

УДК 539.422.5

Животенко Николай Владимирович, магистрант

Еремина Елена Александровна, магистрант

Сергеева Анастасия Анатольевна, магистрант

«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)» (МГТУ имени Н.Э. Баумана)

Кафедра СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции»

(Россия, г. Москва)

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЁННО-
ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
ТИПОВОЙ КОНСТРУКЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА С РАЦИОНАЛЬНЫМ
АРМИРОВАНИЕМ**

Рационально армированные изделия из композиционных материалов представляют огромный интерес для применения в конструкциях малых космических аппаратов. В данной работе представлены результаты численного моделирования напряжённо-деформированного состояния типовой конструкции малого космического аппарата. Показано, что весовая эффективность рационально армированных композитов в три раза выше чем у традиционных алюминиевых сплавов.

Силовые элементы современных наноспутников в основном изготавливают из сплавов алюминия. Разработка конструкций из новых материалов позволит сократить массогабаритные и повысить прочностные характеристики элементов малых космических аппаратов.

Актуальной проблемой при изготовлении силовых конструкций из композиционных материалов является – рациональное распределение материала в ограниченном пространстве детали, исходя из условий: материалоёмкости,

снижения податливости конструкции, увеличения собственных частот, ограничений по деформациям [1].

Композитные конструкции с рациональными траекториями укладки волокон, изготовленные методом 3D-печати значительно легче, чем традиционные композитные силовые конструкции. Они позволят оптимизировать топологию детали, снизить расходы материала, не уменьшая несущую способность конструкции [2, 3].

В настоящей работе на примере типовой конструкции наноспутника типа CubeSat – плоской тонкой пластины ослабленной отверстием – рассмотрен процесс численного моделирования напряженно-деформированного состояния рационально армированного изделия из композиционного материала.

Наша задача – оценить несущую способность рационально армированной пластины и сравнить её с несущей способностью аналогичной пластины из дуралюмина Д16.

В волокнистых композитах высокопрочные и высокомодульные волокна воспринимают основные напряжения, возникающие в композиции при действии внешних нагрузок, придавая ей жёсткость и прочность в направлении ориентации волокон. Податливая матрица, заполняющая межволоконное пространство, обеспечивает совместную работу отдельных волокон за счёт собственной жёсткости и межфазного взаимодействия (адгезии), существующего на границе раздела матрица – волокно.

При возрастании нагрузок в неограниченных пределах любые твёрдые тела деформируются и разрушаются.

Классические высокопрочные и высокомодульные углеродные волокна плохо работают на сдвиг, изгиб и срез. Реализации их максимальной прочности заключается в минимизации всех нагрузок, действующих на волокна, кроме растягивающих и сжимающих.

В рамках линейной теории упругости напряжённое состояние в каждой точке деформируемого твёрдого тела определяется внутренними силами, сведёнными к напряжениям в каждой точке. Для любой точки рассматриваемого

тела, можно выбрать прямоугольную систему координат так, что на перпендикулярных к ним площадках действуют только нормальные напряжения – главные напряжения, а касательные напряжения отсутствуют. Поэтому рациональное армирование целесообразно проводить по силовым линиям поля главных напряжений.

Исследуемый образец представлял из себя тонкую пластину толщиной $h = 0,36$ мм, длиной $l = 200$ мм, шириной $w = 50$ мм и диаметром отверстия $d = 28$ мм.

Расчет проводился для плоской задачи в рамках линейной теории упругости с использованием САЕ-системы Siemens Femap v11.4.0 с решателем NX/Nastran.

Первым этапом численного моделирования было определение напряжённо-деформированного состояния в пластине из пластика REC Relax без армирующих волокон подверженной одноосному растяжению силой $F = 1296$ Н вдоль оси Ox_1 . Материал принимался однородным и изотропным с модулем упругости первого рода $E_m = 1120$ МПа и коэффициентом Пуассона $\nu_m = 0,3$.

Расчетная схема, конечно-элементная модель и результаты моделирования представлены на рис. 1 – 3.

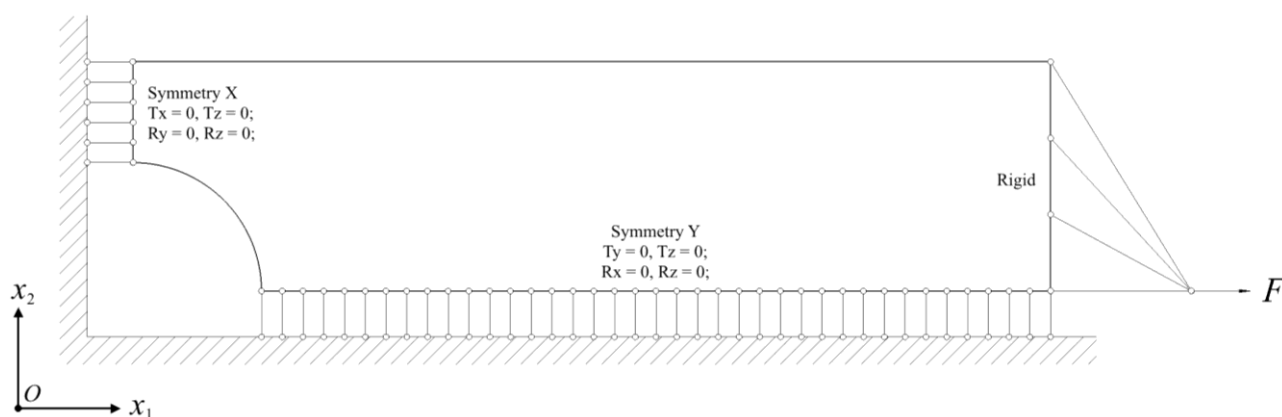


Рис. 1. Расчётная схема для определения напряжённо-деформированного состояния при одноосном растяжении

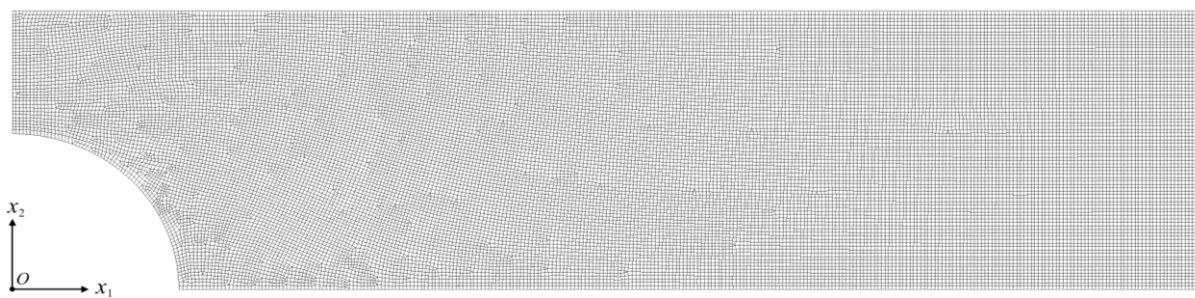


Рис. 2. Конечно-элементная модель из четырёхузловых элементов «Plate» (CQUAD4)

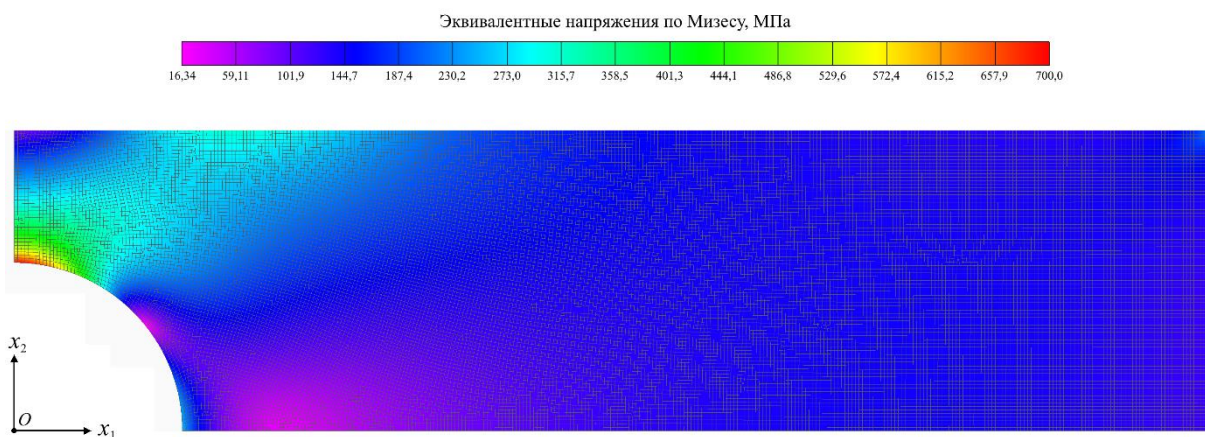


Рис. 3. Эквивалентные напряжения по Мизесу в изотропной пластине с отверстием

По результатам статического нагружения и согласно разработанной методике были определены рациональные траектории армирования. Полученные кривые импортировались в CAD-систему Siemens NX (Unigraphics) в которой была построена новая геометрическая модель для расчёта, рис. 4.

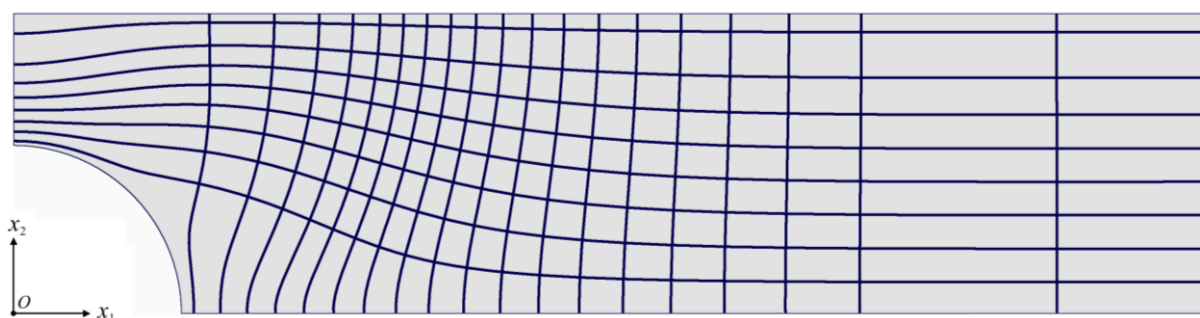


Рис. 4. Геометрическая модель рационально армированной пластины

Конечно-элементная модель представляла собой систему из двух типов конечных элементов с идеальным контактом.

Плоские элементы «Plate» (CQUAD4 и STRIA3) моделировали матрицу композиционного материала. Материал матрицы соответствовал однородному изотропному материалу исходного пластика REC Relax. Линейные элементы «Rod» моделировали однонаправленную армирующую нить из двухматричного композита с площадью поперечного сечения $A = 0,252 \text{ мм}^2$. Основа нити – углеродное волокно диаметром $d_f = 0.36 \text{ мм}$ покрытое термореактивным связующим (ТС-33-1.5К) в интерфейсе из термопласта REC Relax. Упругие характеристики армирующих нитей определялись по правилу смеси, и равны $E_f = 76668,24 \text{ МПа}$; $\nu_f = 0,3$.

Расчётный случай аналогичен схеме, изображенной на рис. 1. Результаты статического расчёта представлены на рис. 5 – 6.

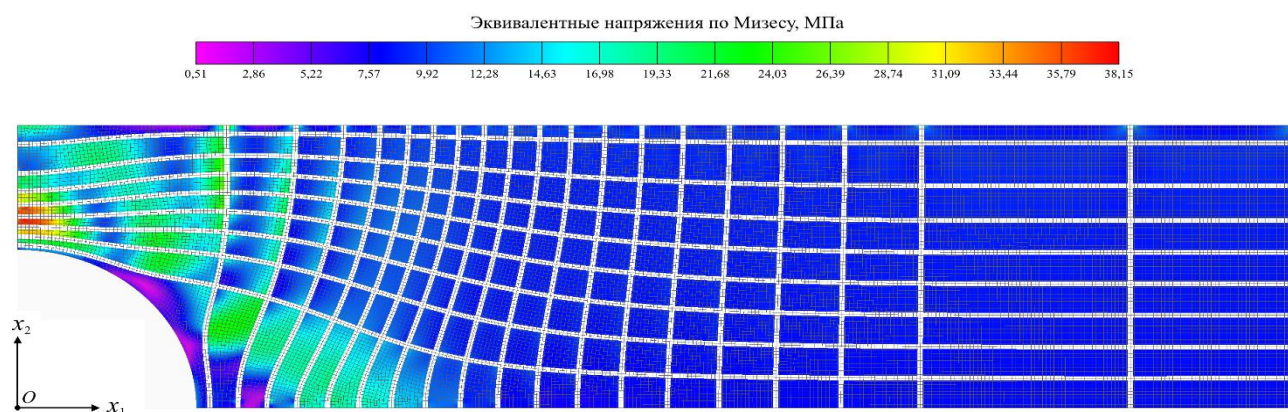


Рис. 5. Эквивалентные напряжения по Мизесу в матрице рационально армированной пластины из композиционного материала

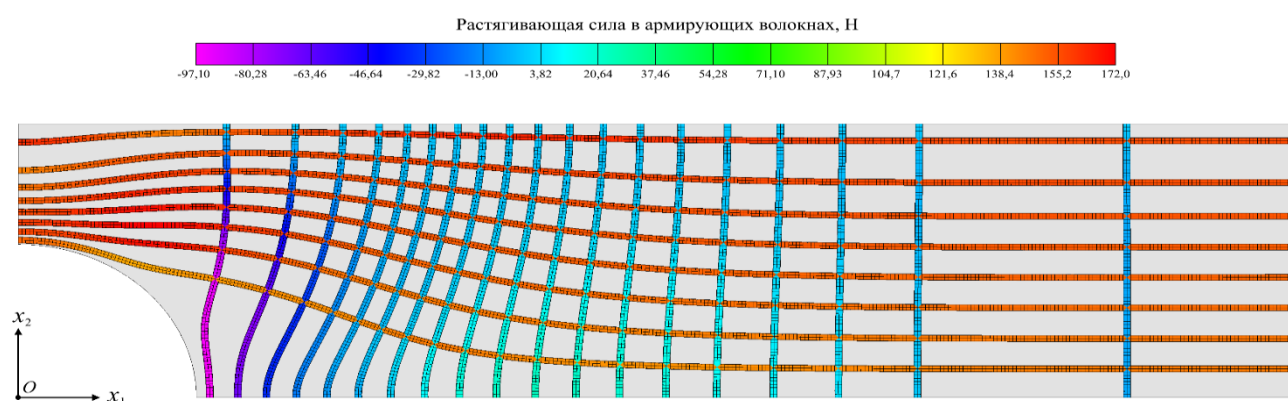


Рис. 6. Растягивающая сила в армирующих волокнах с рациональной схемой укладки

Расчёт методом конечных элементов выявил следующие особенности:

1) все продольные волокна нагружены равномерно силой $F \approx 174$ Н при допускаемой силе на разрыв $F_{\text{доп}} = 180$ Н, для волокон ТС-33-1.5К. Это соответствует реализации равнопрочности в изделии;

2) имеет место резкое снижение величины механических напряжений в матрице. В рационально армированной пластине максимальное значение эквивалентного напряжения по Мизесу равно $\sigma_{\text{max}} = 38,15$ МПа, что в 18 раз меньше чем в изотропной однородной пластине с такой же геометрией. Предел прочности на разрыв пластика REC Relax составляет $\sigma_{\text{в (REC Relax)}} = 40$ МПа.

3) безразмерный коэффициент несущей способности пластины составляет

$$k = \frac{F_{\text{кр}}}{(m_f + m_m)g} = \frac{1296 \text{ Н}}{(5,95 \cdot 10^{-8} \text{ кг} + 0,0044 \text{ кг}) \cdot 9,81 \text{ м/с}^2} \approx 30,024 \cdot 10^3,$$

где m_f и m_m – масса волокон и матрицы соответственно, кг; g – ускорение свободного падения, м/с².

Для дуралюмина Д16 предел прочности при растяжении равен $\sigma_{\text{в (Д16)}} = 450$ МПа, что соответствует критической растягивающей силе $F_{\text{кр}} = 835$ Н, а несущая способность равна

$$k_{\text{Д16}} = \frac{F_{\text{кр}}}{mg} = \frac{835 \text{ Н}}{0,0094 \text{ кг} \cdot 9,81 \text{ м/с}^2} = 9,034 \cdot 10^3.$$

Таким образом, при использовании в качестве армирующих волокон углеродные нити ТС-33-1.5К и матрицы пластик REC Relax, несущая способность рационально армированной пластины в 3,3 раза выше, чем соответствующая ей несущая способность дуралюмина Д16.

Стоит отметить, что при данном способе армирования, разрушающего воздействия на сам материал матрицы практически не происходит, а все механические напряжения перераспределяются на углеродные волокна.

В рамках исследований была разработана физико-математическая модель рационального армирования деталей, алгоритм определения рациональных траекторий укладки армирующих волокон, а также методика расчёта траекторий укладки волокон для 3D-печати изделий из композиционных материалов для силовых конструкций наноспутников типа CubeSat.

Список литературы

1. Петренко А.Н. Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику. – Днепропетровск: АРТ - ПРЕСС, 2007. – 456 с.
2. Фатеева В.Ф. Малые космические аппараты информационного обеспечения. – М.: Радиотехника, 2010. – 314 с.
3. Yamanaka Y., Todoroki A., Ueda M. Fiber Line Optimization in Single Ply for 3D Printed Composites, Open Journal of Composite Materials Vol. 6 № 4, 2016. – 121 p.

Zhivotenko Nikolay Vladimirovich, master's degree students

Eremina Elena Aleksandrovna, master's degree students

Sergeeva Anastasiya Anatolevna, master's degree students

Department of Space-Rocket Composite Designs

Bauman Moscow State Technical University (Russia, Moscow)

NUMERICAL MODELING DEFLECTED MODE IN THE TYPICAL CONSTRUCTION OF SMALL-SIZE SPACECRAFTS FROM THE COMPOSITE MATERIAL WITH RATIONAL REINFORCEMENT

Rationally reinforced products from composite materials are of huge interest to application designing of small-size spacecrafts. Results of numerical modeling of the deflected mode of a standard construction of the small-size spacecraft are presented in this work. It is represented that the weight efficiency of rationally reinforced composites is three times higher than at traditional aluminum alloys.