

**Разработка методики выбора параметров армирования для изготовления
плетеных композитных трубчатых элементов**

Самипур Саджад Алиасгар

Аспирант

Казанский национальный исследовательский государственный технический университет
им. А.Н.Туполева, Институт авиации, наземного транспорта и энергетики, Кафедра
конструкции и проектирования летательных аппаратов, Казань, Россия

E-mail: samipour@mail.ru

Конструкции из композиционных материалов успешно применяются в аэрокосмической, морской, автомобильной и энергетической промышленности [1]. При производстве этих конструкций может использоваться эффективный и надежный метод такой, как радиальное плетение и намотка [2]. Эти автоматизированные технологии производства хорошо подходят для создания высокоэффективных композитных конструкций [3]. Плетение используется во многих областях машиностроения из-за структурной целостности, гибкости проектирования, устойчивости к повреждениям, способности ремонта и низкой стоимости производства [4]. Из-за своих разнообразных приложений и новых возможностей, плетение имеет большие перспективы в области композитного производства [5].

Цель настоящего исследования – разработка методики выбора параметров армирования для плетеных композитных трубчатых элементов авиационно-космического назначения, изготовленных методом радиального плетения и трансферным формованием. Далее приводится аналитическая методика для определения модуля упругости плетеного элемента.

Рассматривается фрагмент трубчатого элемента с плетеной армированной структурой. Заметим, что радиальные волокна имеют форму близкого к синусоиде, поэтому их длина и механические характеристики отличаются от осевых волокон. Обращая внимание на эти замечания, предполагается использовать корректирующий коэффициент, на который нужно умножить результаты аналитического анализа. Этот коэффициент определяется с помощью сравнения результата аналитического моделирования с экспериментальными результатами исследований других авторов, который равен 0,906. По результатам сравнения можно сказать, что с помощью уравнения (1) и требований к механическим характеристикам возможно определять свойства армирующего волокна, связующего, угол ориентации волокон и объемное содержание волокна для проектируемой конструкции.

Для примера рассматривается композитный трубчатый элемент авиакосмического назначения, модуль упругости которого должен быть больше 210 ГПа. Заметим, что влияние модуля упругости связующего в значении жесткостных параметров композита намного меньше, чем волокна. Поэтому не подчеркивается роль связующего. Чтобы достичь нужного модуля упругости, используя уравнения (1) можно получить нижеуказанные варианты армирования. Известно, что модуль упругости зависит от угла армирования и объемного содержания волокон, а так же от связующего. Т.е. Построен график функции E (рис. 1.). Заметим, что по технологическим ограничениям угол армирования должен быть более 15 градусов и объемное содержание волокна менее 60%. Из графика следует, что значения углов армирования и наполнение искомого плетеного композитного материала с модулем упругости более 210 ГПа будут находиться в заштрихованных областях.

Для экспериментальной проверки по критериям совокупности свойств выбрано волокно M46J и связующее RTM6, коэффициент наполнения 0,55, угол ориентации волокон 15 градусов и схема армирования трехосное плетение.

Разработана методика выбора параметров армирования для плетеных композитных трубчатых элементов авиакосмического назначения, изготовленных методом радиального плетения и трансферным формованием.

Источники и литература

- 1) 1. Gibson F.R. A review of recent research on mechanics of multifunctional composite materials and structures. Composite Structures, 2010; 92: 2793–2810.
- 2) 2. Bok-Lok Choi, Byoung-Ho Choi. Numerical method for optimizing design variables of carbon-fiber-reinforce epoxy composite coil springs. Composites. Part B: Engineering, 2015; 82: 42–49.
- 3) 3. Suyang Zhong, Licheng Guo, Gang liu, Huaiyu Lu, Tao Zeng. A continuum damage model for three-dimensional woven composites and finite element implementation. Composite Structures, Volume 128, 2015; 128:1–9.
- 4) 4. Vozkova P. Elastic Modulus FEM Modelling of the Layered Woven Composite Material. Dissertation thesis,–Technical University of Liberec. 2008: 652–676.
- 5) 5. Shu Ching Quek, Anthony M. Waas. Instabilities in Braided Textile Composites Under Uniaxial Compressive and Biaxial Loadings. 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Con. 2002.

Иллюстрации

$$E_x = \frac{2}{\frac{\cos^4 \alpha}{E_1} + \frac{\sin^4 \alpha}{E_2} + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{\nu_{12}}{E_1}\right) \cos^2 \alpha \sin^2 \alpha} \frac{V_f}{2 + \frac{a_2 b_2}{a_1 b_1} \cos \alpha} + \frac{E_1 V_f}{1 + \frac{a_1 b_1}{a_2 b_2} \frac{2}{\cos \alpha}} + (1 - V_f) E_m;$$

$$E_y = \frac{2}{\frac{\sin^4 \alpha}{E_1} + \frac{\cos^4 \alpha}{E_2} + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{\nu_{12}}{E_2}\right) \sin^2 \alpha \cos^2 \alpha} \frac{V_f}{2 + \frac{a_2 b_2}{a_1 b_1} \cos \alpha} + \frac{E_2 V_f}{1 + \frac{a_1 b_1}{a_2 b_2} \frac{2}{\cos \alpha}} + (1 - V_f) E_m;$$

Рис. 1. Уравнение (1)

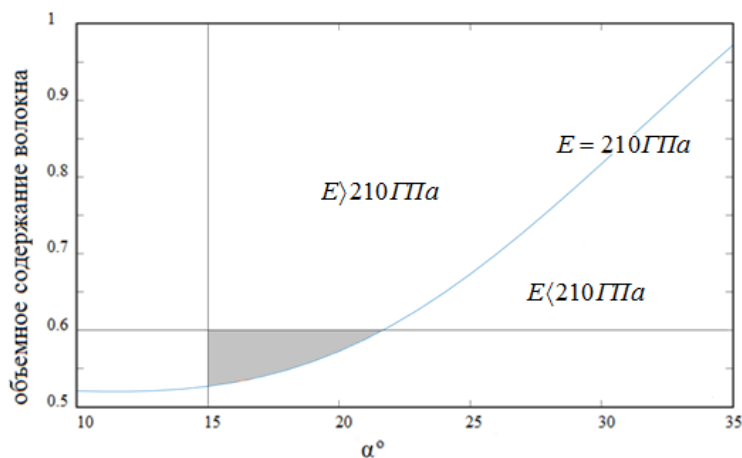


Рис. 2. Рис. 1. Кривая E=210ГПа для волокна M46J, связующего RTM6