

Оптимизация параметров конструкции дифракционной линзы для перспективного проекта космического аппарата наблюдения

Г.П. Аншаков¹, В.В. Салмин¹, К.В. Пересыпкин¹, А.С. Четвериков¹, И.С. Ткаченко¹,
Ч. Тунгун²

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

²Harbin Institute of Technology, Harbin, China

Аннотация. В работе рассматривается перспективный проект космического аппарата наблюдения с дифракционной оптической системой. Решается задача обеспечения стабильного положения элементов оптической системы. Для этого используется предложенная авторами ранее силовая схема крепления дифракционной линзы. С помощью численной оптимизации находятся оптимальные значения параметров конструкции с точки зрения минимизации ее массы.

1. Введение

В последнее время активно исследуется возможность создания космического аппарата наблюдения (КАН), использующего для фокусировки входного светового потока вместо зеркала дифракционную линзу [1]. В частности, американским агентством по перспективным оборонным научно-исследовательским разработкам США DARPA был предложен проект Membrane Optical Imager for Real-Time Exploitation - MOIRE [2, 3]. В отличие от обычных КАН на низких орбитах, которые быстро проходят над целью, прототипы проекта «MOIRE» будут выводиться на геостационарные орбиты. По замыслу авторов проекта, несколько КАН с дифракционными линзами позволят покрыть всю поверхность Земли.

2. Требования к конструкции крепления дифракционной линзы

Основными требованиями, предъявляемыми к конструкциям КАН с дифракционными линзами, являются:

- размерностабильность конструкции крепления линзы к корпусу КА;
- конструкция линзы должна обладать достаточно большой жесткостью.

Требования по жесткости формулируем в виде ограничения на значение частот собственных колебаний. Величина частот собственных колебаний конструкции должна быть порядка $1 \div 2.5$ Гц.

В работе [4] предложена силовая схема конструкции, позволяющая удовлетворить приведенным требованиям. Проект данной конструкции показан на рисунках 1 и 2 [4].

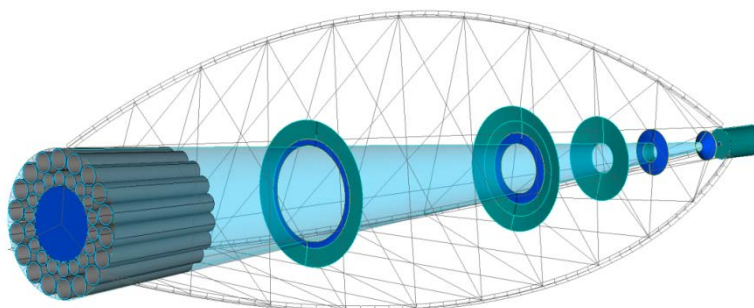


Рисунок 1. КА наблюдения с оболочечно-кольцевой блендой дифракционных мембран.

В работе [4] показана возможность удовлетворения требованиям по жесткости в рамках этой силовой схемы. Однако не предлагалось метода поиска наилучшего сочетания параметров с точки зрения массы конструкции. Параметрами рассматриваемой силовой схемы являются: радиус арочных ферм, площади поперечных сечений стержней ферм; площади поперечных сечений тросов.

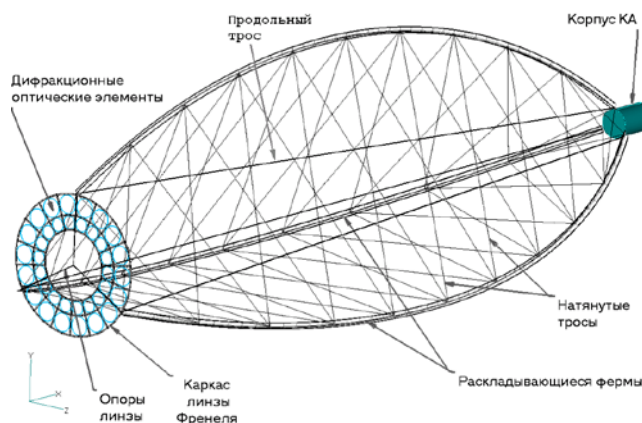


Рисунок 2. Силовая схема конструкции крепления дифракционной линзы к корпусу КА наблюдения.

В данной работе проводится исследование влияния значений площадей поперечных сечений стержней ферм и тросов на поведение конструкции и определение их оптимальных значений по критерию массы конструкции.

3. Используемые методы моделирования

Моделирование поведения конструкции выполняется в конечно-элементной системе MSC.Nastran. Для оценки жесткости конструкции крепления отыскивались собственные колебания космического аппарата с дифракционной линзой.

Отыскание собственных колебаний в методе конечных элементов заключается в решении следующей задачи о собственных значениях [2, 3]:

$$([K] - \omega_j^2 \cdot [M]) \cdot \{U_j\} = 0, \tag{1}$$

где ω_i - i -ая собственная круговая частота; $[M]$ - матрица масс; $[K]$ - матрица жёсткости; $\{U_i\}$ - i -ая собственная форма. Решение выполняется для нескольких низших тонов собственных колебаний методом Ланцоша. Матрица жёсткости упругой системы в рамках метода конечных элементов имеет вид:

$$[K] = \sum_{m=1}^{Ne} \int_{V_{em}} [B]_m^T \cdot [D]_m \cdot [B]_m dv,$$

где Ne - число конечных элементов; V_{em} - объем m -ого конечного элемента; $[D]_m$ - матрица Гука для материала m -ого конечного элемента; $[B]_m$ - матрица связи между узловыми

перемещениями и деформациями: $\{\varepsilon\}_m = [B]_m \cdot \{u\}_m$; $\{u\}_m$ - узловые перемещения m -ого конечного элемента; $\{\varepsilon\}_m$ - деформации m -ого конечного элемента. Коэффициенты матрицы $[B]_m$ находятся дифференцированием функций формы $[\Phi]_m$ конечного элемента по соответствующим координатам. Матрица масс упругой системы в рамках метода конечных элементов имеет вид:

$$[M] = \sum_{m=1}^{Ne} \rho_m \cdot \int_{V_{em}} [\Phi]_m^T \cdot [\Phi]_m dv,$$

где $[\Phi]_m$ - функция формы m -ого конечного элемента: $\{u(x)\}_m = [\Phi]_m \cdot \{u\}_m$; $\{x\}$ - координаты точки внутри конечного элемента; ρ_m - плотность материала m -ого конечного элемента.

4. Используемые методы оптимизации

В качестве проектных переменных (вектор x) выбираются параметры конструкции, которые можно изменять. Ограничения записываются в виде.

$$q(x, u) \leq 0,$$

где (u – отклик системы).

Целевая функция F часто формулируется на основе весовых характеристик конструкции.

При параметрической оптимизации конструкции использовался градиентный метод оптимизации в следующем виде [5].

В рамках этого метода поиск оптимального решения проводится в направлении противоположном вектору градиенту целевой функции: $-\nabla F$. Целевая функция имеет следующий вид:

$$F = m(x) + \sum_i \lambda_i \cdot g_i(x)$$

где m – масса силовой конструкции; i – индекс ограничения, пробегающий номера нарушенных ограничений; λ_i - множители Лагранжа, которые подбираются так, чтобы минимизировать длину вектора градиента целевой функции:

$$\nabla F = \nabla m(x) + \sum_i \lambda_i \cdot \nabla g_i(x).$$

Компоненты ∇m находятся в процессе построения матрицы масс. Компоненты ∇g_i находятся следующим образом.

Выражение для производных частот собственных колебаний по проектной переменной x_k получаем дифференцированием (1) по этой переменной:

$$\frac{\partial \omega_j}{\partial x_k} = \frac{1}{2\omega} \cdot \frac{\{U_j\}^T \cdot \left(\frac{\partial [K]}{\partial x_k} - \omega_j^2 \cdot \frac{\partial [M]}{\partial x_k} \right) \cdot \{U_j\}}{\{U_j\}^T \cdot [M] \cdot \{U_j\}}$$

где j - номер тона собственных колебаний (в этой задаче пробегает значения с одного до пяти).

О прочности материала элементов конструкции судим по величинам напряжений в них. Напряжения находятся из следующих соотношений:

$$[K] \cdot \{u\} = P; \tag{2}$$

$$\{\sigma\}_m = [D]_m \cdot [B]_m \cdot \{u\}_m \tag{3}$$

где $\{\sigma\}_m$ и $\{u\}_m$ - вектор напряжений и вектор узловых перемещений m -ого конечного элемента.

Подставив (3) в (2) и продифференцировав по x_k , получаем:

$$\left\{ \frac{\partial \sigma}{\partial x_k} \right\}_m = [D]_m \cdot [B]_m \cdot \left[\frac{\partial K^{-1}}{\partial x_k} \right] \cdot \{P\}$$

Критическая нагрузка потери устойчивости находится решением следующей задачи о собственных значениях:

$$([K] - k_{кр1} \cdot [K_\sigma]) \cdot \{w_1\} = 0 \tag{4}$$

где $k_{кр1}$ - наименьший коэффициент критической нагрузки, $\{w_1\}$ - начальное отклонение от положения равновесия, соответствующее этому коэффициенту, $[K_\sigma]$ - матрица дифференциальной жесткости, характеризующая изменение характера внутренних сил, обусловленных отклонением $\{w_1\}$.

Выражение для производных коэффициента критической нагрузки по проектной переменной x_k получаем дифференцированием (4) по этой переменной:

$$\frac{\partial k_{кр1}}{\partial x_k} = \frac{\{w_1\}^T \cdot \left(\frac{\partial [K]}{\partial x_k} - k_{кр1} \cdot \frac{\partial [K_\sigma]}{\partial x_k} \right) \cdot \{w_1\}}{\{w_1\}^T \cdot [K_\sigma] \cdot \{w_1\}}.$$

5. Постановка и решение задачи параметрической оптимизации конструкции

В математическом виде задача оптимизации будет выглядеть следующим образом:

$$s^* = \arg \min \left\{ \begin{array}{l} M(s_i) \mid f_j(s_i) > [f] \\ i = 1..5, j = 7..12 \end{array} \right\},$$

где M – масса рассматриваемого КА, кг; s_i – проектные параметры (площади поперечного сечения трубок и тросов, м²); f_j – собственная частота КА, Гц; $[f]$ - минимальная частота упругих форм собственных колебаний (для исследуемого КА равна 1,4 Гц).

Ограничения по трубкам:

$$2,39 \cdot 10^{-7} < s_{1,2,3} \leq 2,39 \cdot 10^{-1}.$$

Нижняя граница области допустимых значений представляет собой номинальные значения $s_{1,2,3}$ уменьшенные в 1000 раз. Верхняя граница области допустимых значений – это увеличенные в 1000 раз номинальные значения $s_{1,2,3}$ проектных параметров.

Такой широкий диапазон значений ограничений выбран для того, чтобы увидеть характер изменения проектных параметров во время оптимизации.

Ограничения по тросам подберем из прочностных соображений:

$$[s] < s_4 \leq s_{4 \max},$$

$$[s] < s_5 \leq s_{5 \max},$$

где $[s] = 7,56 \times 10^{-6}$ м² – допустимая площадь поперечного сечения тросов; $s_{4,5 \max} = 6,3 \times 10^{-5}$ м² – номинальные значения площадей поперечного сечения, увеличенные в 5 раз.

Ограничения по прочности:

$$-100 \leq \sigma_{1,2,3} \leq 100,$$

$$1 \leq \sigma_4 \leq 180,$$

$$-180 \leq \sigma_5 \leq 180,$$

где $\sigma_{1,2,3}$ – напряжения, возникающие в продольных, поперечных и диагональных трубках соответственно, МПа; $\sigma_{4,5}$ – напряжения, возникающие в продольных и поперечных тросах соответственно, МПа.

Прочностные ограничения подобраны здесь с учетом коэффициента безопасности. Так, для продольных, поперечных и диагональных балок этот коэффициент был принят равным 5,4 (с учетом того, что $[\sigma] = 540$ МПа - для углепластика). Для тросов коэффициент безопасности равен 3. Такие большие значения коэффициентов безопасности оправданы экстремальными условиями эксплуатации КА.

Результаты оптимизации представлены в таблице 1.

На рисунках 3 и 4 показаны результаты статического расчета и расчета на устойчивость, а на рисунке 5 – напряжения, действующие в поперечных тросах, для оптимальной конструкции КАН.

Таблица 1. Результаты оптимизации в системе «MSC.Nastran».

		Min ограничения	Max ограничения	Начальное значение	Оптимальное значение
Площадь поперечного сечения продольных стержней	м ²	2,39×10 ⁻⁷	2,39×10 ⁻¹	2,39×10 ⁻⁴	2,55×10 ⁻⁴
Площадь поперечного сечения поперечных стержней	м ²	2,39×10 ⁻⁷	2,39×10 ⁻¹	2,39×10 ⁻⁴	5,31×10 ⁻⁶
Площадь поперечного сечения диагональных стержней	м ²	2,39×10 ⁻⁷	2,39×10 ⁻¹	2,39×10 ⁻⁴	1,26×10 ⁻⁵
Площадь поперечного сечения поперечных тросов	м ²	7,56×10 ⁻⁶	6,3×10 ⁻⁵	1,26×10 ⁻⁵	3,62×10 ⁻⁵
Площадь поперечного сечения продольных тросов	м ²	7,56×10 ⁻⁶	6,3×10 ⁻⁵	1,26×10 ⁻⁵	6,30×10 ⁻⁵
Частота 7-й формы собственных колебаний	Гц	1,4	10	0,599	1,100
Частота 8-й формы собственных колебаний	Гц	1,4	10	1,22	1,581
Частота 9-й формы собственных колебаний	Гц	1,4	10	1,22	1,581
Частота 10-й формы собственных колебаний	Гц	1,4	10	1,45	1,938
Частота 11-й формы собственных колебаний	Гц	1,4	10	1,69	2,374
Частота 12-й формы собственных колебаний	Гц	1,4	10	1,69	2,527
Масса всего аппарата	кг	-	-	3861,6	3458,9

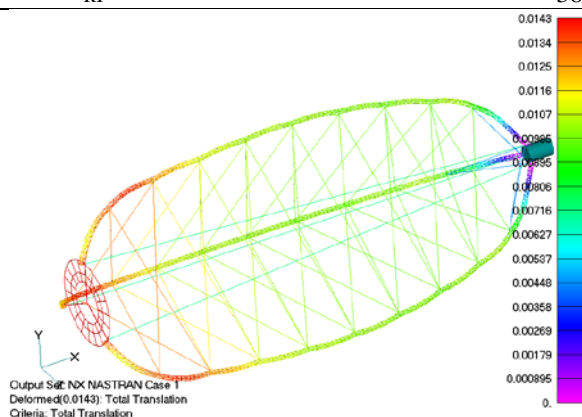


Рисунок 3. Деформации фермы (оптимизированная модель), максимальная деформация 14,3 мм, триметрия.

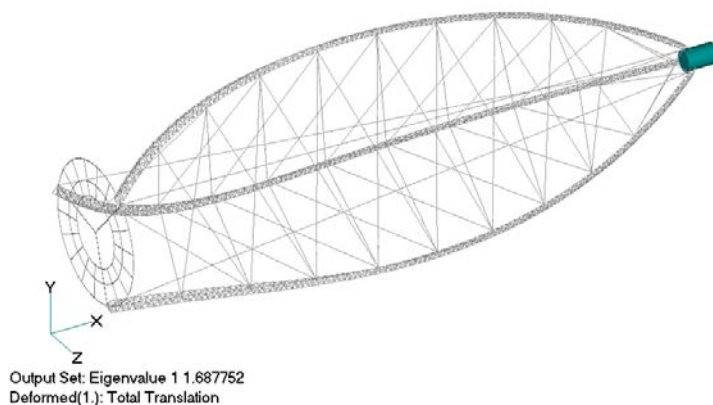


Рисунок 4. Форма потери устойчивости (оптимизированная модель), критическая нагрузка 1,69, триметрия.

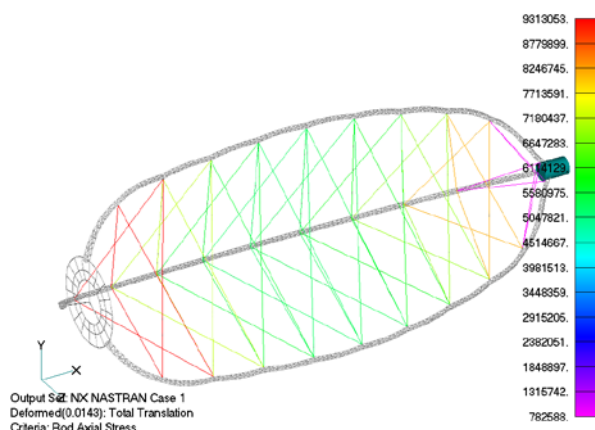


Рисунок 5. Напряжения натяжения тросов между несущими фермами (оптимизированная модель). Максимальное напряжение 9,3 МПа, минимальное напряжение 0,78 МПа.

6. Заключение

Проведена численная оптимизация модели конструкции КАН с дифракционной линзой в системе «MSC.Nastran» с ограничениями по собственным частотам и проектным параметрам. Найдена оптимальная конструкция рассматриваемого космического аппарата наблюдения с дифракционной линзой. Проведено исследование упругих форм собственных колебаний оптимальной конструкции рассматриваемого КАН. По результатам оптимизации из конструкции несущих ферм были удалены поперечные балки, за исключением тех, что расположены в сечении крепления поперечных тросов. Площадь поперечного сечения этих балок осталась неизменной и составила $2,38 \times 10^{-4} \text{ м}^2$ (радиус трубки равен 20 мм, толщина – 2 мм). Площадь поперечного сечения диагональных балок несущих ферм была подобрана из технологических соображений и составила $2,83 \times 10^{-5} \text{ м}^2$ (радиус трубки равен 5 мм, толщина – 1 мм). Площадь поперечного сечения продольных балок несущих ферм составила $2,55 \times 10^{-4} \text{ м}^2$ (радиус трубки равен 21,3 мм, толщина – 2 мм). Площадь поперечного сечения поперечных тросов равна $3,62 \times 10^{-5} \text{ м}^2$ (диаметр 6,8 мм). Площадь поперечного сечения продольных тросов равна $3,62 \times 10^{-5} \text{ м}^2$ (диаметр 8,9 мм).

7. Благодарности

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.578.21.0229, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57817X0229).

8. Литература

- [1] Early, J. Twenty meter space telescope based on diffractive Fresnel lens / J. Early, R. Hyde, R. Baron // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. – 2004. – Vol. 5166. – P. 148-156.
- [2] Atcheson, P. MOIRE - Initial demonstration of a transmissive diffractive membrane optic for large lightweight optical telescopes / P. Atcheson, C. Stewart, J. Domber, K. Whiteaker, J. Cole, P. Spuhler, A. Seltzer, L. Smith // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. – 2012. – Vol. 8442. – Art. 844221.
- [3] Atcheson, P. MOIRE - Ground demonstration of a large aperture diffractive transmissive telescope / P. Atcheson, J. Domber, K. Whiteaker, J.A. Britten, S.N. Dixit, B. Farmer // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. – 2014. – Vol. 9143. – Art. 91431W.
- [4] Салмин, В.В. Моделирование управления крупногабаритной конструкцией на геостационарной орбите / В.В. Салмин, А.С. Четвериков, К.В. Пересыпкин, И.С.Ткаченко

- // Сборник трудов III международной конференции и молодежной школы «Информационные технологии и нанотехнологии» (ИТНТ-2017). - Самара: Новая техника, 2017. – С. 1370-1375.
- [5] Moore, G.J. MSC/Nastran Design Sensitivity and Optimization User`s Guide / G.J. Moore // MSC Software Corp, 1994. – 350 p.

Optimization of the design parameters of the diffraction lens for the perspective project of the observation spacecraft

G.P. Anshakov¹, V.V. Salmin¹, K.V. Peresypkin¹, A.S. Chetverikov¹, I.S. Tkachenko¹, Ch. Tuntun²

¹Samara National Research University, Moskovskoye shosse, 34, Samara, Russia, 443086

²Harbin Institute of Technology, Harbin, China

Abstract. A promising project of an observation spacecraft with a diffractive optical system is considered. The problem of ensuring a stable position of the elements of the optical system is solved. For this purpose, the power scheme of the attachment of a diffraction lens proposed by the authors is used. With the help of numerical optimization, the optimal values of the design parameters are found from the point of view of minimizing its mass.

Keywords: diffraction optics, space membrane optical system, finite element simulation, natural oscillations, numerical optimization.