
ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ И НАДЕЖНОСТЬ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ

УДК 621.396.96: 621.391.26

К. И. ДРАГУНОВ, И. Н. ОЛЕКСЕНКО, Е. Н. ФИЛИН,
Н. П. ЧЕРНЕЦКИЙ, В. И. ШУСТОВ

ВЛИЯНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ СОЛНЕЧНОГО НАГРЕВА НА СТАБИЛЬНОСТЬ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КАЛИБРОВОЧНОГО СЕТЧАТОГО СФЕРИЧЕСКОГО ОТРАЖАТЕЛЯ

Исследуется влияние неравномерности солнечного нагрева на искажение формы сетчатого сферического отражателя, используемого в качестве калибровочного объекта при испытаниях радиолокационных средств. Предложенный подход к решению рассматриваемой задачи основан на использовании метода конечных элементов. Приводятся результаты численных исследований.

Ключевые слова: калибровка радиолокационных средств, неравномерный нагрев, погрешность формы, сетчатый сферический отражатель, эффективная площадь рассеяния.

Введение. При проектировании сетчатого сферического отражателя, предназначенного для использования в качестве калибровочного объекта радиолокационного средства, необходимо учитывать влияние погрешности формы отражателя (отклонения от идеальной сферы) на его эффективную площадь рассеяния (ЭПР).

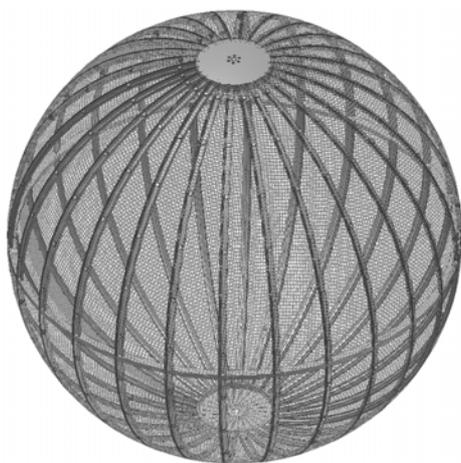


Рис. 1

На рис. 1 приведен пример сетчатого сферического калибровочного отражателя, представляющего собой объемную конструкцию, состоящую из ребер, обтянутых сетеполотном. В силу того что поверхность такой конструкции состоит из участков плоскостей или иных поверхностей, отличающихся от сферической, то погрешность формы реального отражателя будет определяться погрешностью пространственной аппроксимации сферы и случайной технологической составляющей погрешности. Кроме того, форма отражателя искажается вследствие неравномерности его поверхности и нестационарности во времени нагрева его конструкции, обусловленных орбитальным движением отражателя и изменением его ориентации относительно Солнца. Общее

среднее квадратическое отклонение (СКО) поверхности отражателя σ_{Σ} от идеальной сферы, которым принято характеризовать его качество, определяется следующим выражением:

$$\sigma_{\Sigma} = \sqrt{\sigma_{\text{ап}}^2 + \sigma_{\text{сл}}^2 + \sigma_{\text{с}}^2}, \quad (1)$$

где $\sigma_{\text{ап}}$ — СКО, обусловленное пространственной аппроксимацией поверхности отражателя; $\sigma_{\text{сл}}$ — случайная технологическая составляющая СКО; σ_c — СКО формы, обусловленное неравномерностью и нестационарностью нагрева поверхности отражателя Солнцем.

Погрешность аппроксимации $\sigma_{\text{ап}}$ может существенно влиять на флуктуации ЭПР отражателя. При равномерной сетке аппроксимации (например, в случае представления поверхности одинаковыми треугольными, пятиугольными или шестиугольными элементами) флуктуации ЭПР пренебрежимо малы. При меридианном разбиении поверхности (см. рис. 1) существуют две диаметрально противоположные области. На полюсах, где сходятся меридианы, ошибка аппроксимации минимальна, тогда как в районе экватора — максимальна.

Случайная составляющая погрешности $\sigma_{\text{сл}}$ является следствием технологических особенностей изготовления отражателя и не приводит к флуктуациям ЭПР при изменении его положения в пространстве. Составляющая σ_c существенно влияет на флуктуации ЭПР отражателя, что определяет необходимость учета данного фактора при выборе конструктивно-силовой схемы и конструкционных материалов отражателя.

Оценка температурных деформаций отражателя. Основным источником тепловой энергии, накапливаемой конструкцией отражателя в условиях космического пространства, является солнечное излучение. Нагрев (охлаждение) силовых элементов конструкции приводит к возникновению дополнительных температурных напряжений и деформаций, значения которых могут превышать критические, что ограничивает работоспособность конструкции.

Температурные поля в силовых элементах конструкции при движении отражателя по околоземной орбите могут носить как стационарный, так и нестационарный характер. Допущение о стационарности распределения температур в элементах конструкции справедливо только для частных случаев, поскольку изменение условий освещенности при движении отражателя по орбите приводит к перераспределению тепловых потоков как вне, так и внутри него. Однако если температура элементов конструкции изменяется сравнительно медленно, температурное поле можно считать стационарным.

Кроме того, нестационарные изменения температурного поля конструкции могут приводить к возникновению динамических эффектов. Термоупругие деформации, возникающие в результате нагревания конструкции, описываются соотношениями классической теории упругости, теории оболочек и термодинамическими соотношениями, которыми характеризуются процессы переноса тепла за счет теплопроводности в элементах конструкции при стационарном и нестационарном теплообмене посредством переизлучения энергии. Важнейшим следствием возникновения градиентов температуры в элементах конструкции является возникновение дополнительного поля напряжений. Анализ величин этих напряжений очень важен при проектировании и создании конструкций орбитальных объектов.

Для вычисления величин температурных напряжений, возникающих в процессе эксплуатации конструкции, используются традиционные расчетные методы, в частности, метод конечных элементов (МКЭ) [1]. Рассмотрим только особенности решения задач термоупругости в приложении к конструкции сетчатого отражателя. В предположении распределения температуры в элементах конструкции отражателя стационарным и заданным в системе уравнений МКЭ учитываются дополнительные деформации, возникающие вследствие нагрева, которые складываются с упругими деформациями

$$\sigma = \mathbf{D}(\epsilon_e - \epsilon_t), \quad (2)$$

где σ — вектор-столбец напряжений; \mathbf{D} — матрица жесткости; ϵ_e, ϵ_t — векторы-столбцы упругих и температурных деформаций соответственно.

Вектор ϵ_t имеет следующий вид:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_i = (\alpha_1 \Delta T, \alpha_2 \Delta T, \alpha_3 \Delta T, 0, 0, 0)^T, \quad (3)$$

где ΔT — приращение температуры элемента; α_i ($i \in \overline{1,3}$) — коэффициенты линейного температурного расширения ортотропного материала.

В соответствии с традиционной схемой МКЭ вектор \mathbf{q}_i дополнительных узловых усилий, обусловленных температурной нагрузкой и приведенных к узлам дискретной модели конструкции, будет определяться следующим выражением:

$$\mathbf{q}_i = \int_{\Omega} \mathbf{N}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon}_i d\Omega, \quad (4)$$

где \mathbf{N} — матрица функций формы; Ω — область пространства, в которой ищется решение.

По аналогичной формуле вычисляются и моменты в узлах, если при разработке математической модели конструкции используются элементы типа балок, пластинок и оболочек, дискретные модели которых предполагают наличие шести степеней свободы в каждом узле (три линейных перемещения и три угла поворота). Использование таких конечных элементов при расчете термоупругих деформаций конструкции отражателя особенно важно, поскольку характер температурных воздействий определяет возникновение не только сжимающих и растягивающих усилий в элементах конструкции, но и распределенных моментов, что в совокупности приводит к искажению начальной геометрии конструкции.

Важнейшим этапом в анализе термоупругого поведения объектов сложной структуры и формы является определение поля температур в силовых элементах конструкции. Найти распределение температур в конструкции и проанализировать тепловые потоки можно, решив систему уравнений, описывающих нестационарные процессы распределения тепла в элементах конструкции. При этом используются численные методы и феноменологические модели комбинированного теплообмена, а вычисления проводятся с использованием специализированных вычислительных программ.

На практике для решения подобных задач часто принимаются следующие допущения:

- 1) конструкция представляется совокупностью стержневых и плоских элементов, соединенных узлами;
- 2) положение элементов в системе координат, связанной с центром масс конструкции, не изменяется;
- 3) на конструкцию действует поток солнечного излучения, направление которого изменяется во времени;
- 4) элементы отражают, поглощают солнечное излучение и теряют энергию за счет собственного излучения;
- 5) характер отражения и испускания излучения диффузный;
- 6) радиоотражающее сетеполотно частично прозрачно для теплового излучения;
- 7) теплообмен конструкции нестационарный;
- 8) передача энергии осуществляется за счет теплопроводности и излучения;
- 9) распределение температуры в пределах поперечного сечения стержневых элементов и по толщине плоских элементов однородное;
- 10) тепловой контакт между элементами и узлами соединений идеальный;
- 11) теплофизические свойства материалов конструкции зависят от направления и температуры;
- 12) оптические свойства поверхностей зависят от температуры и длины волны излучения.

При анализе температурных полей сложных многоэлементных конструкций можно ограничиться некоторыми предельными случаями. Действительно, в процессе эксплуатации конструкции отражателя на орбите условия освещенности, т.е. ориентация конструкции относительно Солнца, могут непрерывно изменяться. Анализ всех возможных распределений

температур в силовых элементах сложной конструкции, которые приводят к изменениям геометрических параметров конструкции, возникновению дополнительных усилий и напряжений, является чрезвычайно сложной задачей. Поэтому возможно применение упрощенных подходов, сложившихся в традиционной практике проектирования конструкций летательных аппаратов аналогичного класса. С этой целью производится предварительный анализ режимов полета с оценкой возможных предельных значений температур и характера их распределения. Выбираются случаи, при которых возможно достижение наибольших напряжений в элементах конструкции и максимальное искажение ее геометрических характеристик. Для выбранных расчетных случаев проводится подробный тепловой расчет. Естественно, что такой подход к анализу температурного состояния конструкции в значительной степени опирается на интуицию проектировщика и зависит от накопленного опыта создания и эксплуатации объектов.

Как показывает анализ опубликованных результатов исследований состояния космических конструкций с трикотажным металлическим сетеполотном [2], максимальные перепады температуры в элементах таких конструкций составляют 100—200 К, а СКО формы рабочей отражающей поверхности составляет порядка 0,2 % характерного размера конструкции.

Результаты моделирования. Для оценки возможных перемещений при различном нагреве меридиональных ребер отражателя рассмотрена простейшая модель сетчатого отражателя диаметром 3 м (рис. 2).

Модель состоит из верхнего и нижнего меридиональных ребер, связанных со штангой (прямая AB на рис. 2). Для исключения движения системы как твердого тела в точке A запрещены перемещения во всех трех направлениях и поворот относительно оси штанги, а в точке B — перемещения в направлениях, перпендикулярных оси штанги. Верхний меридиан равномерно нагрет до 470 К, эта температура соответствует лучистому потоку солнечного излучения в 1400 Вт/м^2 и степени черноты поверхности меридианов порядка 0,5.

Нижний меридиан имеет температуру 90 К. Принимается, что средняя температура штанги равна 280 К. Определение напряженно-деформированного состояния рассматриваемой системы проведено методом конечных элементов с использованием пакета *MSC.Patran/Nastran*. Из анализа полученных результатов следует, что наибольшее перемещение составляет около 1 мм, что характерно для средней точки верхнего меридиана (рис. 2).

Заключение. Для сферического отражателя, представляющего собой объемную хаотично вращающуюся в космическом пространстве конструкцию, состоящую из ребер, обтянутых сетеполотном, можно с большой долей вероятности предположить, что распределение температурных полей в этом случае будет более равномерным, чем в рассмотренной модели, и максимальные отклонения не превысят 1 мм. Это позволяет заключить, что односторонний солнечный нагрев не приводит к значительным флуктуациям геометрической формы отражателя. Поэтому при отсутствии стабилизации пространственного положения поверхность сферической оболочки будет равномерно нагреваться или охлаждаться при переходе из света в тень, что приводит к изменению ЭПР, но поскольку периодичность этих процессов велика, изменения ЭПР воспринимаются как изменения среднего значения ЭПР от сеанса к сеансу.

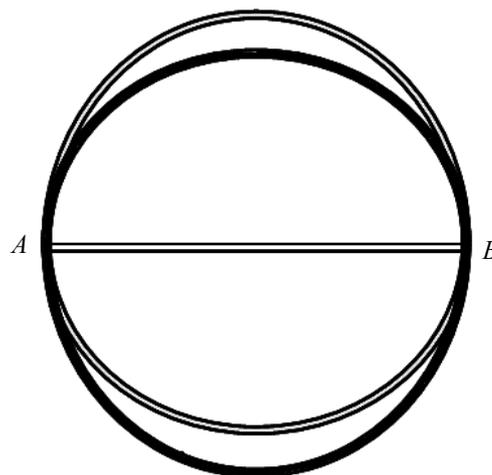


Рис. 2

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Зенкевич О.* Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975.
2. *Кисанов Ю. А., Фейзулла Н. М., Кудрявин Л. А., Заваруев В. А.* Материалы для отражающих поверхностей космических складных антенн. Антенны. М.: Радио и связь, 1981.

Сведения об авторах

- Константин Иванович Драгунов* — канд. техн. наук; Управление Главного управления вооружений ВС РФ, Москва; главный специалист-эксперт; E-mail: dragunovki@mail.ru
- Игорь Анатольевич Олексенко* — д-р техн. наук; Управление Главного управления вооружений ВС РФ, Москва; начальник отдела; E-mail: olekse89@rambler.ru
- Ефим Николаевич Филин* — канд. техн. наук, доцент; Научно-исследовательский центр 4 Центрального научно-исследовательского института МО РФ, Москва; заместитель начальника отдела; E-mail: efim1979@mail.ru
- Николай Петрович Чернецкий* — канд. техн. наук, доцент; Научно-исследовательский центр 4 Центрального научно-исследовательского института МО РФ, Москва; заместитель начальника отдела; E-mail: Nikolai-Chernecky@yandex.ru
- Владимир Иванович Шустов* — д-р техн. наук; Радиотехнический институт им. академика А. Л. Минца, Москва; генеральный директор

Рекомендована институтом

Поступила в редакцию
05.11.09 г.