

ОЦЕНКА УСТОЙЧИВОСТИ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО РЕФЛЕКТОРА

С.В. Белов, М.С. Павлов, В.С. Пономарев

Научный руководитель: д.ф-м.н. С.В. Пономарев

НИИ Прикладной математики и механики Томского государственного университета,

Россия, г. Томск, пр. Ленина, 36, 634050

E-mail: belovsv@niipmm.tsu.ru

BUCKLING ANALYSIS FOR LARGE-SIZED SPACE REFLECTOR

S.V. Belov, M.S. Pavlov, V.S. Ponomarev

Scientific Supervisor: Dr. S.V. Ponomarev

Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics,

National Research Tomsk State University Russia, Tomsk, Lenin str., 30, 634050

E-mail: belovsv@niipmm.tsu.ru

Abstract. *This paper presents a buckling analysis for new large-sized space reflector. It is based on both linear and nonlinear finite-element methods. The corresponding critical loads and buckling modes are obtained.*

Введение. Развитие систем связи и зондирования Земли требует создания рефлекторных антенн космических аппаратов диаметром 30м и более, обеспечивающих высокий коэффициент усиления [1]. С увеличением диаметра антенны, необходимо исследование ее конструкции на жесткость и устойчивость (нахождение критических сил, после снятия которых конструкция теряет изначальную форму). Например, в [2] дана оценка жесткости рассматриваемого ниже рефлектора на основе спектра собственных частот, а в [3] решается задача устойчивости спиц надувного рефлектора.

В данной работе исследуется на устойчивость сетчатый рефлектор зонтичного типа, диаметром 48м, а также элементы силового каркаса, представленные на рис. 1.

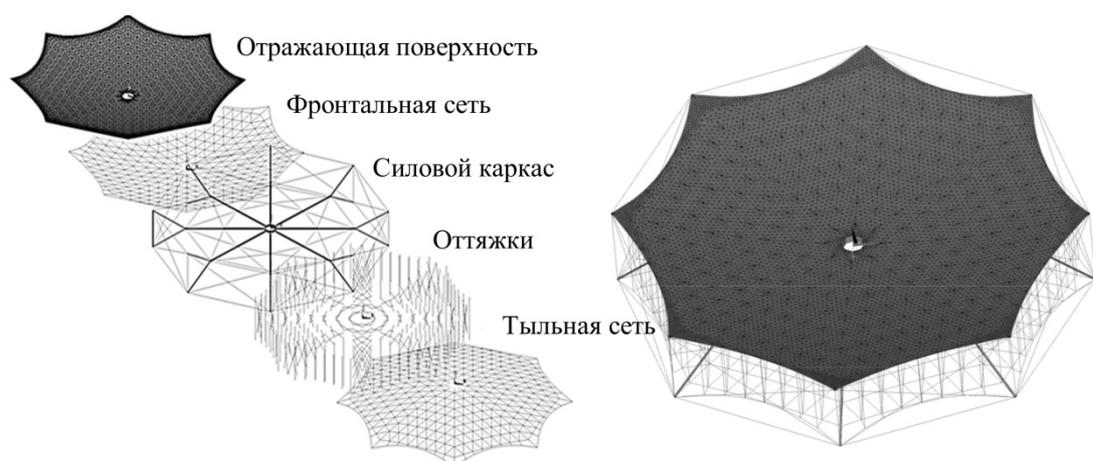


Рис. 1. Схема сетчатого рефлектора

Состав рефлектора: отражающая поверхность (позолоченная молибденовая проволока), тыльная, фронтальная сети и соединяющие их оттяжки (шнуры со стеклянным сердечником в арамидной оплетке)

и силовой каркас из восьми Y-образных телескопических углепластиковых спиц сетчатой структуры (рис. 2). Размеры и характеристики жесткости конструкции приведены в [2].

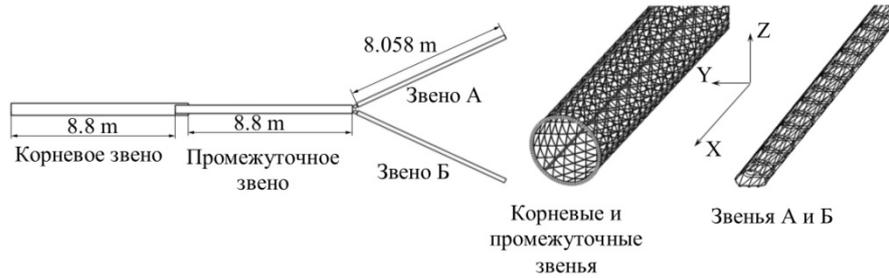


Рис. 2. Схема спиц силового каркаса

Метод расчета. Задача определения критических сил потери устойчивости рефлектора и элементов силового каркаса решалась методом конечных элементов (МКЭ) на основе линейного и нелинейного подходов [4]. Состав конечноэлементной модели (КЭМ): оболочечные без изгибной жесткости (отражающая поверхность), одномерные веревочные (тыльная, фронтальная сети, оттяжки) и одномерные балочные (сетчатые спицы) элементы. В случае линейного подхода, решается задача на собственные значения для уравнений равновесия КЭМ в виде:

$$(\mathbf{K} - \lambda \mathbf{S})\mathbf{u} = \mathbf{0}, \quad (1)$$

где \mathbf{K} – матрица жесткости; \mathbf{S} – матрица эффективной жесткости; λ – собственное значение; \mathbf{u} – собственный вектор перемещений узлов модели, определяющий форму потери устойчивости. Значения критической нагрузки вычисляются по формуле: $|\mathbf{F}_{кр}| = \lambda |\mathbf{F}_{пр}|$, где $|\mathbf{F}_{пр}| = 1\text{Н}$ – величина приложенной нагрузки. Тогда наименьшее значение λ задачи (1) определяет величину критического усилия на конструкцию. Однако оно имеет завышенное значение по сравнению с нелинейным решением.

В случае нелинейного подхода, задача нахождения $|\mathbf{F}_{кр}|$ решается для нелинейных уравнений теории упругости [5], с уравнением равновесия относительно вектора перемещений узлов \mathbf{u} :

$$\mathbf{F}(\mathbf{u}) = \mathbf{f}, \quad (2)$$

где \mathbf{f} – заданный вектор внешних сил.

Уравнения (2) решаются итерационным способом Ньютона-Рафсона, где начальное приближение \mathbf{u}_0 считается известным. Далее определяется новое значение $\mathbf{u}_i = \mathbf{u}_{i-1} + \Delta\mathbf{u}$, при котором $\mathbf{F}(\mathbf{u}_i) \approx \mathbf{f}$.

Для нахождения $\Delta\mathbf{u}$, разложим вектор-функцию $\mathbf{F}(\mathbf{u})$ в ряд Тейлора в окрестности \mathbf{u}_{i-1} до величин первого порядка малости. Тогда (2) можно переписать в виде: $\mathbf{F}(\mathbf{u}_{i-1} + \Delta\mathbf{u}) = \mathbf{F}(\mathbf{u}_{i-1}) + \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{u}_{i-1})}{\partial \mathbf{u}} \Delta\mathbf{u} = \mathbf{f}$, или как систему линейных уравнений:

$$\mathbf{K}_{i-1} \Delta\mathbf{u} = \mathbf{R}_{i-1}, \quad (3)$$

где $\mathbf{K}_{i-1} = \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{u}_{i-1})}{\partial \mathbf{u}}$ – матрица жесткости, $\mathbf{R}_{i-1} = \mathbf{f} - \mathbf{F}(\mathbf{u}_{i-1})$ – вектор невязки внешних и внутренних сил

КЭМ. Решая (3) относительно $\Delta\mathbf{u}$, получим: $\Delta\mathbf{u} = \mathbf{K}_{i-1}^{-1} \mathbf{R}_{i-1}$.

При нахождении $\Delta\mathbf{u}$, может возникнуть проблема плохо обусловленной матрицы \mathbf{K}_{i-1} из-за недостаточного (избыточного) натяжения веревочных элементов, что приводит к расхождению решения.

Для устранения указанной проблемы, применяется процедура последовательного освобождения узлов КЭМ рефлектора, описанная в [6].

Численные результаты. В нелинейном анализе устойчивости корневого, корневого + промежуточного и спицы в целом задавалась осевая нагрузка с шагом 1500 Н, 360Н, 100Н соответственно. Для рефлектора в целом первые восемь шагов нагрузки задавались со стороны вантовых элементов порядка 1000Н, последующие восемь – порядка 100Н, завершающие пять – порядка 20Н. На рисунке 3 представлены формы потери устойчивости спицы и ее элементов (для линейного и нелинейного анализа), а также рефлектора в целом (нелинейного анализа), соответствующие критическим силам, указанным ниже.

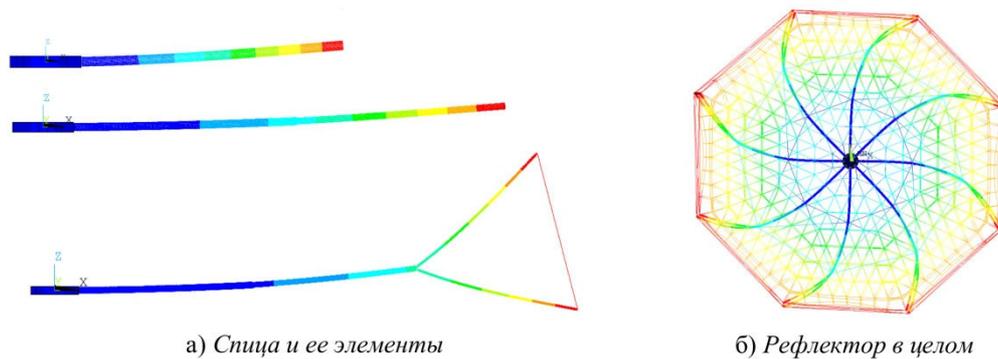


Рис. 3. Формы потери устойчивости в линейном и нелинейном анализе

Значения критических сил (линейный/нелинейный анализ): корневое звено – 27159/24000Н; корневое + промежуточное звено – 6609/5850Н; спица в целом – 1911/1700Н; рефлектор в целом (нелинейный) – 9094 Н.

Выводы. В работе представлен анализ устойчивости крупногабаритного космического рефлектора и его элементов линейного и нелинейного МКЭ. Найдены соответствующие значения критических сил и формы потери устойчивости. Значения критических сил в линейном анализе имеют большие значения чем в нелинейном, что является признаком достоверности полученных результатов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Chu Z., Deng Z., Qi X., Li B., Modeling and analysis of a large deployable antenna structure, Acta Astronautica, 2014; 95: 51–60.
2. Belkov A., Belov S., Pavlov M., Ponomarev V., and Zhukov A., Stiffness estimation for large-sized umbrella space reflector, MATEC Web of Conferences, 2016; 48 02001: 1-6.
3. Wang C. G., Xia Z. M., and Tan H. F., Initial shape design and stability analysis of rib for inflatable deployable reflector, AIAA Journal, 2015, 53(2) 486-492.
4. Kim N.H., Introduction to Nonlinear Finite Element Analysis. Springer: New –York Heidelberg Dordrecht London, 2015.
5. Washizu K., Variational methods in elasticity and plasticity. Pergamon Press Ltd: Oxford, 1975.
6. Belov S., Pavlov M., Ponomarev V., Ponomarev S., and Zhukov A., Calculation method for cable-beam shell structures. XIII International Conference on Prospects of Fundamental Sciences Development, PFSD 2016, Tomsk, Russia. 2016 1772 : 1-8.