doi: https://doi.org/10.15407/knit2017.06.051

УДК 629.78

С. И. Кушниренко, Ю. А. Кореннов

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днипро, Украина

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ ОПТИЧЕСКОЙ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Изложена методика расчета температурных деформаций конструкций из композиционных материалов, разработанная и апробированная в Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля». Предложенная методика основана на прикладном использовании пакета конечноэлементного анализа ANSYS Workbench для решения температурных и связанных с ними статических задач. Она дает возможность значительно сократить время на подготовку расчетной модели, не используя в расчете послойное моделирование композиционного материала. В статье также рассматривается способ распределения температурных полей по конструкции оптической полезной нагрузки космического аппарата «Січ-2М», позволяющий осуществлять переход и увязку между прикладными специализированными программами для расчета температурных режимов и определения напряженно-деформированного состояния конструкции.

Ключевые слова: композиционный материал, схема армирования, расчетная модель, температурные деформации, температурные нагрузки.

введение

Разработка орбитальных оптических приборов высокого разрешения часто требует от конструктора создания относительно легких конструкций, к которым выдвигаются высокие требования по обеспечению прочности, жесткости и температурных деформаций. Для сохранения необходимых параметров оптических систем и минимизации влияния факторов космического пространства на их работоспособность в конструкциях подобного типа, как правило, используют композиционные материалы.

В работе описываются особенности расчета температурных деформаций пространственной панельной конструкции оптической полезной нагрузки космического аппарата, изготовленной из композиционных материалов.

К основным проблемам, связанным с разработкой, расчетом и применением подобных конструкций, относятся следующее:

• сложность определения механических и физических характеристик композиционных материалов для различных схем армирования,

• трудность введения в расчетную схему клеевых соединений, а также определения механических и физических характеристик клея,

• неравномерность распределения температуры по конструкции,

• сложность обеспечения требуемых параметров температуры на удаленных друг от друга частях конструкции,

[©] С. И. КУШНИРЕНКО, Ю. А. КОРЕННОВ, 2017

• сложность определения расчетным путем смещений и углов разворота установочных поверхностей точных приборов.

В статье описываются варианты решения указанных проблем, а также влияние способа задания температуры по конструкции космического аппарата на температурные деформации посадочных поверхностей оптических приборов.

Предложенный подход, основанный на использовании конечноэлементного анализа, был успешно апробирован на этапе выпуска конструкторской документации при разработке оптической полезной нагрузки сканера высокой разрешающей способности (CBPC) космического аппарата «Січ-2М».

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью работы является анализ основных особенностей разработки расчетных моделей конструкций из композиционных материалов для расчета температурных деформаций и выработка подходов для решения подобных задач.

К основным задачам можно отнести следующее:

 определить основные требования, выдвигаемые к конструкциям космических аппаратов и оптической полезной нагрузки;

• определить проблемы, связанные с разработкой терморазмеростабильных конструкций;

• рассмотреть возможные пути решения выявленных проблем.

Требования, выдвигаемые к оптической полезной нагрузке, такие же, как и для других сложных технических систем, а их объем и содержание определяются назначением космического аппарата (KA) и выполнением его целевых функций.

К основным требованиям можно отнести следующее:

• требования по назначению,

• требования по живучести и стойкости к внешним воздействиям,

- требования по надежности,
- требования по эргономике,
- требования по эксплуатации, удобству технического обслуживания и ремонта,
 - требования по транспортабельности,
 - требования по безопасности,

- технологические требования,
- требования к конструкции и интерфейсам.

Перед проектантами и конструкторами стоит ряд сложнейших задач, которые требуют применения системного подхода для их решения. Одной из таких задач является обеспечение размерной стабильности конструкции при воздействии температурных нагрузок.

Процесс разработки расчетной модели конструкции можно разделить на два основных этапа: первый этап — стадия предварительного проектирования, второй этап — стадия окончательной разработки конструкции. Выбор и корректировка исходных параметров расчетной модели осуществляется на каждом из них.

Каждый этап делится на три основных части: построение расчетной модели, расчет и анализ полученных результатов. При невыполнении требований ТЗ корректируются исходные данные расчетной модели. При выполнении требований ТЗ осуществляется переход к следующему этапу разработки.

Стадии разработки расчетной модели отличаются степенью детализации разрабатываемой конструкции. Общий алгоритм процесса проектирования и расчета терморазмеростабильных конструкций из композиционных материалов приведен на рис. 1.

ВХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Входными параметрами для расчета температурных деформаций выступает следующее:

• геометрические параметры конструкции и отдельных ее элементов (габаритные размеры и конфигурация),

• материалы, используемые в конструкции,

• схемы армирования деталей из композитных материалов,

• механические и температурные характеристики монослоя композиционного материала,

• граничные условия и нагрузки.

Геометрическая модель. Оптическая полезная нагрузка представляет собой пространственную панельную конструкцию, силовая часть которой



Рис. 1. Блок-схема процесса проектирования терморазмеростабильных конструкций из КМ

состоит из сотовых панелей с углепластиковыми обшивками. В состав конструкции входят оптические элементы, к которым выдвигаются высокие требования по стабильности посадочных мест при заданном градиенте температур по корпусу. Линейные перемещения при воздействии температурных нагрузок должны составлять не более 10 мкм, а минимальные угловые повороты до 5". Геометрическая модель конструкции приведена на рис. 2. Схема расстановки точных приборов на конструкции приведена на рис. 3.

Используемые материалы. Физические свойства однонаправленного монослоя углепластика на ос-

нове углеродного волокна фирмы «Tenax» и различных типов связующего приведены в табл. 1.

Подготовка композиционных деталей к расчету. Обеспечение стабильности оптической части конструкции может достигаться путем выбора композиционного материала с необходимыми механическими и температурными характеристиками. Однако такой подход не всегда осуществим, так как очень часто необходимо обеспечить требуемые параметры конструкции, применяя выбранный на предыдущем этапе проектирования материал. В случае, если температурные характеристики выбранного материала не удов-

Модуль упругости, МПа			Коэффициент Пуассона			Модуль сдвига, МПа			Коэффициент температурного линейного расширения, °C ⁻¹		
E_X	E_Y	E_Z	μ_{XY}	μ_{YZ}	μ_{XZ}	G _{XY}	G _{YZ}	G_{XZ}	α_X	α_Y	α _Z
ЭДТ-69У											
175 460	9 615	9 615	0.282	0.436	0.282	4856	3350	4856	$-0.126 \cdot 10^{-6}$	30.91 · 10 ⁻⁶	30.91 · 10 ⁻⁶
Araldite											
175 240	10 019	10 019	0.282	0.408	0.282	5123	3557	5123	$-0.1 \cdot 10^{-6}$	30.91 · 10 ⁻⁶	30.91 · 10 ⁻⁶

Таблица 1. Характеристики монослоя углепластика на основе эпоксидной смолы ЭДТ-69У

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23. № 6

С. И. Кушниренко, Ю. А. Кореннов



Рис. 2. Геометрическая модель конструкции



Рис. 3. Схема расстановки точных приборов на конструкции сканера



Рис. 4. Расчетная конечноэлементная модель трубы из четырех частей



Рис. 5. Углепластиковый корпус







Рис. 7. Многослойный кубик с системами координат

летворяют требованиям конструкции по жесткости при температурном нагружении, можно пойти путем подбора оптимальных параметров композитного материала, изменяя его схему армирования.

На следующем этапе происходит подготовка и упрощение геометрической модели для расчета. Убираются фаски, сопряжения, мелкий крепеж.

Главной особенностью является доработка всех элементов из композиционных материалов с изменяющейся геометрией. Наиболее наглядно это можно продемонстрировать на примере трубы квадратного поперечного сечения: продольное направление схемы армирования (локальная ось X) остается постоянным, а перпендикулярные направления (локальные оси Y u Z) изменяются при изменении геометрии. Расчетная схема трубы, разделенной на четыре части, приведена на рис. 4. Аналогичное разделение деталей на части осуществлялось для всех углепластиковых элементов различных форм. Некоторые углепластиковые детали конструкции сканера приведены на рис. 5 и 6.

В данной работе представлена методика расчета конструкций из композиционных материалов, основанная на использовании приведенных характеристик многослойного пакета. Для их определения проводятся дополнительные расчеты, основанные на использовании расчетноэкспериментального метода:

 создается многослойный объемный элемент единичного размера, учитывающий схему армирования каждого слоя композитного материала, схема армирования задается локальными системами координат. Модель многослойного элемента представлена на рис. 7;

2) характеристики материала каждого слоя задаются такими же, как и для монослоя композита;

3) к этому элементу прикладывается единичная нагрузка (статическая или температурная), 1 Н или 1 К;

4) по результатам расчета определяются приведенные механические и температурные характеристики материала в зависимости от схемы армирования.

Параметрами оптимизации выступают углы армирования и расположение слоев композитного материала. В зависимости от углов армирования и расположения слоев определяются приведенные коэффициенты линейного температурного расширения многослойного пакета.

Критерием оптимального проектирования выступает показатель минимальных температурных деформаций посадочных мест под оптические приборы.

Для расчета коэффициента линейного расширения элемент подвергался действию на него некоторой температуры *t*. Приведенный коэффициент линейного расширения рассчитывался по формуле

$$\alpha = \frac{L - L_0}{L_0 t} ,$$

где L — полное удлинение элемента, L_0 — начальная длина элемента, t — единичная температура.

Приведенный выше алгоритм вычисления приведенных характеристик был реализован в виде макросов в программе ANSYS.

Результаты расчета приведенных характеристик одного варианта углепластика с учетом процентного содержания слоев различного направления приведены на рис. 8. Коэффициент *К* есть отношение количества слоев, расположенных под углом 0°, к количеству слоев, расположенных под углами $\pm 45^{\circ}$.

Для создания расчетной модели использовались объемные конечные элементы типа SOLID, преимущественно восьмиузловые гексаэдры. Для описания сложной геометрии в конструкции использовались 20-узловые гексаэдры и 10-узловые тетраэдры. Для создания конечноэлементной модели обшивок панелей, усиливающих уголков, и тонких окантовок, закрывающих вырезы в панелях, использовались оболочечные четырех- и трехузловые конечные элементы типа SHELL.

Конечноэлементная модель конструкции корпуса сканера высокой разрешающей способности на плите с приборами приведена на рис. 9.

Граничные условия. Для имитации реальных граничных условий расчет сканера высокой разрешающей способности на воздействие температурных нагрузок проводился совместно с корпусом блока полезной нагрузки.

Закрепление конструкции на случаи эксплуатации КА на орбите осуществлялось по поверхнос-



Рис. 8. Приведенные коэффициенты линейного температурного расширения углепластика со схемой армирования $0^{\circ}/\pm 45^{\circ}$



Рис. 9. Конечноэлементная модель конструкции

тям трех втулок базового зеркала. Перемещения внутренних поверхностей этих втулок ограничивались в трех перпендикулярных направлениях. Степени свободы остальной части конструкции соответствуют степеням свободы относительно штатного закрепления базового зеркала. Схема расположения втулок базового зеркала, по которым осуществляется закрепление конструкции, приведена на рис. 10.



Рис. 10. Схема расположения втулок для закрепления базового зеркала





Рис. 11. Разбивка панели на дискретные элементы

Методика задания температурных нагрузок. Исходными данными для расчета температурных деформаций конструкции корпуса СВРС во время полета КА являются среднемассовые температуры для следующих расчетных моментов времени:

• установившийся тепловой режим космического аппарата на 60-м витке (съемка для калибровки):

а) на 33-й минуте от начала витка,

б) на 43-й минуте от начала витка;

• включение бортовой аппаратуры для целевой съемки на 62-м витке:

а) на 33-й минуте от начала витка,

б) на 43-й минуте от начала витка.

Для расчета распределения температуры по конструкции задавалось поле температур и температурные перепады на дискретных элементах. Общий вид исходных данных для распределения температуры на примере панели корпуса приведены на рис. 11 и в табл. 2.

Расчеты проводились в пакете конечно-элементного анализа ANSYS Workbench, который позволяет задавать температурные нагрузки непосредственно к поверхностям каждого конструктивного элемента с помощью функции «Temperature». Кусочечное распределение температуры по панели для заданных исходных данных приведено на рис. 12. Такое распределение не соответствует реальному распределению температуры по конструкции, так как имеет ярко выраженные границы на стыках смежных элементов. Подобное искажение в способе задания исходных данных может привести к неправильным результатам расчетов, что повлияет на учет вклада величины температурной нестабильности при настройке оптической системы сканера. Для того чтобы избежать некорректных результатов, было предложено прикладывать температурные нагрузки используя инструмент «Convection». В данном случае «Convection» выступает как искусственный прием позволяющий создать перетекание температуры и «размазывание» ее на границах смежных элементов.

Инструмент «Convection» имеет две численные характеристики: температуру и коэффициент конвекции. Опции вкладки «Convection» приведены на рис. 13.

Таблица 2.	Распределение	температуры
по дискрет	ным элементам	

Наименование конструктивных элементов	Номера расчетных элементов	Расчетная температура <i>T</i> , °C
Внутренняя об- шивка	19	+18.19
Наружная об-	10	+18.20
шивка	11	+18.21
	12	+18.20
	13	+18.19
	14	+18.19
	15	+18.19
	16	+18.18
	17	+18.20
	18	+18.21











Для задания правильного распределения поля температур использовались данные табл. 2, а коэффициент конвекции подбирался итерационным путем. Критерием выбора оптимального коэффициента конвекции было получение заданных исходных температур на поверхности панели. Расчеты были проведены для пяти значений коэффициентов конвекции: $\alpha = 0.1, 1, 10,$ 100, 1000 Вт \cdot м⁻²K⁻¹. Полученные распределения температур по панели для разных значений коэффициентов приведены на рис. 14. Видно, что величина максимальной и минимальной температуры также зависит от коэффициента конвекции, так как при заданных величинах исходных температур ($T_{\text{max}} = 18.21$ °С и $T_{\text{min}} = 18.18$ °С) не всегда можно получить необходимые значения. Это утверждение можно наглядно продемонстрировать с помощью графиков зависимости



Рис. 14. Распределение температуры *T* для разных значений коэффициента конвекции: *a*, *б*, *в*, *г*, ∂ — для α = 0.1, 1, 10, 100, 1000 Вт · м⁻²K⁻¹ соответственно



Рис. 15. Зависимость максимальной (*a*) и минимальной (*б*) температуры *T* от величины коэффициента конвекции α: 1 — исходная температура, 2 — при конвекции



Рис. 16. Распределение температуры для витка калибровки: *а* — в момент начала съемки, *б* — в момент окончания съемки

полученной температуры от величины коэффициента конвекции (рис. 15). Из приведенных зависимостей следует, что значение T_{\min} реализуется для величин $\alpha = 10...100$ Вт · м⁻²K⁻¹, значение же T_{\max} реализуется только при величине $\alpha = 100$ Вт · м⁻²K⁻¹.

Таким образом, для расчета температурных деформаций конструкции поле температур может задаваться с помощью инструмента «Convection», где в качестве исходных данных принимаются среднемассовые температуры, полученные в результате расчета температурных полей по упрощенной конечноэлементной модели, приведенной на рис. 11, а также учитывается коэффициент $\alpha = 100 \text{ Bt} \cdot \text{M}^{-2} \text{K}^{-1}$.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ

Расчет температурных деформаций конструкции состоял в определении случайной и систематической составляющей температурной нестабильности посадочных поверхностей приборов и оптических элементов при эксплуатации космического аппарата (КА) на орбите. Случайная составляющая представляет собой температурные











деформации конструкции, возникающие вследствие нештатного выключения бортовой аппаратуры, и изменения установившегося теплового режима аппарата. Систематическая составляющая есть постоянно и характеризует температурные деформации конструкции, возникающие на протяжении периода целевой съемки определенного участка поверхности Земли. Для того чтобы расчитать эти значения, необходимо было провести расчеты для четырех моментов времени:

- виток калибровки, момент начала съемки,
- виток калибровки, момент окончания съемки,
- виток целевой съемки, момент начала съемки,

• виток целевой съемки, момент окончания съемки.

Для указанных моментов времени с учетом методики, изложенной выше, было построено распределение температуры по конструкции сканера и определены величины температурных деформаций оптических элементов конструкции.

Распределение температуры по конструкции для различных моментов времени приведено на рис. 16 и 17. Температурные деформации конструкции для различных моментов времени приведены на рис. 18 и 19.

УГЛОВЫЕ ПОВОРОТЫ ОПТИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Результатом расчета данной конструкции является определение перемещений и углов разворота установочных поверхностей точных приборов. В пакете конечноэлементного анализа ANSYS Workbench эту задачу можно решить несколькими способами. Первый способ состоит в том, что в местах установки (крепления) приборов создавались специальные точечные элементы, связанные с поверхностями установки приборов. По значениям этих перемещений вычисляются значения линейных смещений и углов поворота требуемых установочных поверхностей. Эти точечные элементы жестко соединяются с точками крепления прибора к конструкции. Виртуальный точечный элемент приведен на рис. 20.

Для определения смещений и угловых поворотов посадочных поверхностей приборов, требующих точной установки, в расчетную модель вводились пластины, шарнирно закрепленные в



Рис. 20. Специальный точечный элемент



Рис. 21. Вспомогательные элементы для определения перемещений и угловых поворотов точных элементов конструкции

точках крепления соответствующих приборов. Модуль упругости этих пластин, во избежание влияния их жесткости на температурные деформации, принимался на порядок ниже модуля упругости остальных материалов конструкции.

Зеркала и все точные приборы были представлены объемными элементами с массой и положением центра масс, соответствующими штатным. При расчете учитывалось штатное крепление зеркал к конструкции, осуществляемое через скользящие шарнирные опоры.

Таким образом, определение угловых и линейных поворотов точных приборов осуществлялось по вспомогательным плоским элементам, представленным в расчетной модели конечными элементами типа SHELL. Каждый узел SHELL-элемента имеет три поступательных и три вращательных степени свободы, что позволяет определять их линейные перемещения и угловые повороты. В центре каждой вспомогательной пластины создавалась виртуальная точка перемещения, и повороты которой характеризуют изменение характеристик оптической системы под действием температурных нагрузок на КА во время эксплуатации на орбите. Конфигурация вспомогательных элементов приведена на рис. 21.

выводы

Главными особенностями расчета конструкций КА являются специфические условия работы аппаратов в космосе, а также высокие требования по сохранению взаимного положения приборов под действием различных факторов окружающего пространства для получения снимков в высоком разрешении.

Выбор оптимальных параметров расчетных моделей терморазмеростабильных конструкций из композиционных материалов — это итерационный процесс. Корректировка исходных данных может происходить как на этапе разработки проектной документации, так и на этапе разработки конструкторской документации.

Обеспечение стабильности оптической части конструкции может достигаться путем выбора композиционного материала с необходимыми механическими и температурными характеристиками или путем выбора оптимальных параметров, зависящих от схемы армирования.

ЛИТЕРАТУРА

- 1. *Гущин В. Н.* Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
- Кореннов Ю. А. Шовкопляс Ю. А., Щудро А. П. Расчет интегральных характеристик многослойных композиционных материалов / Украинская конференция по космическим исследованиям: материалы 16 Украинской конференции по космическим исследованиям (22—27 августа 2016 г.). — Киев, 2016 г. — С. 109.
- Ever J. Barbero. Finite Element Analysis of Composite Materials Using ANSYS, CRC Press, Boca Raton, FL, 2014.
- 4. *Gasser F., Abdelal Nader Abuelfoutouh Ahmed H. Gad.* Finite Element Analysis for Satellite Structures. —Applications to Their Design, Manufacture and Testing, Egypt, 2013.
- 5. *Kent L.* Lawrence. ANSYS Workbench Tutorial Release 14, Schroff Development Corporation, 2012.
- 6. *Stolarski T., Nakasone Y., Yoshimoto S.* Engineering Analysis with ANSYS Software, Elsevier Butterworth-Heinemann, 2006.

Стаття надійшла до редакції 21.09.17

REFERENCES

- Gushchin V. N. Osnovi ustroistva kosmicheskih apparatov [Basics of spacecraft structures], 272 p. (Mashinostroenie, Moscov, 2003) [in Russian].
- Korennov Yu. A., Shovkoplias Yu. A., Shchudro A. P. Raschet integralnih harakteristik mnogosloinih kompositsionnih materialov [Solution of integral characteristics of multilayered composite materials]. 16th Ukrainian conference on space research: 16 Ukrainskaia konferentsia po kosmicheskim issledovaniam (22–27 Avgusta 2017 hoda) 16th Ukrainian conference on space research. (p. 109). Kiev (2016) [in Russian].
- Ever J. Barbero. Finite Element Analysis Of Composite Materials Using ANSYS, CRC Press, Boca Raton, FL, 2014.
- Gasser F. Abdelal Nader Abuelfoutouh Ahmed H. Gad. Finite Element Analysis for Satellite Structures, Applications to Their Design, Manufacture and Testing, Egypt, 2013.
- 5. *Kent L.* Lawrence. ANSYS Workbench Tutorial Release 14", Schroff Development Corporation, 2012.
- 6. Stolarski T., Nakasone Y., Yoshimoto S. Engineering Analysis with ANSYS Software, Elsevier Butterworth-Heinemann, 2006.

Received 21.09.17

С. І. Кушніренко, Ю. А. Кореннов

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ ТЕМПЕРАТУРНИХ ДЕФОРМАЦІЙ ОПТИЧНОГО КОРИСНОГО НАВАНТАЖЕННЯ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Викладено методику розрахунку температурних деформацій конструкцій із композиційних матеріалів, розроблену та апробовану в Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля». Запропонована методика основана на прикладному використанні пакета кінцевоелементного аналізу ANSYS Workbench для вирішення температурних та зв'язаних з ними статичних задач. Вона дає можливість значно скоротити час на підготовку розрахункової моделі, не використовуючи в розрахунках пошарове моделювання композиційного матеріалу. Розглядається також спосіб розподілу температурних полів по конструкції оптичного корисного навантаження космічного апарата «Січ-2М», що дозволяє здійснювати перехід та ув'язку між прикладними спеціалізованими програмами для розрахунку температурних режимів та визначення напружено-деформованого стану конструкції.

Ключові слова: композиційний матеріал, схема армування, розрахункова модель, температурні деформації, температурне навантаження.

S. I. Kushnirenko, Yu. A. Korennov

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

SPECIFIC FEATURES OF CALCULATION OF TEMPERATURE DEFORMATIONS OF OPTICAL PAYLOAD FROM COMPOSITE MATERIALS

This paper describes the method of calculation of temperature deformations of structural units from composite materials. The proposed method was developed and approved in SDO «Yuzhnoye». It is based on the applied use of ANSYS Workbench finite-element software for the solving of temperature and related static problems. This method gives a possibility of considerable saving the time to prepare a calculation model avoiding the each-layer modeling of composite materials in the analysis. The paper also describes the technique of temperature fields' distribution upon the unit of the optical payload of «Sich-2M» spacecraft. It allows executing a transition and a coupling between applied specific software for the calculation of temperature regimes and for the detection of the unit deflected mode.

Keywords: composite material, reinforcement scheme, solution model, temperature deformations, temperature loads.