

УДК 531.391.2
PACS 07.05.Tr

Моделирование отверждаемых цилиндрических элементов надувной антенны наноспутника

А.Ю. Беляев^{a,b}, А.Л. Свистков^{a,b}

^a Пермский государственный национальный исследовательский университет
614990, Пермь, ул. Букирева, 15
email: belyaev@icmm.ru

^b Институт механики сплошных сред УрО РАН, 614013, Россия, г. Пермь, ул. Академика Королева, 1

В работе рассматривается применение надувных антенн для наноспутников, изготовленных из препрега. Они должны иметь высокий коэффициент упаковки и простой надежный способ разворачивания. Полагается, что приведение антенны в рабочее состояние включает в себя процесс отверждения на околоземной орбите. Отверждение происходит за счет нагрева конструкции под воздействием солнечной радиации. При этом наноспутник может совершать маневр, связанный с изменением его ориентации на Солнце. Важно, чтобы конструкция при этом не теряла устойчивость, которая может привести к нарушению технологического режима. С помощью моделей сопротивления материалов показано, что конструкция из тонкостенной балки кольцевого сечения способна сопротивляться изгибным и сжимающим нагрузкам при выполнении гипотезы о плоских сечениях. Данная гипотеза справедлива при отсутствии складок. Таким образом, в неотвержденном изделии, при выполнении маневра, не должны появляться складки. Вычислительные эксперименты выполнены для надувной антенны штыревого типа в условиях, когда наноспутник совершает поворот. Проведены расчеты методом конечных элементов с использованием мембранного типа элемента, что позволяет достоверно описать поведение тонкостенной тканевой конструкции. Результаты проведенных расчетов показали, что исчезновение складок в надувной антенне штыревого типа может быть достигнуто при внутреннем давлении, соизмеримым со значением одной тысячной атмосферы. Безусловно, что результат зависит от геометрических размеров антенны и от скорости совершения маневра. Для практического применения можно рекомендовать заведомо более высокое давление, равное одной сотой атмосферы.

Ключевые слова: наноспутник; надувная антенна; препрег; горячее отверждение; устойчивость; появление складок; конечный элемент

Поступила в редакцию 07.11.2017; принята к опубликованию 14.11.2017

Hardening cylindrical elements of nanosatellites inflatable antenna modeling

A. Yu. Belyaev^{a,b}, A. L. Svistkov^{a,b}

^a Perm State University, Bukireva St. 15, 614990, Perm, Russia
email: belyaev@icmm.ru

^b Institute of Continuous Media Mechanics UB RAS, Laboratory of Micromechanics of Structurally Inhomogeneous Media, 1 Ac. Korolev St., 614013, Perm, Russia

The usage of inflatable antennas for nanosatellites made of prepreg is considered in this paper. Antennas must have a high packing ratio and a simple reliable way of deployment. It is believed that bringing the antenna into working condition includes the process of hardening in a near-earth orbit. Curing occurs due to the heating of the structure under the influence of solar radiation. In this case the nanosatellite should perform a maneuver associated with a change in its orientation to the Sun. It is important for construction to exclude the instability, which can lead to a violation of the technological regime. Using the models of material resistance it is shown that the construction of a thin-walled beam of a circular section is able to resist bending and compressive loads when the hypothesis of flat sections is fulfilled. This hypothesis is valid in the absence of folds. In this way, folds should not appear in the unhardened construction in the process of maneuvering. Computational experiments are performed for an inflatable antenna of the pin type in conditions when the nanosatellite makes a turn. Finite element calculations using the membrane type of the element, which makes it possible to reliably describe the behavior of a thin-walled fabric structure, have been carried out. The results of the calculations showed that the lack of the folds in the inflatable antenna of the pin type can be achieved at an internal pressure respective with the value of one thousandth atmosphere. Undoubtedly the result depends on the geometric dimensions of the antenna and on the speed of maneuvering. For practical use it is possible to recommend a certainly higher pressure equal to one hundredth of the atmosphere.

Keywords: nanosatellite; inflatable antenna; prepreg; hot hardening; stability; appearance of folds; finite element

Received 07.11.2017; accepted 14.11.2017

doi: 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10

1. Введение

Антенны являются важной частью космических аппаратов. Они могут существенно отличаться в своем конструктивном исполнении. Для осуществления надежной дальней связи космических аппаратов с Землей желательно использовать антенны больших размеров [1-3]. Однако возможности применения антенн с большими габаритами ограничены свободным пространством космического аппарата. Это представляет собой серьезную проблему для наноспутников, которые стали широко использоваться в настоящее время. Необходимо, чтобы антенны обладали минимальной массой и объемом в сложенном состоянии, иметь высокую надежность развертывания и сохранять свои параметры в процессе эксплуатации. Одним из возможных вариантов решения ее является использование надувных конструкций. Такая антенна должна раскрываться в космосе в результате поступления в нее воздуха. Для нее не требуется создание специальных механизмов раскрытия. Кроме того, у надувных конструкций высокая степень надежности, относительно небольшая масса и высокий коэффициент упаковки [4].

В настоящее время форма надувной космической конструкции поддерживается поступлением воздуха. Использование баллонов высокого давления для этих целей представляется небезопасным и нерациональным с точки зрения увеличения размеров и массы конструкции. В Массачусетском технологическом институте предложили приме-

нять для поддержания формы надувной антенны порошок, выделяющий газ при снижении давления [5]. Но такие антенны могут быть повреждены мелкими метеоритами. С нашей точки зрения, представляется более целесообразным использовать отверждаемые надувные конструкции из препрегов. Их достоинством является то, что не требуется поддерживать давление воздуха и им не страшны мелкие метеориты и космическая пыль. После надувания конструкции в открытом космосе происходит отверждение полимера, и конструкция приобретает необходимую жесткость.

Целесообразно на околоземной орбите использовать технологию горячего отверждения антенны наноспутника. Отверждение начнется только после разогрева конструкции солнечным излучением. Чтобы обеспечить равномерность нагрева всей конструкции, необходимо ориентировать ее определенным образом и при необходимости менять эту ориентацию. Для этого достаточно использовать электромагнит, расположенный на наноспутнике, который взаимодействует с магнитным полем Земли, который обеспечит необходимую ориентацию. При этом возникает ряд проблем. Препрег, будучи еще не отвержденным, имеет большую податливость. Важно, чтобы в процессе отверждения конструкция не теряла устойчивость. Необходимо исключить возможность появления складок во время возможного поворота наноспутника.

Целью исследования является анализ потери устойчивости в антенне штыревого типа при совершении маневра наноспутником. На простом

примере покажем, что тонкостенная конструкция, стенки которой близки по своим механическим свойствам к тканям, могут вести себя как жесткое изделие в определенных условиях. Эти условия как раз и реализуются в надувных конструкциях при наличии достаточного давления. Далее, с использованием специальных конечных элементов в вычислительном эксперименте определим условие появления складок в антенне штыревого типа при повороте наноспутника.

2. Обоснование выбора математической модели

Покажем, что тонкостенная балка цилиндрического сечения ведет себя как тканевая конструкция в случае предельного перехода, связанного с уменьшением ее толщины при одновременном увеличении упругого модуля. Для этого рассмотрим три варианта нагружения балки двух разных сечений (рис. 1).

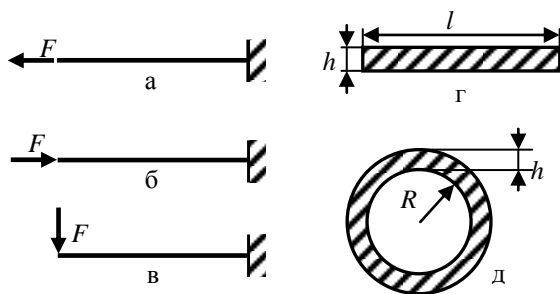


Рис. 1. Условия нагружения балки: а – задача о растяжении балки; б – задача об изгибе балки; в – задача о потере устойчивости; г – прямоугольное сечение рассматриваемой балки; д – сечение тонкостенной цилиндрической балки

Первый случай. Один конец балки жестко заземлен. Ко второму ее концу приложена растягивающая горизонтальная сила F . При таком нагружении связь между действующей силой (рис. 1, а) и деформацией ε балки определяется формулой (1) для балки с кольцевым сечением и (2) для балки прямоугольного сечения [6]:

$$F = ES\varepsilon = E\pi(h^2 + 2Rh)\varepsilon, \quad (1)$$

$$F = ES\varepsilon = Ehl\varepsilon, \quad (2)$$

где E — модуль Юнга материала, S — площадь сечения. Обозначим параметром $C = Eh$ произведение модуля Юнга E на толщину стенки балки h . Устремим толщину стенки к нулю при одновременном стремлении к бесконечности значения модуля Юнга. При этом осуществим переход так, чтобы величина C не меняла своего значения. Очевидно, что при таком предельном переходе связь между приложенной силой и удлинением балки не

изменится. Она будет определяться сопротивлением стенок балки растяжению материала по одной оси. После осуществления предельного перехода формулы (1) и (2) примут вид $F = 2\pi CR\varepsilon$ и $F = Cle$. Это означает, что между растягивающей силой и деформацией балки имеется пропорциональная зависимость, определяемая геометрией сечения балки и способностью ткани сопротивляться внешней нагрузке.

Второй случай. К свободному концу балки приложена сжимающая сила (рис. 1, б). Нужно определить ее критическое значение после осуществления предельного перехода, связанного с уменьшением толщины балки и увеличением ее упругого модуля. Выражение для критической силы определяется известными формулами теории сопротивления материалов. Это формулы (3) для балки с кольцевым сечением и (4) для балки прямоугольного сечения:

$$F_{cr} = \frac{\pi^3 R^3 Eh}{4L^2} = \frac{\pi^3 R^3 C}{4L^2}, \quad (3)$$

$$F_{cr} = \frac{Eh\pi h^2}{48L} = C \frac{\pi h^2}{48L}, \quad (4)$$

где L — длина балки. Из них следует, что несмотря на малость толщины стенки в цилиндрической балке имеется конечное значение критической сжимающей силы, приводящей к потере устойчивости. Это критическое значение зависит от длины балки. То есть она ведет себя так, как это и положено для упругой конструкции. Пример показывает, что когда выполняется гипотеза плоских сечений, то мы имеем дело с упругой конструкцией. Применительно к рассматриваемой проблеме достичь выполнения гипотезы плоских сечений можно, когда внутри цилиндрической тонкостенной оболочки имеется высокое давление.

Иное поведение мы видим для балки прямоугольного сечения. При стремлении толщины h к нулю значение критической силы принимает нулевое значение. То есть такая конструкция не оказывает сопротивления сжимающей силе. Это может происходить в том случае, когда рассматриваемое изделие представляет собой кусок ткани.

Третий случай. К свободному концу балки приложено изгибающее усилие (рис. 1, в). В теории сопротивления материалов получена связь между прогибом кончика балки w_{max} и приложенной силой F . Для балки прямоугольного сечения и тонкостенной цилиндрической балки прогиб вычисляется по формулам:

$$w_{max} = -\frac{FL^3}{3Eh\pi R^3} = -\frac{FL^3}{3C\pi R^3}, \quad (5)$$

$$w_{\max} = -\frac{FL^3}{3E \frac{lh^3}{12}} = -\frac{FL^3}{3C \frac{lh^2}{12}}. \quad (6)$$

После устремления толщины стенки к нулю при одновременном стремлении модуля к бесконечности наблюдается следующее: для цилиндрической тонкостенной балки получается пропорциональная зависимость между приложенной силой и прогибом конца балки. То есть она ведет себя как упругая конструкция. Справедливо это при выполнении гипотезы плоских сечений. Для тканевой оболочки это может происходить в том случае, когда внутри цилиндрического элемента имеется достаточное давление. В противоположность этому сколь угодно малая сила приводит к бесконечному прогибу балки прямоугольного сечения. Механическое поведение напоминает поведение ткани, которая не способна сопротивляться изгибу.

Таким образом, показано, что предельный переход, связанный с уменьшением толщины стенок при одновременном увеличении упругого модуля, позволяет получать механические свойства балок, аналогичные свойствам конструкций с тканевыми стенками. Однако для компьютерных экспериментов целесообразно использовать готовые комплексы программ. Например, можно осуществлять расчеты на основе метода конечных элементов, который приспособлен для моделирования тканевых оболочек элементы мембранного типа.

3. Задача об образовании складок надувной антенны штыревого типа

Рассмотрим задачу об образовании складок на цилиндрическом элементе надувной антенны в условиях совершения поворота наноспутником. Для расчета используем ткань с модулем Юнга в условиях одноосного растяжения равном $E=1.4 \cdot 10^3$ МПа, коэффициентом Пуассона $\nu=0.49$ и толщиной $h=0.25$ мм. Плотность материала $\rho=1140$ кг/м³. Геометрически модель представляет

собой цилиндр, закрытый с одной стороны полусферой (рис. 2). Для расчета использовался программный комплекс ANSYS. Решение получено в динамической постановке. При создании сетки, использовался 4х-узловой мембранный элемент, не имеющий изгибной жесткости. Такой тип элемента идеально подходит для моделирования тонкостенных, тканевых конструкций.

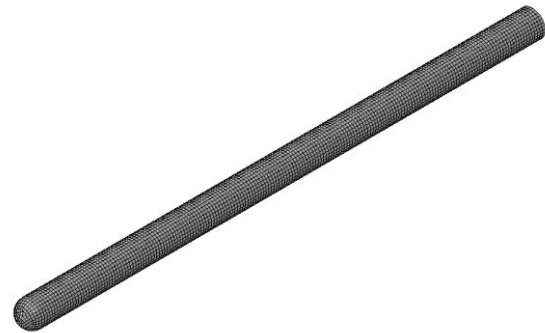


Рис. 2. Геометрическая модель элемента антенны спутника

Зададим следующие размеры надувной конструкции. Длина цилиндрического элемента равна $l=0.4$ м, радиус цилиндра и полусферы на конце антенны равен $r=0.02$ м. Решение получено в динамической постановке. На внутренней стороне стенки цилиндра и полусферы действует давление. Кольцевое основание антенны вращается относительно некоторой оси.

На рис. 3 показан результат расчета, в котором значение внутреннего давления задано равным $P=10^{-4}$ атмосфер, а угловое ускорение равно 0.4 рад/сек². Результаты аналогичного моделирования для тех же самых моментов времени показаны на рис. 4 и 5. Только давление в данных расчетах задано на порядок больше $P=10^{-3}$ атмосфер. Угловые ускорения соответственно равны 0.4 рад/сек² (рис. 4) и 0.2 рад/сек² (рис. 5). В первом рассмотренном нами случае (рис. 3) антенна резко изгибается со множеством складок на некотором расстоянии

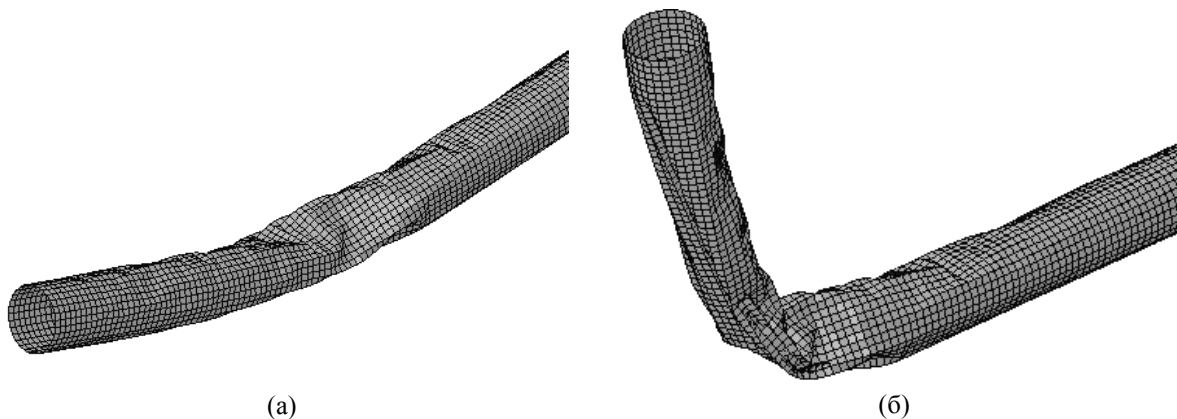


Рис. 3. Результат расчета при значении давления $P=10^{-4}$ атмосфер и углового ускорения 0.4 рад/сек² в моменты времени: а – 0.25 с, б – 0.5 с после начала совершения поворота

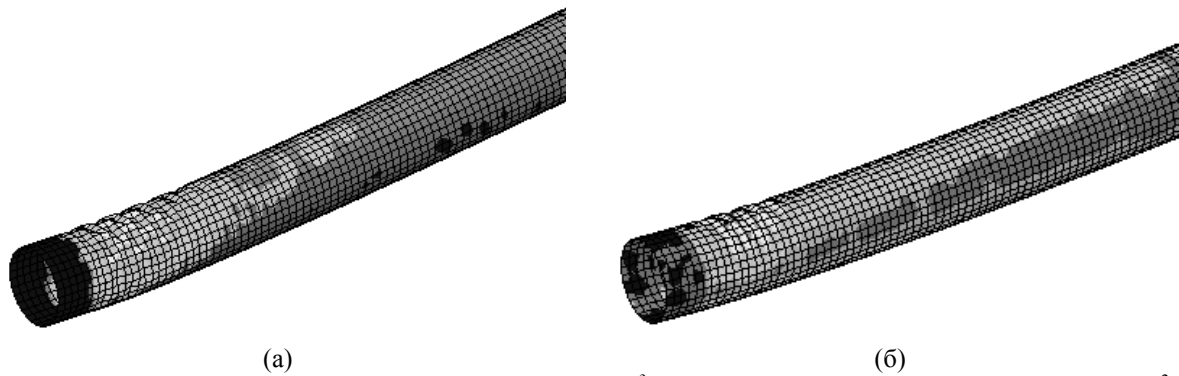


Рис. 4. Результат расчета при значении давления $P=10^{-3}$ атмосфер и углового ускорения $\varepsilon=0.4$ рад/с² в радиальных перемещениях в момент образования складок: а – $t=0.25$ с, б – $t=0.5$ с

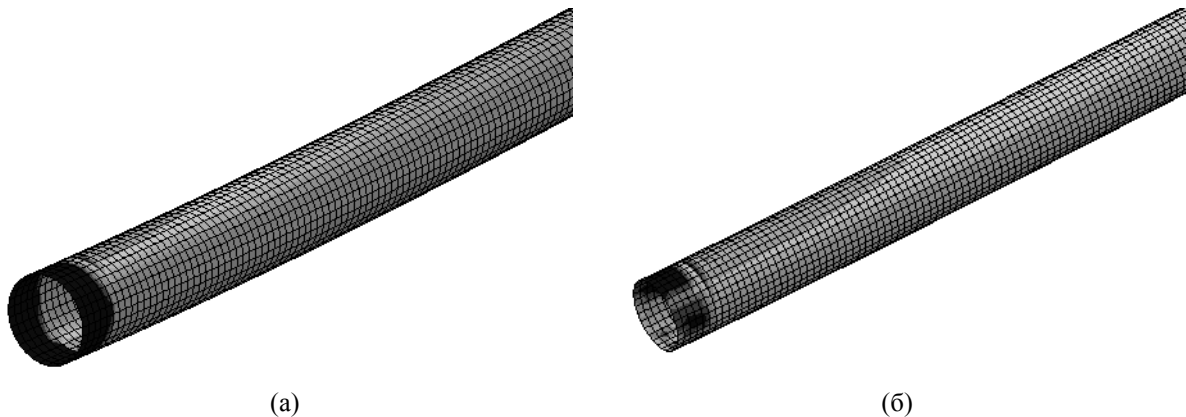


Рис. 5. Результат расчета при значении давления $P=10^{-3}$ атмосфер и углового ускорения $\varepsilon=0.2$ рад/с² в радиальных перемещениях в момент образования складок: а – $t=0.25$ с, б – $t=0.5$ с

от основания. Во второй задаче видны только небольшие складки (рис. 6) на поверхности. В третьем примере антенна не теряет устойчивости. Геометрия ее меняется очень незначительно.

4. Заключение

Решена задача о движении надувного элемента антенны при разных значениях углового ускорения и внутреннего давления. Решение показало зависимость складкообразования и перемещений материала в складках от значений давления и углового ускорения. Показано, что можно подобрать материал, значения внутреннего давления и углового ускорения, при которых конструкция представленного типа будет сохранять эксплуатационные параметры при использовании элементов с кольцевым сечением. В дальнейшем планируется проведение расчетов конструкций из разных материалов с целью определения наиболее подходящего.

Авторы статьи благодарны Российскому фонду фундаментальных исследований за оказанную финансовую поддержку работы в рамках проекта № 16-48-590844.

Список литературы

1. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (ч. 1) // Вестник СибГАУ. 2007. № 2 (15). С. 51–57.
2. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (ч. 2) // Вестник СибГАУ. 2007. № 3 (16). С. 78–81.
3. Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 4. С. 110–119.
4. Programs: Deployable Antennas [Электронный ресурс] URL: <http://www.lgarde.com/deployable-antennas.php> (дата обращения: 21.06.2017).
5. Inflatable Antenna Increases Reach for Small Satellites [Электронный ресурс]. URL: <http://www.natureworldnews.com/articles/3884/20130909/inflatable-antenna-increases-reach-small-satellites.htm> (дата обращения: 21.06.2017)
6. Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. Киев: Наукова Думка, 1988. 736 с.

References

1. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. The review of designs of modern transformed space antennas (part 1). *Vestnik SibGAU*, 2007, no. 2 (15), pp. 51–57 (In Russian).
2. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. The review of designs of modern transformed space antennas (part 2). *Vestnik SibGAU*, 2007, no. 3 (16), pp. 78–81 (In Russian).
3. Ponomarev S. V. Transformable reflectors of spacecraft antennas. *Vestnik Tomskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Matematika i Mekhanika* 2011, no. 4, pp. 110–119 (In Russian).
4. Programs: Deployable Antennas [Electronic resource].
URL: <http://www.lgarde.com/deployable-antennas.php>
5. Inflatable Antenna Increases Reach for Small Satellites [Electronic resource].
URL: <http://www.natureworldnews.com/articles/3884/20130909/inflatable-antenna-increases-reach-small-satellites.htm>
6. Pisarenko G. S., Yakovlev A. P., Matveyev V. V. *Spravochnik po soprotivleniyu materialov* (Handbook on theory of strength of materials) Kiyev: Naukova Dumka, 1988, 736 p. (In Russian)

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом:

Беляев А. Ю., Свистков А. Л. Моделирование отверждаемых цилиндрических элементов надувной антенны наноспутника // Вестник Пермского университета. Физика. 2017. № 4 (38). С. 5–10. doi: 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10

Please cite this article in English as:

Beliaev A. Yu., Svistkov A. L. Hardening cylindrical elements of nanosatellites inflatable antenna modeling. Bulletin of Perm University. Physics, 2017, no. 4 (38), pp. 5–10. doi: 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10