

УДК 678.01:624.074

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ТКАНЕВОГО ЭПОКСИДНОГО УГЛЕПЛАСТИКА

© 2015 В. А. Комаров, Е. А. Кишов, Р. В. Чарквиани, А. А. Павлов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена задача адекватного моделирования тонкостенных конструкций из слоистых полимерных композиционных материалов, армированных тканями. Исследовано соответствие расчётных и экспериментальных значений разрушающих нагрузок для образцов регулярных и нерегулярных зон конструкций. В качестве образцов использованы полосы стандартных размеров и проушины трёх типоразмеров с квазиизотропной укладкой слоёв материала. Выполнены испытания на статическую прочность образцов. Построены конечно-элементные модели образцов в системе NASTRAN. Проведена оценка точности прогноза несущей способности образцов, выполненной на основе критериев прочности композитов (максимальных напряжений, максимальных деформаций, Цая-Ву, Цая-Хилла и др.). Даны рекомендации по выбору критериев прочности при проектировочных расчётах изделий из слоистых армированных пластиков. Рассмотрена корректность упрощённого моделирования контактного взаимодействия оси и поверхности отверстия проушин путём передачи нагружающего усилия из центра отверстия на периферийные узлы при помощи стержневых конечных элементов.

Слоистый композиционный материал, проушина, критерии прочности композитов, прочностные испытания, конечно-элементное моделирование.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

Доля композиционных материалов в конструкции современных самолётов неуклонно растёт. Планер одной из последних моделей пассажирских самолётов фирм Boeing и Airbus более чем на половину состоит из материалов такого типа [1, 2].

В то же время, большое разнообразие применяемых конструкционных материалов, способов их изготовления, а также зависимость свойств результирующего изделия от технологии порождает триаду «материал-конструкция-технология», в которой особое место занимает проблема достоверного прочностного анализа. Сложность расчёта на прочность композитов состоит в неоднозначности выбора теории прочности, в то время как для распространённых в самолётостроении изотропных материалов (алюминиевые сплавы, стали) известно, что приемлемые результаты даёт IV теория (Мизеса).

Растяжение квазиизотропной полосы

Рассмотрим квазиизотропный образец, изготовленный по стандарту [3] и нагруженный растяжением (рис.1). Поставим задачу: сравнить разрушающую нагрузку, полученную после статических испытаний и предсказываемую по конечно-элементной модели.

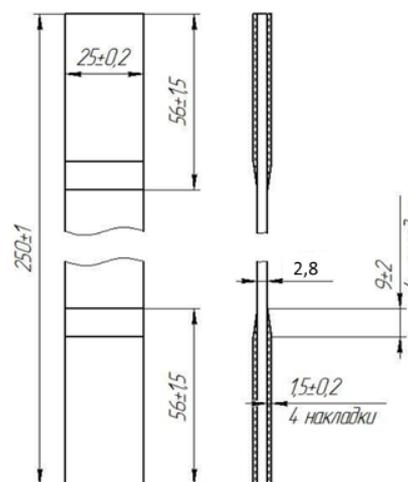


Рис. 1. Геометрия образца

Параметры образца:

- укладка $[(0/90, \pm 45)_s]_3$;
- толщина пакета – 2,8 мм;
- количество слоёв – 12.

Материал образцов – связующее RTM6 (эпоксидная ткань), армирующий компонент – биаксиальная карбоновая ткань Hexcel.

Свойства материала представлены в табл.1.

Таблица 1. Механические характеристики материала

Модуль упругости вдоль основы, МПа	68600
Модуль упругости вдоль утка, МПа	66900
Модуль сдвига в плоскости армирования, МПа	5800
Коэффициент Пуассона в плоскости армирования	0,03
Предел прочности вдоль основы, МПа	780
Предел прочности вдоль утка, МПа	720
Предельная деформация вдоль основы/утка	0,0092
Предельная сдвиговая деформация	0,0150

Моделирование осуществлялось оболочечными четырёхузловыми элементами CQUAD4 со свойством RCOMP (решатель – NASTRAN), которые в пре/пост-процессоре FEMAP обозначаются как Laminate. Нагрузка в модели соответствует экспериментальному разрушающему значению. Граничные условия и сетка конечных элементов показаны на рис.2.

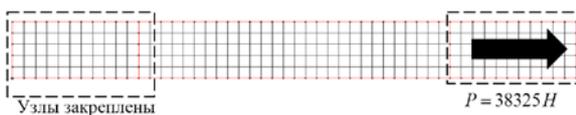


Рис. 2. Граничные условия и сетка конечных элементов

Индекс прочности (FI) – значение функции прочности для данных напряжений (деформаций), например, для квадратичного критерия [4] (назовём его здесь

критерием Васильева) имеем соотношение:

$$FI = \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_2} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}} \right)^2. \quad (1)$$

Тот факт, что $FI \geq 1$ только констатирует инициацию разрушения, однако ответ на вопрос, какую долю составляет приложенная нагрузка от разрушающей, данная величина не даёт. Для того, чтобы определить указанное отношение, необходимо найти запас прочности (SR - Strength Ratio):

$$SR = \frac{F_{разр}}{F}. \quad (2)$$

Запас прочности находится из решения уравнения

$$FI(SR \cdot \sigma_1, SR \cdot \sigma_2, SR \cdot \tau_{12}) = 1. \quad (3)$$

Запишем критерий Цая-Хилла [5]:

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_1} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_2} \right)^2 - \left(\frac{1}{\sigma_1} + \frac{1}{\sigma_2} \right) \sigma_1 \sigma_2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}} \right)^2 = 1. \quad (4)$$

Для квадратичных однородных функций прочности (например, для критерия Цая-Хилла) получим, что

$$SR = \frac{1}{\sqrt{FI}}. \quad (5)$$

Здесь и далее критерий Цая-Ву используется в следующей форме [6]:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{66} \tau_{12}^2 = 1, \quad (6)$$

где

$$\left. \begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{\sigma_1} - \frac{1}{\sigma_1}, F_2 = \frac{1}{\sigma_2} - \frac{1}{\sigma_2}, \\ F_{11} &= \frac{1}{\sigma_1 \sigma_1}, F_{22} = \frac{1}{\sigma_2 \sigma_2}, \\ F_{66} &= \frac{1}{\tau_{12}^2}, F_{12} = 0. \end{aligned} \right\}$$

В выражениях (1) и (4)

$$\bar{\sigma}_i = \begin{cases} \bar{\sigma}_i^+, & \text{если } \bar{\sigma}_i \geq 0, \\ \bar{\sigma}_i^-, & \text{если } \bar{\sigma}_i < 0. \end{cases}$$

Результаты сравнения расчётной и экспериментальных значений разрушаю-

щих нагрузок сведём в «гистограмму» (рис. 3).

Достигнуто хорошее соответствие между расчётными и опытными значениями разрушающих нагрузок для всех критериев, за исключением критерия Цая-Хилла.

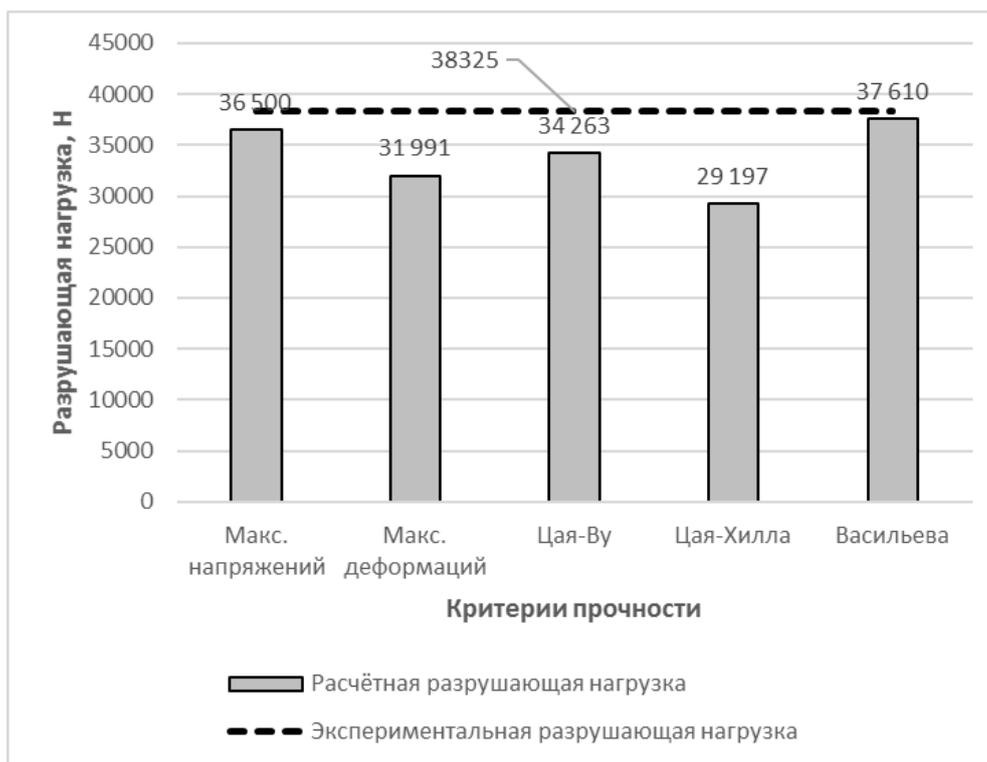


Рис. 3. Сравнение результатов расчёта с экспериментом

Растяжение квазиизотропных проушин

Исследовались проушины трёх типоразмеров (рис.4) из того же материала, что и для полос.

Граничные условия (рис.5) для всех типоразмеров идентичны. Закрепление осуществлялось по узлам задней кромки

по всем степеням свободы. Нагрузка передавалась из центра отверстия на периферийные узлы при помощи абсолютно жёстких стержневых элементов, обеспечивающих шарнирную связь.

Подробно место приложения нагружающего усилия показано на рис.6.

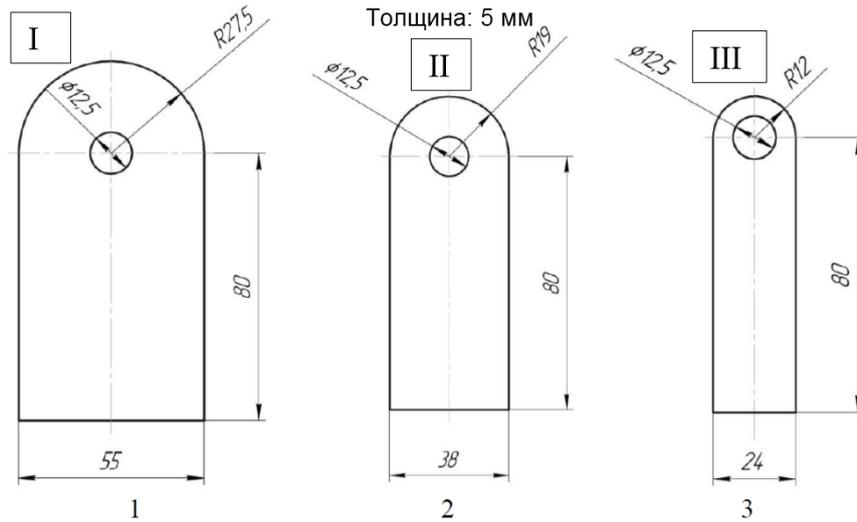


Рис. 4. Типоразмеры проушин

Вопрос о корректном моделировании нагружения проушины не является однозначным. В работе [7] проведено сравнение между сравнительно простым способом нагружения отверстия по «косинусу» и контактному нагружением. Показано, что контактная задача позволяет получить существенно более близкий к эксперименту результат. В настоящей статье хорошая сходимость получена при использовании компромиссного с точки зрения времени расчёта варианта (нагружение с помощью стержней).

Распределение индексов прочности по критерию максимальных напряжений представлено на рис.7, 8.

Расчётные картины распределения индексов прочности коррелируют с модами разрушения, полученными из прочностных испытаний (рис.9).

Сводка итоговых «гистограмм», показывающих степень соответствия расчётных и экспериментальных величин предельных нагрузок, приведена на рис.10.

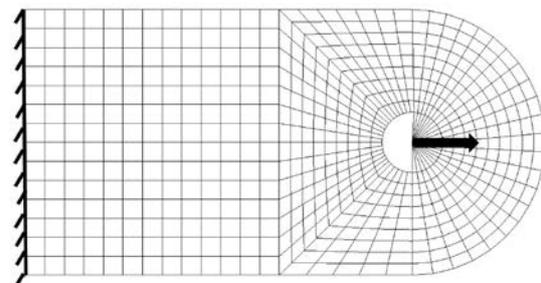


Рис. 5. Конечно-элементная сетка; нагрузки и закрепления

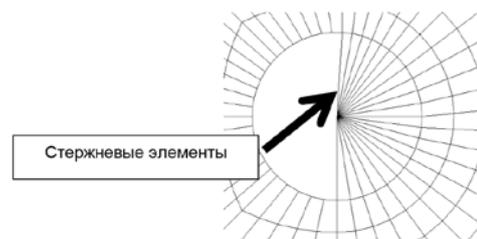


Рис. 6. Передача нагрузки на контур отверстия

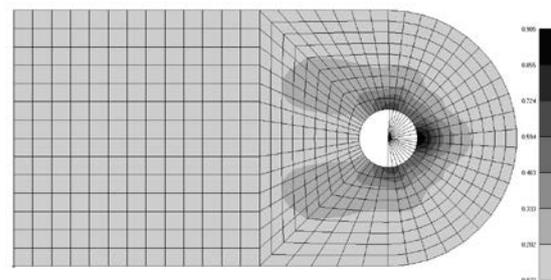


Рис. 7. Индексы прочности по критерию максимальных напряжений в слое $0/90^\circ$ для I типоразмера

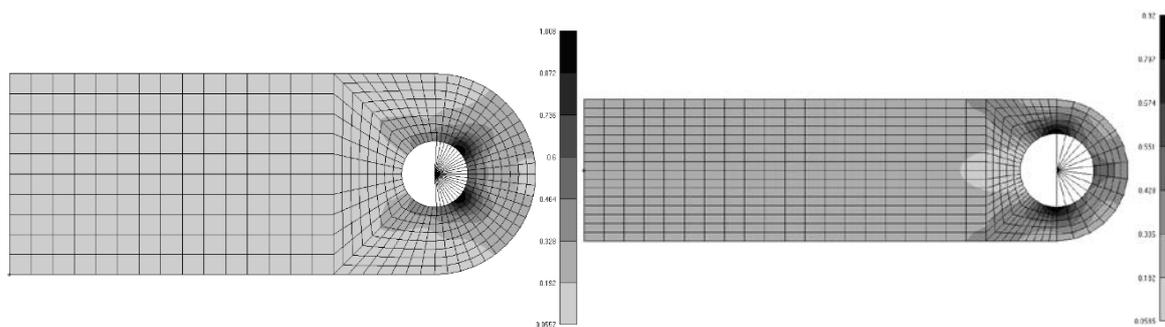
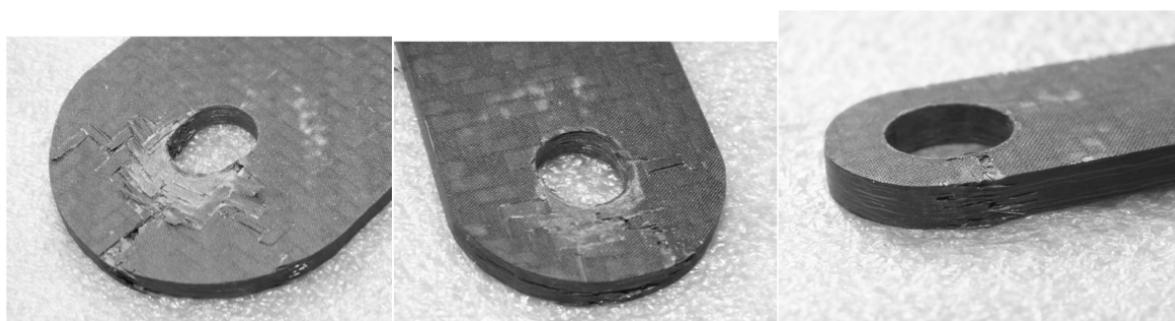


Рис. 8. Распределение индексов прочности по критерию максимальных напряжений для II (слева) и III (справа) типоразмеров



I типоразмер

II типоразмер

III типоразмер

Рис. 9. Образцы проушин после испытаний

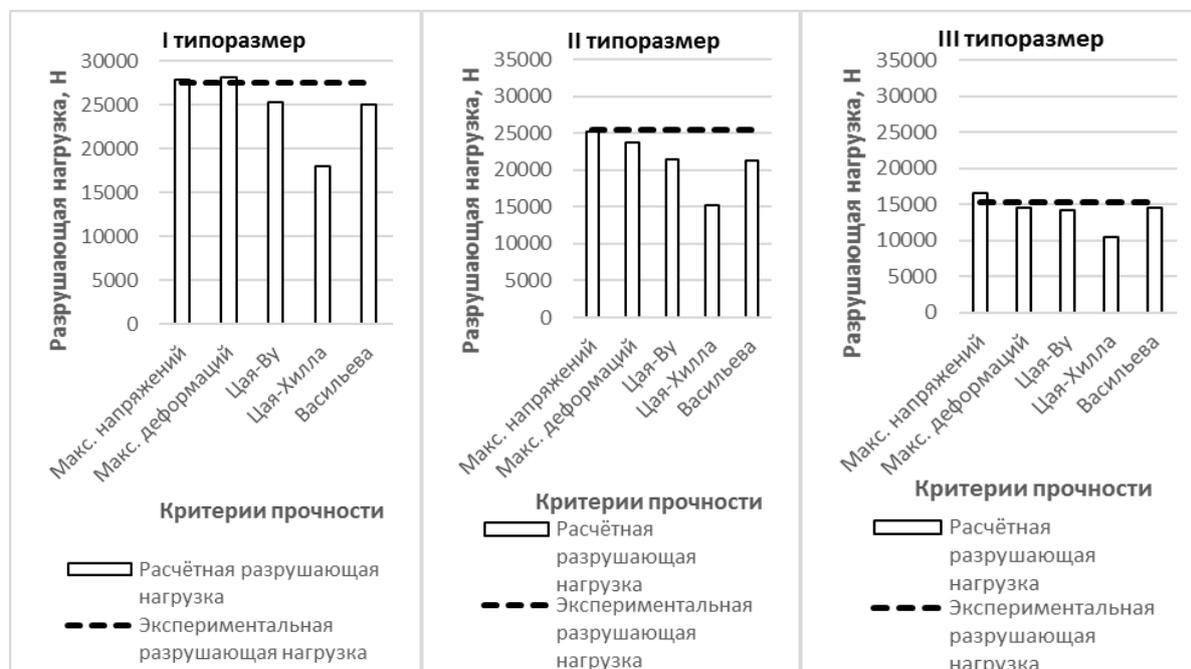


Рис. 10. Сравнение расчётных и экспериментальных значений разрушающих нагрузок для проушин трёх типоразмеров

Заключение

Наиболее близкий к эксперименту результат дают простейшие линейные критерии *максимальных напряжений и деформаций*. Это обусловлено тем, что для данного тканого композиционного материала взаимодействие компонентов напряжений практически отсутствует, то есть волокна, воспринимающие нормальные напряжения по взаимно ортогональным направлениям 1 и 2, и матрица, воспринимающая сдвиг в плоскости 1-2, работают независимо. Если известны досто-

верные данные по допустимым деформациям, то на практике целесообразно использовать упомянутые два критерия совместно. Максимальная погрешность для критерия максимальных напряжений составляет +8,0 % (на I типоразмере; знак «+» означает завышение несущей способности), для критерия максимальных деформаций –6,7% (на II типоразмере).

Работа выполнена в рамках Программы развития инновационной деятельности Самарской области.

Библиографический список

1. <http://www.newairplane.com/787> (accessed 04.12.2014)
2. <http://www.a350xwb.com/> (accessed 04.12.2014)
3. ASTM D3039-95 – Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials (Определение механических свойств композиционных материалов с полимерной матрицей при растяжении).
4. Vasiliev V.V., Morozov E.M. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements* (3rd edition). Elsevier, 2013. 833 p.
5. Hill R. *The Mathematical Theory of Plasticity*. Oxford University Press, London, 1950, p. 318.
6. Tsai S.W., Wu E.M. A General Theory of Strength for Anisotropic materials // *Composite materials*. 1971. V. 5, Iss. 1. P. 58-80. doi.org/10.1177/002199837100500106
7. Pierron F., Cerisier F., Grediac M. Numerical and experimental study of woven composite pin-joints // *Journal of Composite materials*. 2000. V. 34, no. 12. P. 1028-1054. doi.org/10.1106/adtf-88ck-6g3c-5ftm

Информация об авторах

Комаров Валерий Андреевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: vkomarov@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных конструкций из новых материалов.

Кишов Евгений Алексеевич, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ekishov@yandex.ru. Область научных интересов: проектиро-

вание авиационных конструкций из новых материалов.

Чарквиани Рамаз Валерьянович, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Email: oneram@yandex.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных конструкций из новых материалов.

Павлов Александр Александрович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Email: welimorn@mail.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных конструкций из новых материалов.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF THE STRENGTH OF FABRIC CARBON-EPOXY COMPOSITE STRUCTURES

© 2015 V. A. Komarov, E. A. Kishov, R. V. Charkviani, A. A. Pavlov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The problem of adequate modeling of thin-walled laminate composite structures reinforced by woven fabrics is discussed in the paper. The conformity of numerical and experimental values of ultimate load is investigated. Standard-dimension strip-like specimens and lugs with quasi-isotropic layout of three standard sizes are used for the investigation. Static strength of the specimens has been tested. Finite-element models of the described structures are developed using the NASTRAN software. The accuracy of ultimate load prediction by several failure criteria (maximum stress, maximum strain, Tsai-Wu, Tsai-Hill, etc.) is analyzed. Recommendations for choosing failure criteria for laminate composite materials are given. The soundness of simplified modeling of contact interaction of the lug axis and hole surface by transferring the load from the hole surface to peripheral nodes using rod finite elements is discussed.

Laminate composite material, lug, failure criteria of composite material strength, strength tests, finite-element modeling.

References

1. <http://www.newairplane.com/787> (accessed 04.12.2014)
2. <http://www.a350xwb.com/> (accessed 04.12.2014)
3. ASTM D3039-95 – Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
4. Vasiliev V.V., Morozov E.M. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements* (3rd edition). Elsevier, 2013. 833 p.
5. Hill R. *The Mathematical Theory of Plasticity*. Oxford University Press, London, 1950, 318 p.
6. Tsai S.W., Wu E.M. A General Theory of Strength for Anisotropic materials. *Composite materials*. 1971. V. 5, Iss. 1. P. 58-80. doi.org/10.1177/002199837100500106
7. Pierron F., Cerisier F., Grediac M. Numerical and experimental study of woven composite pin-joints. *Journal of Composite materials*. 2000. V. 34, no. 12. P. 1028-1054. doi.org/10.1106/adtf-88ck-6g3c-5ftm

About the authors

Komarov Valery Andreevich, Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: vkomarov@ssau.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

Kishov Evgeniy Alekseevich, post-graduate student of the Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: eakishov@yandex.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

Charkviani Ramaz Valeriyonovich, post-graduate student of the Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: oneram@yandex.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.

Pavlov Aleksandr Aleksandrovich, undergraduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. Email: welimorn@mail.ru. Area of Research: design of aircraft structures using advanced materials.