

УДК 620.22-419.8

DOI 10.33113/mkmk.ras.2019.25.04.509_521.04

ВЛИЯНИЕ РАЗБРОСА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УГЛЕПЛАСТИКА НА ТЕМПЕРАТУРНУЮ ФОРМОСТАБИЛЬНОСТЬ ПАНЕЛИ ГЛАВНОГО ЗЕРКАЛА КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ «МИЛЛИМЕТРОН»

Филина Е.К.^{1,2}, Голубев Е.С.^{1,2}, Смирнов А.В.¹, Архипов М.Ю.¹, Ляховец А.О.¹¹*ФГБУН Физический институт им. П.Н. Лебедева РАН, Астрокосмический центр (АКЦ ФИАН), г. Москва, Россия*²*Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия*

АННОТАЦИЯ

Высокомодульный углепластик является одним из наиболее широко используемых материалов для изготовления прецизионных размеростабильных элементов конструкций космических телескопов. В частности, он применяется при создании панелей главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон». Для обеспечения уникальных характеристик телескопа обсерватории к точности отражающей поверхности панелей, а также к их температурной формостабильности в условиях работы при сверхнизких температурах (до 4,5 К) предъявляются очень высокие требования. Удовлетворить данные требования представляется возможным благодаря тому, что выбранный высокомодульный углепластик характеризуется сочетанием низкого коэффициента линейного термического расширения с высокой удельной жесткостью и низкой плотностью. Однако несмотря на уникальные физико-механические и теплофизические свойства материала, существует ряд факторов, связанных как с его природой, так и с технологическими особенностями, которые могут значительно ухудшить точность отражающей поверхности и температурную формостабильность панелей главного зеркала. Среди таких факторов особенно выделяется разброс физико-механических характеристик монослоя углепластика. В работе представлено исследование влияния разброса физико-механических характеристик монослоя углепластика на основные параметры температурной формостабильности панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон» (среднеквадратическое отклонение отражающей поверхности и фокусное расстояние), проведенное с помощью численного инженерного анализа методом конечных элементов. Приведено описание конструкции панели, представлены методы разработки и верификации ее математической модели, а также особенности обработки результатов расчета температурных деформаций. Результаты численного анализа позволяют утверждать, что созданная из углепластика конструкция панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон» обладает высокой температурной формостабильностью, а требования, предъявляемые к точности отражающей поверхности панелей в условиях эксплуатации, выполняются.

Ключевые слова: космическая обсерватория «Миллиметрон»; главное зеркало; рефлектор; температурная формостабильность; размеростабильность; углепластик; численный анализ; параболоид наилучшего соответствия

THE EFFECT OF THE VARIATION IN PHYSICAL AND MECHANICAL CFRP PROPERTIES ON THE PRIMARY MIRROR PERFORMANCE OF THE MILLIMETRON SPACE OBSERVATORY

Filina E.K.^{1,2}, Golubev E.S.^{1,2}, Smirnov A.V.¹, Arkhipov M.Y.¹, Lyakhovec A.O.¹
¹*Astro Space Center of P.N. Lebedev Physical Institute, Moscow, Russia*
²*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia*

ABSTRACT

High-modulus carbon fiber reinforced plastic (CFRP) is one of the most widely used materials for manufacturing of precision dimensionally stable structures for the space telescope design. For instance, it is used for the design of the primary mirror panels of the Millimetron space observatory. To ensure unique characteristics of the primary mirror, extremely high requirements for the accuracy of the reflecting surface of the panels, as well as for their thermal stability in operational conditions at ultra-low temperatures (up to 4.5 K) are set. It is possible to meet these requirements due to the fact that the selected high-modulus CFRP is characterized by a combination of low coefficient of linear thermal expansion with high specific stiffness and low density. However, despite the unique physical, mechanical and thermal properties of the material, there are number of factors caused by both CFRP nature and technological features that can significantly decrease the accuracy of the reflecting surface and the thermal stability of the primary mirror panels. The variation in physical and mechanical properties of the ply is particularly distinguished among these factors. The paper presents a study of the effect of variation in physical and mechanical properties of the ply on the main parameters of the thermal stability of the primary mirror panels (root-mean square of the reflecting surface and the focal length) of the Millimetron space observatory carried out on the basis of numerical engineering analysis via the finite element method. The panel design is described, the methods of the development and verification of its mathematical model, the features of postprocessing the results of temperature deformations analysis are presented. The results of the numerical analysis allow to conclude that the primary mirror panels of the Millimetron space observatory have a high thermal stability and the requirements for the accuracy of the reflecting surface of the panels under operational conditions are met.

Keywords: Millimetron space observatory; primary mirror; reflector; thermal stability; dimensional stability; carbon fiber reinforced plastic; numerical analysis; best-fit paraboloid

ВВЕДЕНИЕ

Температурная формостабильность на протяжении многих лет является «краеугольным камнем» при создании размеростабильных высокоточных космических конструкций: платформ для размещения научной аппаратуры [1], корпусов оптических элементов или приборов [2,3], оптических элементов телескопов (зеркал, диафрагм, бленд) [4-7]. При этом следует отметить, что перепад рабочих температур обозначенных изделий может достигать не одну сотню градусов [8-10], делая задачу поиска материалов для размеростабильных конструкций особенно сложной и актуальной.

Основными критериями при выборе материалов для космических конструкций являются низкий коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) и высокая удельная жесткость [11,12]. Углепластик по обозначенным критериям считается одним из перспективных материалов, способных, на первый взгляд, обеспечить решение задачи температурной формостабильности конструкции [13-15]. Однако физико-механические характеристики монослоя углепластика подвержены разбросу, что в значительной степени может повлиять на температурную формостабильность конструкции, основой которой он является [16,17]. Таким образом, анализ влияния разброса физико-механических характеристик материала на температурную

формостабильность конструкции – одна из первостепенных задач проектирования высокоточных космических изделий, работающих при существенных перепадах температур.

На рис.1 представлена структурная схема для решения обозначенной выше задачи в рамках анализа влияния разброса физико-механических характеристик монослоя на температурную формостабильность зеркала или отдельной панели составного зеркала параболической формы. Структурная схема может быть использована и для анализа температурной формостабильности зеркал других форм, например, сферических, гиперболических, плоских и сложной формы. Схема была верифицирована и использована при исследовании влияния разброса физико-механических характеристик монослоя углепластика на основе высокомодульного волокна M55J и цианат-эфирного связующего НИИКАМ-РС на температурную формостабильность панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметр» [18-20].

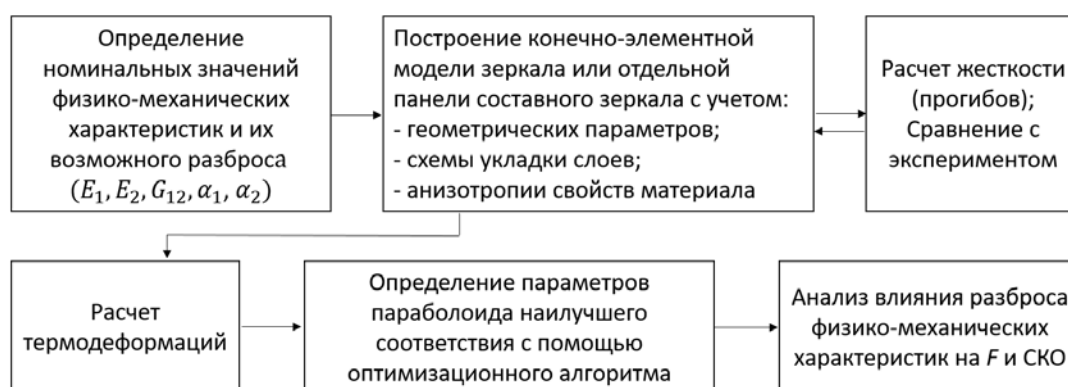


Рис.1. Структурная схема анализа влияния разброса физико-механических характеристик монослоя на температурную формостабильность зеркала или панели составного зеркала параболической формы.

Главное зеркало космической обсерватории «Миллиметр» апертурой 10 м состоит из 24 панелей стационарного центрального зеркала апертурой 3 м и 72 панелей трансформируемых лепестков. Панели образуют единый параболоид вращения с фокусным расстоянием 2400 мм. Основным требованием к главному зеркалу является обеспечение точности отражающей поверхности: суммарное среднеквадратическое отклонение (СКО) должно составлять не более 10 мкм при температуре эксплуатации до 4,5 К. В качестве объекта исследования в работе рассмотрена панель с наибольшей кривизной (ближайшая к центру параболоида), поскольку именно она подвержена наибольшим термдеформациям отражающей поверхности (рис.2).

Панель представляет собой трехслойную конструкцию, состоящую из отражающей обшивки параболической формы, подкрепляющих ребер и тыльной обшивки (рис.2а). Данные элементы выполнены из углепластика M55J/НИИКАМ-РС и соединены между собой криостойким клеем ЭПК-1 с наполнителем из нитрида бора. Толщины рабочей и тыльной обшивок составляют 2 мм и 1 мм соответственно, схема укладки слоев обшивок: $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_{nsym}$. Толщина подкрепляющих ребер равна 0,5 мм, схема укладки слоев: $[0^\circ/90^\circ]_{2sym}$.

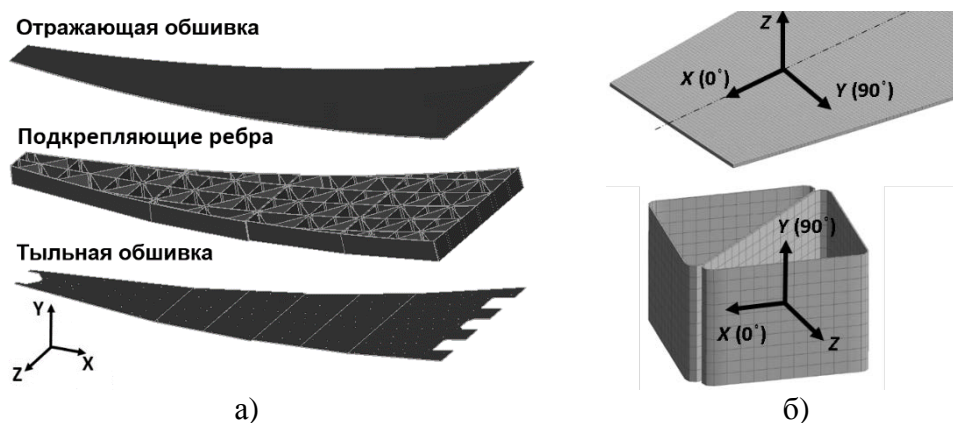


Рис.2. Конструкция панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон»: а – составные части; б – направление осей анизотропии материала.

При существенном изменении температуры (более 100°C) в многослойном углепластике поперек волокон развиваются микротрещины [21]. Это обусловлено высокой разницей в значениях продольного и поперечного КЛТР монослоя, а также в значениях прочности на растяжение волокна и связующего. Микротрещины приводят к снижению модуля упругости монослоя поперек волокон и модуля сдвига, поэтому в данной работе значения этих характеристик варьируются в диапазоне от номинального до уменьшенного в 5 раз, а значение продольного модуля упругости монослоя принято неизменным. Одновременно с этим анализируется влияние на температурную формостабильность панели разброса ключевых физико-механических характеристик – продольного и поперечного КЛТР монослоя в диапазоне возможных значений. Номинальные физико-механические характеристики монослоя углепластика М55J/НИИКАМ-РС, а также их возможный разброс приведены в табл.1.

Таблица 1.

| Физико-механические характеристики | Размерность | Номинальное значение | Диапазон разброса |
|---|---------------|----------------------|-------------------|
| Модуль упругости вдоль волокон, E_1 | ГПа | 305 | - |
| Модуль упругости поперек волокон, E_2 | ГПа | 5 | 1 ÷ 5 |
| Модуль сдвига, G_{12} | ГПа | 5 | 1 ÷ 5 |
| Коэффициент Пуассона, ν_{12} | - | 0,3 | - |
| КЛТР вдоль волокон, $\overline{\alpha_1}$ (средний в диапазоне температур от $+20^{\circ}\text{C}$ до -269°C) | 10^{-6} 1/К | -0,33 | -1,1 ÷ -0,1 |
| КЛТР поперек волокон, $\overline{\alpha_2}$ (средний в диапазоне температур от $+20^{\circ}\text{C}$ до -269°C) | 10^{-6} 1/К | 25 | 20 ÷ 50 |

Для построения математической модели панели используется метод конечных элементов в среде численного инженерного анализа «Ansys Mechanical». Разработана конечно-элементная модель панели, состоящая из многослойных объемных конечных элементов типа SOLID185 [22]. Конечный элемент SOLID185 сочетает свойства объемных конечных элементов первого порядка и многослойных двумерных конечных элементов, что позволяет учитывать высокий трансверсальный (вдоль толщины пакета, рис.2б) КЛТР обшивок и подкрепляющих ребер и схему укладки слоев соответственно. Для верификации конечно-элементной модели панели использованы результаты экспериментального определения ее жесткости по схеме, представленной на рис.3.

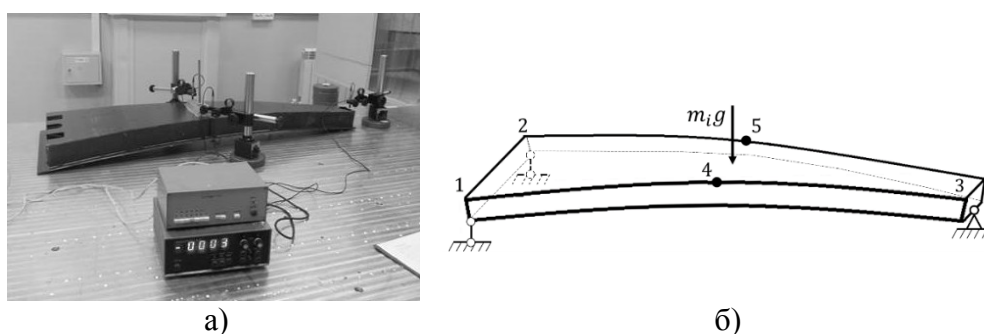


Рис.3. Определение жесткости панели: а – фотография экспериментального стенда; б – схема опирания и нагружения панели

Оценка жесткости панели проводится по критерию податливости. Панель опирается на шаровые опоры в точках 1 и 2, а в точке 3 зафиксирована в боковом направлении (рис.3б). В процессе испытаний в двух точках (4 и 5) измеряются прогибы панели под действием груза массой m_i , который расположен по центру тыльной обшивки. Податливость K_y рассчитывается по среднему значению измеренных прогибов при разных уровнях нагружения в соответствии с выражением (1):

$$K_y = \frac{w_{cp}(\overline{w_4}, \overline{w_5})}{m_i g}, [\text{мкм/Н}] \quad (1)$$

где m_i – масса груза, кг; $\overline{w_4}, \overline{w_5}$ – результаты измерения прогибов панели в точках 4 и 5, мкм; w_{cp} – среднее значение измеренных прогибов панели, мкм.

Согласно результатам эксперимента, податливость панели составляет 0,99 мкм/Н, согласно результатам расчета при номинальных значениях физико-механических характеристик монослоя – 0,92 мкм/Н. Таким образом, относительная погрешность определения прогибов панели численным моделированием для номинальных значений физико-механических характеристик составляет 7,6%.

На рисунке 4 представлена зависимость податливости панели от значений поперечного модуля упругости и модуля сдвига монослоя. Экспериментально определенная податливость панели достигается при значениях модуля сдвига монослоя, лежащих в диапазоне 3,5-4,0 ГПа, при этом поперечный модуль упругости варьируется в пределах 1-5 ГПа. Следовательно, податливость панели может быть представлена как функция двух переменных:

$$K_y = f(E_2, G_{12}). \quad (2)$$

Для дальнейшего анализа влияния разброса этих величин на температурную формостабильность панели выбраны точки 1 и 2, соответствующие нижней и верхней границам множества возможных значений поперечного модуля упругости и модуля сдвига монослоя (рис.4).

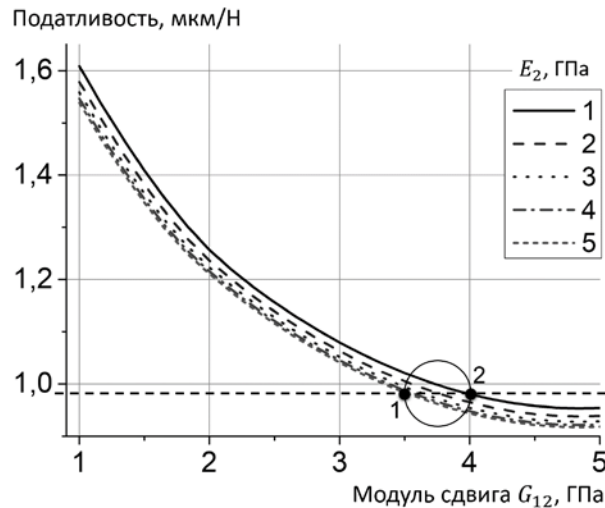


Рис.4. Зависимость жесткости панели от упругих характеристик монослоя.

Температурная формостабильность панели определяется по результатам моделирования термодеоформаций. Граничным условием при этом является статически определимое опирание, нагрузкой – перепад температур от плюс 20°C до минус 269°C. В качестве параметров количественной оценки температурной формостабильности отражающей поверхности панели используются изменение ее фокусного расстояния F и СКО относительно параболоида наилучшего соответствия [23,24]. СКО отражающей поверхности панели определяется по формуле (3):

$$СКО = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \Delta x_i^2}{N}}, \quad (3)$$

где Δx_i – перемещение i -того узла отражающей поверхности панели по нормали к параболоиду наилучшего соответствия, мкм; N – количество узлов конечно-элементной модели на отражающей поверхности панели.

При анализе температурной формостабильности зеркал общепринято рассматривать перемещения узлов отражающей поверхности по нормали к отражающей поверхности зеркала. В этом случае узловые перемещения конечно-элементной модели, полученные в глобальной системе координат, необходимо преобразовать в перемещения, связанные с локальной системой координат каждого узла поверхности. Узловые перемещения могут содержать две составляющие: перемещения конструкции от упругих деформаций и как твердого тела. Для исключения влияния перемещений как твердого тела на результаты моделирования использовался метод определения отклонений относительно параболоида наилучшего соответствия [25,26].

Определение параметров параболоида наилучшего соответствия (в общем случае это 7 параметров: фокусное расстояние параболоида, 3 компонента

вектора линейного перемещения и 3 компонента матрицы поворота) реализуется при решении оптимизационной задачи, в качестве целевой функции которой выступает критерий минимального СКО отражающей поверхности панели. Для определения температурной формостабильности в виде термдеформационных отклонений отражающей поверхности панели по нормали к параболоиду наилучшего соответствия применялась вспомогательная программа на основе алгоритма Левенберга-Марквардта [27,28], интегрированная в программный комплекс «Ansys» средствами пользовательского программирования [29].

В результате анализа термдеформаций панели получены зависимости СКО и фокусного расстояния отражающей поверхности от изменения поперечного модуля упругости и модуля сдвига монослоя в диапазоне возможных значений (рис.5а). Если принять во внимание результаты измерения жесткости панели, то возможный разброс параметров температурной формостабильности ограничится областью между точками 1-1'-2-2'. Например, снижение поперечного модуля упругости монослоя в 5 раз при постоянном значении модуля сдвига монослоя приводит к уменьшению фокусного расстояния на 1,4 мм и СКО на 1,1 мкм (разница значений между точками 1-1' на рис.5а).

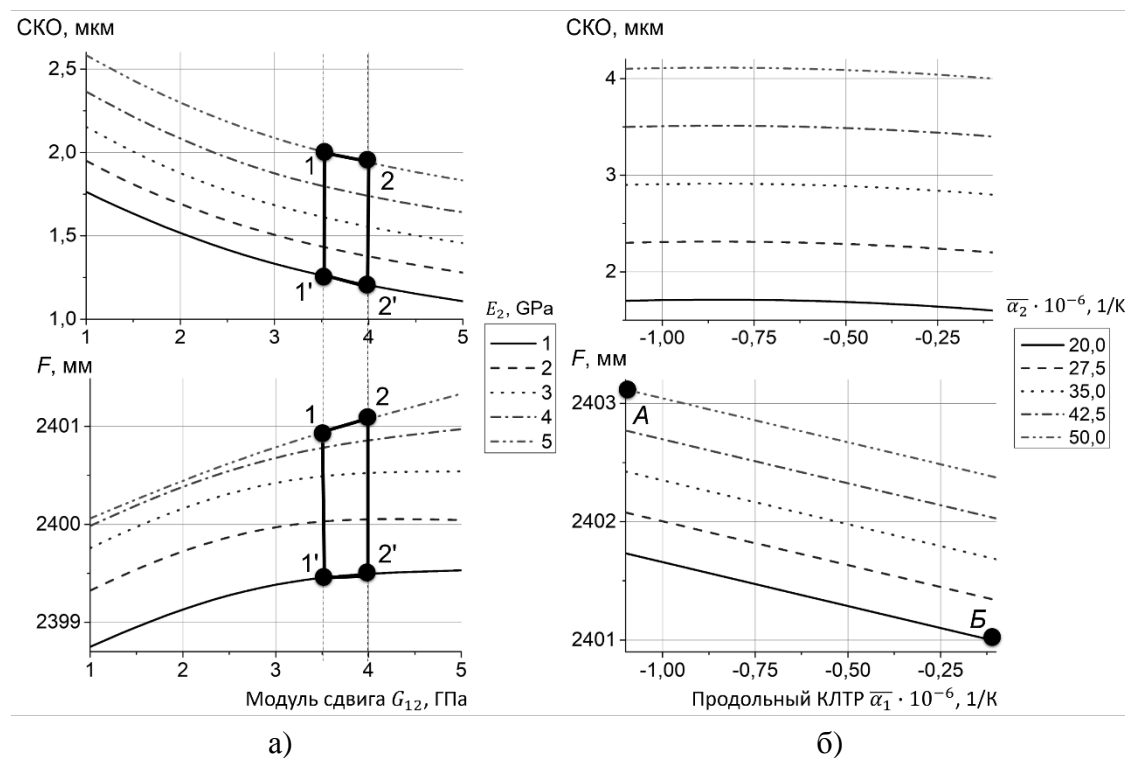


Рис.5. Зависимость параметров температурной формостабильности панели от изменения физико-механических характеристик монослоя: а) – модуля сдвига и поперечного модуля упругости, б) – продольного и поперечного КЛТР.

Результаты анализа влияния продольного и поперечного КЛТР монослоя на параметры температурной формостабильности панели представлены на рис.5б. Чувствительность фокусного расстояния одинакова к разбросу как продольного, так и поперечного КЛТР монослоя. Однако чувствительность СКО отражающей поверхности панели к разбросу поперечного КЛТР значительно выше, чем продольного. Это обусловлено тем, что поперечный КЛТР монослоя

определяет трансверсальный КЛТР α_z подкрепляющих ребер панели, значение которого на порядок выше значения продольного КЛТР в плоскости отражающей обшивки α_x . Вследствие этого при высоком перепаде температур в отражающей обшивке возникает изгибающий момент по контуру подкрепления ребрами, который вызывает локальные прогибы и ухудшает СКО отражающей поверхности панели (рис.6).

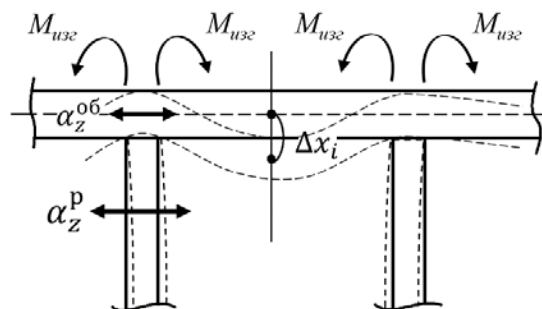


Рис.6. Схема возникновения локальных прогибов отражающей обшивки панели.

На рис.7 представлены карты термодформаций отражающей поверхности панели по нормали к параболоиду наилучшего соответствия и вдоль оптической оси зеркала OY (рис.2) для значений поперечного и продольного КЛТР монослоя, которым соответствуют наихудшие и наилучшие (точки A и B соответственно на рис.5б) параметры температурной формостабильности.

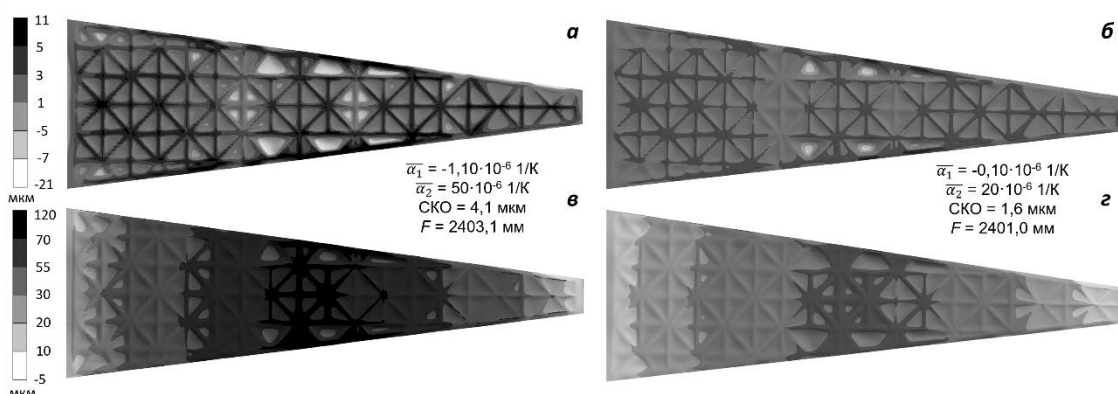


Рис.7. Карта термодформаций отражающей поверхности панели по нормали к параболоиду наилучшего соответствия (а,б) и вдоль оси OY (в,г) для наихудших (слева) и наилучших (справа) параметров температурной формостабильности.

Несмотря на широкий диапазон варьирования значений КЛТР монослоя, СКО отражающей поверхности панели увеличилось на 2,5 мкм, а фокусное расстояние – на 2,1 мм. Согласно результатам моделирования, СКО отражающей поверхности панели в расчетном случае, соответствующем наихудшим параметрам температурной формостабильности, составляет 4,1 мкм (рис.7а,в). Учитывая, что суммарное СКО главного зеркала при температуре эксплуатации не должно превышать 10 мкм, можно сделать вывод о том, что выбранный материал и конструкция панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметр» обеспечивают необходимую температурную формостабильность панели и точность отражающей поверхности главного зеркала.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлена параметрическая математическая модель панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон», позволяющая анализировать влияние разброса физико-механических характеристик монослоя углепластика на температурную формостабильность зеркала. Для определения параметров температурной формостабильности параболического зеркала относительно параболоида наилучшего соответствия (в терминах СКО и изменения фокусного расстояния) разработано и интегрировано в среду «Ansys Mechanical» специальное программное обеспечение. В дальнейшем разработанные модель и метод обработки результатов расчёта могут быть использованы для анализа влияния погрешности укладки слоев на температурную формостабильность панели.

Результаты исследования подтверждают значительное влияние разброса физико-механических характеристик углепластика на основные параметры температурной формостабильности панели главного зеркала – СКО отражающей поверхности и фокусное расстояние панели. Однако даже для комбинации значений физико-механических характеристик углепластика М55J/НИИКАМ-РС, которой соответствуют наихудшие значения параметров температурной формостабильности, требование к точности отражающей поверхности панели главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон» при охлаждении до рабочих температур (до 4,5 К) обеспечивается, что доказывает высокую температурную формостабильность панелей при температуре эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кондратьев А.В., Кириченко В.В., Харченко М.Е. *Проектирование форморазмеростабильных структур из полимерных композиционных материалов для конструкций космического назначения // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов.* – 2014. – №1. – С.7-14.
2. Биткин В.Е. и др. *Проектирование размеростабильной несущей конструкции корпуса оптикоэлектронного модуля из углепластика для космического аппарата // Известия Самарского научного центра Российской академии наук.* – 2016. – Т.18. – №4-3. – С.571-577.
3. Perrin M.D. et al. *James Webb Space Telescope optical simulation testbed I: overview and first results // Space Telescopes and Instrumentation 2014: Optical, Infrared, and Millimeter Wave.* – International Society for Optics and Photonics. – 2014. – Vol.9143. – Pp.914309.
4. Pilbratt G.L. et al. *Herschel Space Observatory-An ESA facility for far-infrared and submillimetre astronomy // Astronomy & Astrophysics.* – 2010. – Vol.518. – Pp.L1.
5. Stute T. *The Planck telescope reflectors // Astronomical Structures and Mechanisms Technology.* – International Society for Optics and Photonics. – 2004. – Vol.5495. – Pp.1-11.
6. Werner M.W. et al. *The Spitzer space telescope mission // The Astrophysical Journal Supplement Series.* – 2004. – Vol.154. – No.1. – Pp.1.
7. Baiocchi D., Stahl H.P. *Enabling future space telescopes: mirror technology review and development roadmap // Astro 2010: The Astronomy and Astrophysics Decadal Survey, Technology Development Paper.* – 2009. – No.23.

8. Catanzaro B.E. et al. *Cryogenic (70-K) measurement of an all-composite 2-m-diameter mirror* // Optomechanical Design and Engineering 2001. – International Society for Optics and Photonics, 2001. – Vol.4444. – Pp.238-256.
9. Wolf E.M. et al. *JWST mirror and actuator performance at cryo-vacuum* // Space Telescopes and Instrumentation 2018: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. – International Society for Optics and Photonics, 2018. – Vol.10698. – Pp.1069808.
10. Roelfsema P.R. et al. *SPICA—a large cryogenic infrared space telescope: unveiling the obscured universe* // Publications of the Astronomical Society of Australia. – 2018. – Vol.35.
11. Onaka T. et al. *Telescope system of the Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics (SPICA) mission* // 5th International Conference on Space Optics. – 2004. – Vol.554. – Pp.297-302.
12. Bashford D.P., Eaton D., Pradier A. *The Use of High Stiffness Material and Dimensionally Stable Materials in Spacecraft Applications*. – 1994.
13. Abusafieh A.A. et al. *Dimensional stability of CFRP composites for space-based reflectors* // Optomechanical Design and Engineering 2001. – International Society for Optics and Photonics. – 2001. – Vol.4444. – Pp.9-17.
14. Connell S.J. et al. *Design progression of an all-composite primary mirror for the FIRST telescope* // UV, Optical, and IR Space Telescopes and Instruments. – International Society for Optics and Photonics. – 2000. – Vol.4013. – Pp.173-184.
15. Климакова Л.А., Половый А.О. *Возможности использования углепластиков в термостабильных структурах прецизионных конструкций* // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э Баумана. Серия «Машиностроение». – 2008. – №2. – С.22-28.
16. Steeves J., Pellegrino S. *Post-cure shape errors of ultra-thin symmetric CFRP laminates: Effect of ply-level imperfections* // Composite Structures. – 2017. – Vol.164. – Pp.237-247.
17. Смердов А.А. *Анализ чувствительности при проектировании композитных размеростабильных космических конструкций* // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – №7. – С.15.
18. Smirnov A.V. et al. *Space mission Millimetron for terahertz astronomy* // Space Telescopes and Instrumentation 2012: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. – International Society for Optics and Photonics. – 2012. – Vol.8442. – Pp.84424C.
19. Kardashev N.S. et al. *Review of scientific topics for the Millimetron space observatory* // Physics-Uspekhi. – 2014. – Vol.57. – No.12. – Pp.1199.
20. Smirnov A. et al. *Millimetron: The next step of FIR astronomy* // 27th International Symposium on Space Terahertz Technology. Cambridge, Massachusetts: The Harvard-Smithsonian Center for Astrophysics. – 2015. – Vol.4.
21. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. *Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов*. – М.: Машиностроение, 1977. – Т.8. – 144 с.
22. ANSYS Mechanical Release 18.2 help. *SOLID185* // Mechanical APDL User Guide. Documentation ANSYS Europe, Ltd. – 2017.
23. Голдобин Н.Н. *Математические методы, используемые для оценки точности положения и формы крупногабаритного рефлектора космического аппарата* // Сибирский журнал науки и технологий. – 2014. – №2(54). – С.93-100.

24. Голдобин Н.Н. *Методика оценки формы радиоотражающей поверхности крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата* // Сибирский журнал науки и технологий. – 2013. – №1(47). – С.106-111.
25. Усюкин В.И., Архипов М.Ю. *Моделирование статики и динамики крупногабаритных рефлекторов космических антенн* // Учеб. пособие. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. – С.37.
26. Архипов М.Ю. *Разработка моделей исследования деформированного состояния рефлектора крупногабаритного космического радиотелескопа лепесткового типа: дис. ... канд. техн. наук.* – М., 2002. – 173 с.
27. Ranganathan A. *The Levenberg-Marquardt algorithm* // Tutorial on LM algorithm. – 2004. – Vol.11. – No.1. – Pp.101-110.
28. Lourakis M.I.A. *A brief description of the Levenberg-Marquardt algorithm implemented by levmar* // Foundation of Research and Technology. – 2005. – Vol.4. – No.1. – Pp.1-6.
29. ANSYS Release 18.2 help. *Chapter 2: ACT* // ANSYS Documentation User Guide. Documentation ANSYS Europe, Ltd. – 2017.

REFERENCES

1. Kondrat'ev A.V., Kirichenko V.V., Kharchenko M.E. *Proektirovanie formorazmerostabil'nykh struktur iz polimernykh kompozitsionnykh materialov dlya konstruksij kosmicheskogo naznacheniya [Design of dimensionally stable structures made of polymeric composite materials for space application]*. Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksij letatel'nykh apparatov, 2014, No.1, Pp.7-14.
2. Bitkin V.E. i dr. *Proektirovanie razmerostabil'noj nesushhej konstruksii korpusa optikoelektronnogo modulya iz ugleplastika dlya kosmicheskogo apparata [Engineering of the size-stable load-bearing frame construction of optical electronic carbon module for the spacecraft]*. Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossijskoj akademii nauk, 2016, Vol.18, No.4-3, Pp.571-577.
3. Perrin M.D. et al. *James Webb Space Telescope optical simulation testbed I: overview and first results*. Space Telescopes and Instrumentation 2014: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. International Society for Optics and Photonics, 2014, Vol.9143, Pp.914309.
4. Pilbratt G.L. et al. *Herschel Space Observatory-An ESA facility for far-infrared and submillimetre astronomy*. Astronomy & Astrophysics, 2010, Vol.518, Pp.L1.
5. Stute T. *The Planck telescope reflectors*. Astronomical Structures and Mechanisms Technology. International Society for Optics and Photonics, 2004, Vol.5495, Pp.1-11.
6. Werner M.W. et al. *The Spitzer space telescope mission*. The Astrophysical Journal Supplement Series, 2004, Vol.154, No.1, Pp.1.
7. Baiocchi D., Stahl H.P. *Enabling future space telescopes: mirror technology review and development roadmap*. Astro 2010: The Astronomy and Astrophysics Decadal Survey, Technology Development Paper, 2009, No.23.
8. Catanzaro B.E. et al. *Cryogenic (70-K) measurement of an all-composite 2-m-diameter mirror*. Optomechanical Design and Engineering 2001. International Society for Optics and Photonics, 2001, Vol.4444, Pp.238-256.
9. Wolf E.M. et al. *JWST mirror and actuator performance at cryo-vacuum*. Space Telescopes and Instrumentation 2018: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. International Society for Optics and Photonics, 2018, Vol.10698, Pp.1069808.

10. Roelfsema P.R. et al. *SPICA – a large cryogenic infrared space telescope: unveiling the obscured universe*. Publications of the Astronomical Society of Australia, 2018, Vol.35.
11. Onaka T. et al. *Telescope system of the Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics (SPICA) mission*. 5th International Conference on Space Optics, 2004, Vol.554, Pp.297-302.
12. Bashford D.P., Eaton D., Pradier A. *The Use of High Stiffness Material and Dimensionally Stable Materials in Spacecraft Applications*, 1994.
13. Abusafieh A.A. et al. *Dimensional stability of CFRP composites for space-based reflectors*. Optomechanical Design and Engineering 2001. International Society for Optics and Photonics, 2001, Vol.4444, Pp.9-17.
14. Connell S.J. et al. *Design progression of an all-composite primary mirror for the FIRST telescope*. UV, Optical, and IR Space Telescopes and Instruments. International Society for Optics and Photonics, 2000, Vol.4013, Pp.173-184.
15. Klimakova L.A., Poloviy A.O. *Vozmozhnosti ispol'zovaniya ugleplastikov v termostabil'nykh strukturakh pretsizionnykh konstruksij [Possible Usage of Carbon Fiber Reinforced Plastics in Thermostable Structures of Precision Constructions]*. Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.Eh. Baumana. Seriya "Mashinostroenie", 2008, No.2, Pp.22-28.
16. Steeves J., Pellegrino S. *Post-cure shape errors of ultra-thin symmetric CFRP laminates: Effect of ply-level imperfections*. Composite Structures, 2017, Vol.164, Pp.237-247.
17. Smerdov A.A. *Analiz chuvstvitel'nosti pri proektirovanii kompozitnykh razmerostabil'nykh kosmicheskikh konstruksij [The analysis of sensitivity in the design of composite dimensionally stable space structures]*. Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii, 2013, No.7, Pp.15.
18. Smirnov A.V. et al. *Space mission Millimetron for terahertz astronomy*. Space Telescopes and Instrumentation 2012: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. International Society for Optics and Photonics, 2012, Vol.8442, Pp.84424C.
19. Kardashev N.S. et al. *Review of scientific topics for the Millimetron space observatory*. Physics-USpekhi, 2014, Vol.57, No.12, Pp.1199.
20. Smirnov A. et al. *Millimetron: The next step of FIR astronomy*. 27th International Symposium on Space Terahertz Technology, Cambridge, Massachusetts: The Harvard-Smithsonian Center for Astrophysics, 2015, Vol.4.
21. Obraztsov I.F., Vasil'ev V.V., Bunakov V.A. *Optimal'noe armirovanie obolochek vrashheniya iz kompozitsionnykh materialov [Optimal reinforcement of the rotational shells made of composite materials]*. Moskva, Mashinostroenie, 1977, Vol.8, 144 p.
22. ANSYS Mechanical Release 18.2 help. *SOLID185. Mechanical APDL User Guide*. Documentation ANSYS Europe, Ltd, 2017.
23. Goldobin N.N. *Matematicheskie metody, ispol'zuemye dlya otsenki tochnosti polozeniya i formy krupnogabaritnogo reflektora kosmicheskogo apparata [Mathematical methods used to assess the position and form accuracy of a large-sized spacecraft reflector]*. Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologij, 2014, Vol.2(54), Pp.93-100.
24. Goldobin N.N. *Metodika otsenki formy radiootrazhayushhej poverkhnosti krupnogabaritnogo transformiruemogo reflektora kosmicheskogo apparata [Estimation of the form of a large-sized transformed reflector surface for a spacecraft]*. Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologij, 2013, Vol.1(47), Pp.106-111.

25. Usyukin V.I., Arkhipov M.Yu. *Modelirovanie statiki i dinamiki krupnogabaritnykh reflektorov kosmicheskikh antenn [Statics and dynamics modelling of large-sized space antenna reflectors]*. Uchebnoe posobie, Moskva, Moskovskij gosudarstvennyj tekhnicheskij universitet im. N.Eh. Baumana, 2015, 37 p.
26. Arkhipov M.Yu. *Razrabotka modelej issledovaniya deformirovannogo sostoyaniya reflektora krupnogabaritnogo kosmicheskogo radioteleskopa lepestkovogo tipa [Models development for the reflector strained state analysis for the large-sized space petal-type radio telescope]*. Dissertatsiya kandidata tekhnicheskikh nauk, 2002, 173 p.
27. Ranganathan A. *The Levenberg-Marquardt algorithm*. Tutorial on LM algorithm, 2004, Vol.11, No.1, Pp.101-110.
28. Lourakis M.I.A. *A brief description of the Levenberg-Marquardt algorithm implemented by levmar*. Foundation of Research and Technology, 2005, Vol.4, No.1, Pp.1-6.
29. ANSYS Release 18.2 help. *Chapter 2: ACT*. ANSYS Documentation User Guide, Documentation ANSYS Europe, Ltd, 2017.

Поступила в редакцию 31 июля 2019 года.

Сведения об авторах:

Филина Елена Константиновна – асп., Кафедра СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции», МГТУ им. Н.Э. Баумана, инж. 1 категории, Отдел космических конструкций, АКЦ ФИАН, г. Москва, Россия; e-mail: filina.el@asc.rssi.ru

Голубев Евгений Сергеевич – вед. инж., Отдел космических конструкций, АКЦ ФИАН, г. Москва, Россия; e-mail: golubev.ev@asc.rssi.ru

Смирнов Андрей Владимирович – к.ф.-м.н., зав. проектно-комплексной лабораторией АКЦ ФИАН, г. Москва, Россия; e-mail: asmirn@asc.rssi.ru

Архипов Михаил Юрьевич – к.т.н., с.н.с., Отдел космических конструкций АКЦ ФИАН, г. Москва, Россия; e-mail: rusengineer@mail.ru

Ляховец Андрей Олегович – к.ф.-м.н., вед. инж.-программист, АКЦ ФИАН, г. Москва, Россия; e-mail: lyakhovets@asc.rssi.ru