идея их совместного применения. Реализация данной идеи осуществлена путём написания программы на языке параметрического моделирования APDL программного комплекса ANSYS.

Программа работает с компонентами, созданными в пакете ANSYS, следующим образом: конвертирует наборы поверхностей, принадлежащие компонентам, во фрагменты пакета THERM. Для компонентов прописываются термооптические характеристики, их начальная температура и теплоёмкость.

Разработаны две модификации программы: конвертация поверхностей для случаев с достаточно крупными конструктивными элементами и конвертация конечных элементов для случаев, когда конструктивные элементы включают нелинейности или мелкие детали.

В результате запуска программа создаёт файл termans.mod, являющийся модельным файлом пакета THERM.

Возможности разработанной программы автоматизированного формирования элементов конструкции для пакета THERM покажем на примере рамы и солнечной батареи (БС) КА.

На рис. 1-3 показаны адаптированные модели элементов конструкции КА с развитой геометрией. Модели, состоящие из поверхностей, были построены в САД-системе КОМПАС.

После построения моделей в САД-системе КОМПАС они импортировались в программный комплекс ANSYS в формате IGES. Далее запускалась разработанная программа конвертации.

Результаты работы программы показаны на рис. 4.

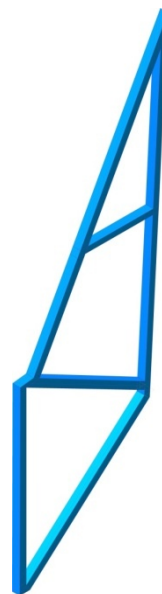


Рис. 1. Адаптированная геометрическая модель рамы БС КА

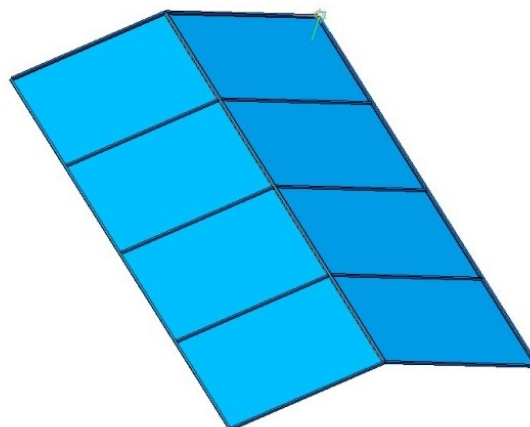


Рис. 2. Адаптированная геометрическая модель створки БС КА

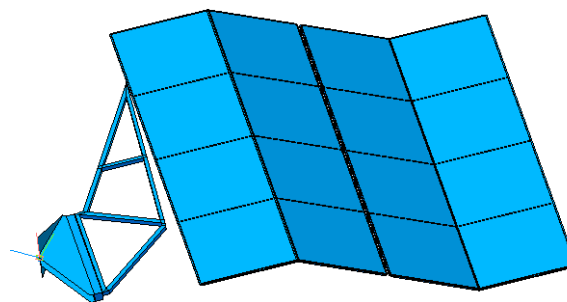
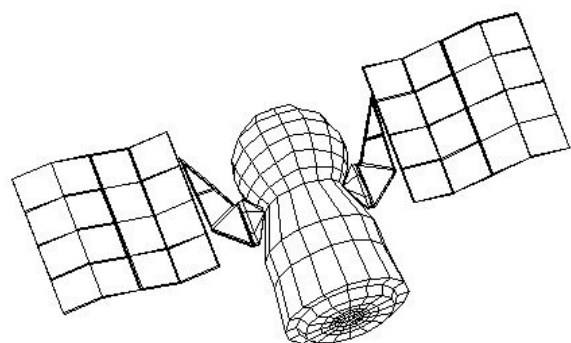
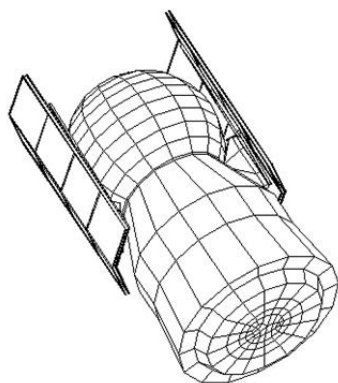


Рис. 3. Адаптированная геометрическая модель сборки (узел вращения, рама БС, 2 створки БС)



а



б

Рис. 4. Модель в пакете TЕРМ, полученная после запуска программы конвертации:
а – панели БС в раскрытом положении;
б – панели БС в уложенном положении

На примере рамы БС можно показать всю трудоёмкость процесса построения модели, если бы рама строилась инструментами пакета TЕРМ.

Рама БС, построенная в САД-пакете КОМПАС, состоит из 51 поверхности. Следовательно, в пакете TЕРМ

пришлось бы вручную создавать 51 примитив, задавая их размеры, а также ориентацию в пространстве. Учитывая тот факт, что вершины и грани соседних примитивов в раме должны совпадать, задача построения подобных моделей носит весьма трудоёмкий характер.

Таким образом, получен инструмент, позволяющий значительно экономить время за счёт увеличения скорости создания моделей.

Библиографический список

1. Залетаев, В. М. Расчёт теплообмена космического аппарата [Текст] / В.М. Залетаев. – М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.
2. Каплун, А. Б. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство [Текст] / А.Б. Каплун. – М.: Едиториал УРСС, 2003. – 272с.
3. Чигарёв, А.В. ANSYS для инженеров: Справочное пособие [Текст] / А.В. Чигарёв. – М.: Машиностроение, 2004. – 512 с.
4. Пакет программ TЕРМ. Методическое руководство. Внешние тепловые потоки, угловые коэффициенты, температурные поля [Текст] / ЦНИИМАШ, 2000. Кн. 1. – 24 с.
5. Моделирование тепловых полей сложной замкнутой структуры на борту исследовательской космической лаборатории [Текст] / Г.П. Аншаков, В.В. Бирюк, В.В. Васильев [и др.] // Вестник СГАУ. – 2006. – №1 (9). – С. 15-24.

AUTOMATED GENERATION OF STRUCTURAL MEMBERS OF A SPACECRAFT THERMAL MODEL

© 2013 D. S. Kulikov, A. A. Shatin, I. G. Velmisov

State Research & Production Space Centre “TsSKB-Progress”, Samara

The paper presents software for the calculation of temperature conditions of spacecraft, its advantages and disadvantages are discussed. The main idea is using combined software for the generation of structural members of a spacecraft thermal model taking into account the labor input of constructing such a model.

Temperature conditions, modeling, spacecraft, thermal state of spacecraft, heat input, heat transfer processes, temperature field, finite element method, model import, CAD, parameter design language.

Информация об авторах

Куликов Дмитрий Сергеевич, инженер-конструктор, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: системы обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Шатин Александр Анатольевич, начальник группы, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: системы обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Вельмисов Иван Геннадьевич, начальник группы, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: системы обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Kulikov Dmitry Sergeevich, design engineer, State Research & Production Space Centre “TsSKB-Progress”, Samara. Area of research: thermal control systems of spacecraft.

Shatin Alexander Anatoljevich, Head of Unit, State Research & Production Space Centre “TsSKB-Progress”, Samara. Area of research: thermal control systems of spacecraft.

Velmisov Ivan Gennadjevich, Head of Unit, State Research & Production Space Centre “TsSKB-Progress”, Samara. Area of research: thermal control systems of spacecraft.