

РАЗРАБОТКА ОПТИМАЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ МНОГОСЛОЙНОЙ КОНСОЛИ КРЫЛА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ПОДТВЕРЖДЕНИЕМ

Бохоева Л.А.^{1*}, Балданов А.Б.^{1**}, Чермошенцева А.С.^{2***}

¹ Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления,
ул. Ключевская, 40в, стр. 1, Улан-Удэ, Республика Бурятия, 670013, Россия

² Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
2-я Бауманская ул., 5, стр. 1, Москва, 105005, Россия

* e-mail: bohoeva@yandex.ru

** e-mail: aldarbaldanov@gmail.com

*** e-mail: asch-13@ya.ru

Статья поступила в редакцию 17.12.2019

Исследовано напряженно-деформированное состояние (НДС) композитной слоистой консоли крыла беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Определена оптимальная конструкция многослойной обшивки консоли крыла БПЛА из композиционных материалов в системе ANSYS, обеспечивающая максимальную прочность и жесткость при заданных нагрузках. Консоль крыла состоит из двух полных и двух неполных слоев. Разработана автоматизированная процедура выбора угла укладки волокон в слое. Получено 17 вариантов углов укладки волокон для однослойной консоли крыла в зависимости от жесткости крыла, из которых выбраны три варианта оптимального армирования. Для уменьшения деформации крыла был добавлен дополнительный второй слой по всей поверхности крыла. При расчете модели крыла из двух слоев рассмотрены 33 варианта укладки волокон. При расчете трех слоев рассмотрены 47 вариантов укладки волокон в слое. При расчете крыла из двух полных и двух неполных слоев рассмотрены 64 варианта укладки волокон. Для экспериментального изготовления консоли крыла методом холодного формования выполнены рабочие чертежи оснастки. Консоль крыла изготовлена из стеклоткани марки Т-25 (ВМ) ТУ 6-11-380-76 выкладкой слоев вручную. Послойная укладка слоев производилась в строгом соответствии с расчетной моделью при соблюдении размеров выкроек и углов армирования по основе в каждом слое. Поверхность каждого слоя пропитывали эпоксидной смолой ЭД-20 с отвердителем. Согласно проведенным расчетам и построенным моделям изготовлена экспериментальная консоль крыла из слоистого стеклопластика. Полая консоль крыла имеет массу 1,46 кг, что на 3% больше массы расчетной модели. Масса спроектированной и изготовленной консоли крыла на 43% меньше, чем масса консоли, выполненной из полных слоев при одинаковой прочности. На изготовление спроектированной консоли крыла требуется на 25–30% меньше материала. Данный подход может быть широко использован при проектировании и изготовлении элементов конструкций и изделий из композиционных материалов.

Ключевые слова: оптимальная консоль крыла, прочность, жесткость, многослойные композиционные конструкции, угол укладки волокон, оснастка, метод холодного формования.

Введение

В настоящее время резко повысился интерес к беспилотным летательным аппаратам, что вызвано расширением сфер их использования [1–3]. Первые БПЛА разрабатывались как одноразовые или условно-многократные аппараты [1–3], поэтому при проектировании не уделялось должного внимания конструкции их многослойной обшивки по сравнению с аэродинамикой и управлением. Для снижения стоимости и уменьшения мас-

сы беспилотников корпус изготавливают из пенопласта, который обшивают специальной полимерной пленкой для имитации карбонового материала. Прочность таких аппаратов недостаточна для многократного использования (рис. 1). В связи с применением на БПЛА дорогостоящего специального оборудования, требуются беспилотники с увеличенным сроком службы, надежной конструкции благодаря стабильности прочностных ха-



Рис. 1. Крыло БПЛА из пенопласта после полета

рактических, с максимальной полезной нагрузкой при минимальной массе самого аппарата [4–9].

В связи с этим при изготовлении корпуса БПЛА все большее применение находят современные легкие слоистые композитные материалы (КМ). Такие слоистые КМ сами представляют конструкцию, состоящую из слоев, специальным образом скрепленных между собой, при этом имеется возможность за счет различных углов укладки слоев нужным образом сочетать полезные свойства и получать материал, обеспечивающий высокую удельную жесткость и прочность силовых элементов [10–15]. Однако для получения элементов конструкций из многослойных КМ с высокими механическими свойствами требуются современные технологии, учитывающие многие факторы: последовательность укладки слоев, порядок расположения слоев и их толщину в зависимости от действующих нагрузок.

Постановка задачи

На примере расчета основных параметров крыла БПЛА аэродинамической схемы «летающее крыло» проведен анализ НДС и решены следующие задачи:

1) разработана автоматизированная процедура выбора угла укладки волокон в слое в системе ANSYS;

2) определена оптимальная конструкция многослойной обшивки консоли крыла БПЛА в системе ANSYS, обеспечивающая максимальную прочность и жесткость при заданных нагрузках.

Согласно расчетам изготовлена экспериментальная консоль крыла.

Решение задачи

В качестве объекта исследования выбрана консоль крыла БПЛА аэродинамической схемы «летающее крыло», полуразмах крыла равен 1285 мм, корневая и концевая хорды — 500 и 137 мм, усредненный угол стреловидности по передней кромке составляет $18,86^\circ$ со спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем (рис. 2).



Рис. 2. Крыло БПЛА аэродинамической схемы «летающее крыло»

Крейсерская скорость полета летательного аппарата составляет 90 км/ч. Размеры консоли крыла представлены на рис. 3.

Модель консоли крыла БПЛА изготовлена на основе стеклянных однонаправленных волокон и эпоксидной смолы. Упругие характеристики одного слоя волокон представлены в табл. 1.

Компьютерное моделирование крыла БПЛА аэродинамической схемы «летающее крыло» разработана в системе САПР SolidWorks [16].

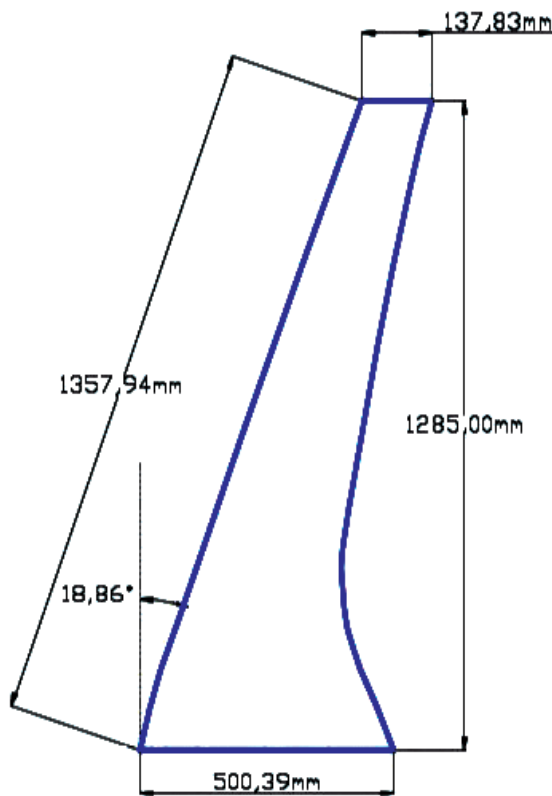


Рис. 3. Размеры консоли крыла БПЛА аэродинамической схемы «летающее крыло»

Таблица 1

Упругие характеристики одного слоя
стеклянных волокон

Плотность [1]	2,5 г/см ³
Толщина <i>i</i> -го слоя	0,5 мм
E_1 (x - directions)	$5,4 \cdot 10^4$ МПа
E_2 (y- directions)	$1,2 \cdot 10^4$ МПа
μ_{12} (XYratio)	0,28
μ_{21} (YZratio)	0,062
G_{12} (XY)	5000 МПа
G_{12} (YZ)	5000 МПа

На рис. 4 представлена модель в формате IGS, выполненная с помощью 3D-сканирования реального крыла, которая импортирована в виде оболочки расширением IGES в систему ANSYS.

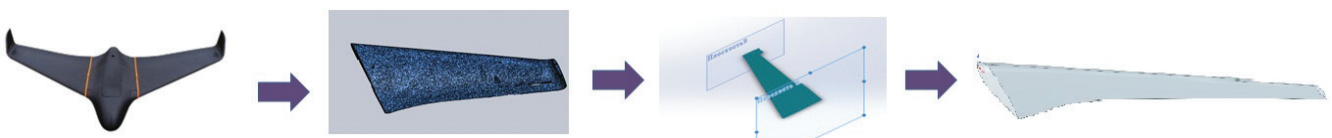


Рис. 4. Этапы моделирования геометрической модели крыла

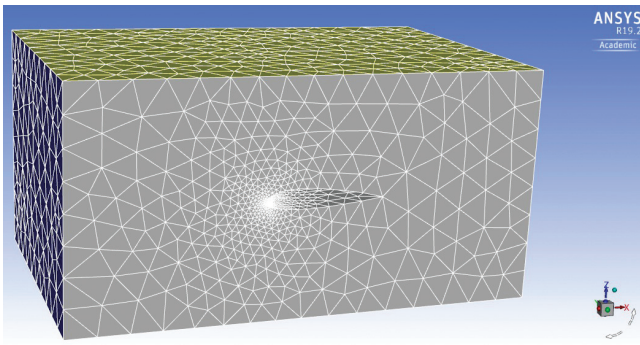
Для определения сил, действующих на БПЛА во время полета, использовали модуль FluidFlow системы ANSYS [17—19]. Вокруг крыла был создан объем среды (идеальный газ) в виде куба (рис. 5,а). На входе в объем среды задавали компоненты вектора скорости набегающего потока, на выходе — давление (рис. 5,б).

Установлено, что максимальная критическая нагрузка возникает при скорости 180 км/ч = 50 м/с, угол атаки $\alpha = 15^\circ$. Конечно-элементная (КЭ) сетка модели была сгенерирована в автоматическом режиме, тип элементов — треугольный, количество элементов 647895, количество узлов 59259. Моделирование аэродинамического обтекания крыла проведено с переменным временным шагом. Схема приложения нагрузок соответствует реальному нагружению. На рис. 6,а представлена максимальная распределенная нагрузка по передней части крыла, равная $1.528e+03$ Па (рис. 6,б).

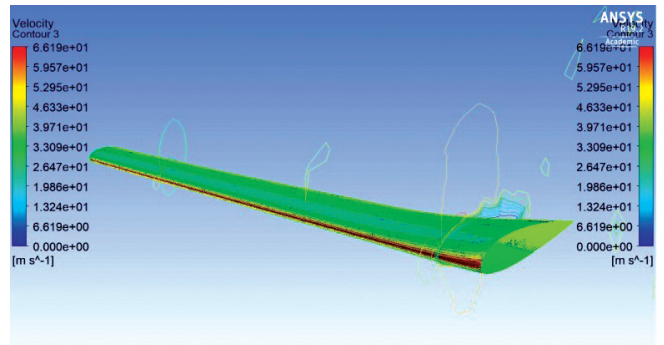
Значения нагрузок передавали в систему ANSYS Coupling через модуль System Coupling. Расчет модели из КМ произведен в модуле Composite PrePost. КЭ-сетка модели сгенерирована автоматически, с использованием 38527 конечных элементов (рис. 7).

Известно, что изменение угла укладки волокон слоистых композитов позволяет регулировать механические свойства материала в тех направлениях, в которых действуют наибольшие нагрузки. Однако при этом трудоемкость расчета возрастает в несколько раз, так как количество возможных комбинаций углов волокон даже при небольшом числе слоев достаточно велико. Например, для трехслойного композита с типовой схемой укладки ($0, \pm 45$ и 90°) и различным порядком расположения слоев число возможных вариантов составляет более 470 млн комбинаций. Для нахождения оптимальной по массе, стоимости и жесткости конструкции крыла из КМ предложена автоматизированная процедура оптимизации выбора угла укладки волокон в слое.

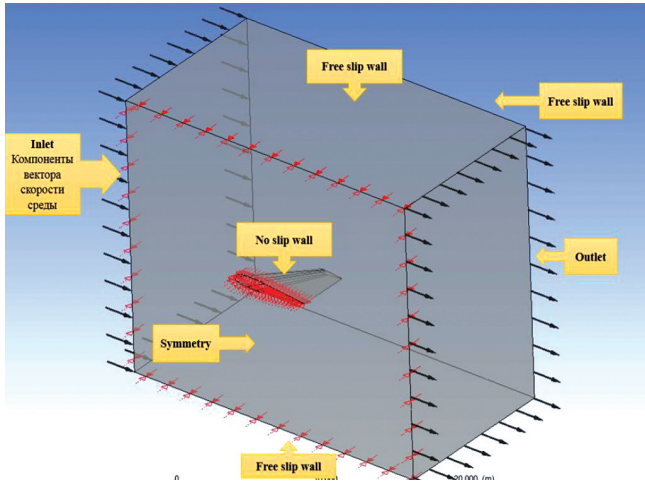
Для оптимального выбора укладки слоев, обеспечивающей прочность и жесткость крыла под действием внешних максимальных нагрузок выбран критерий для расчета на жесткость: максимальная деформация крыла не должна превышать 2,5 мм.



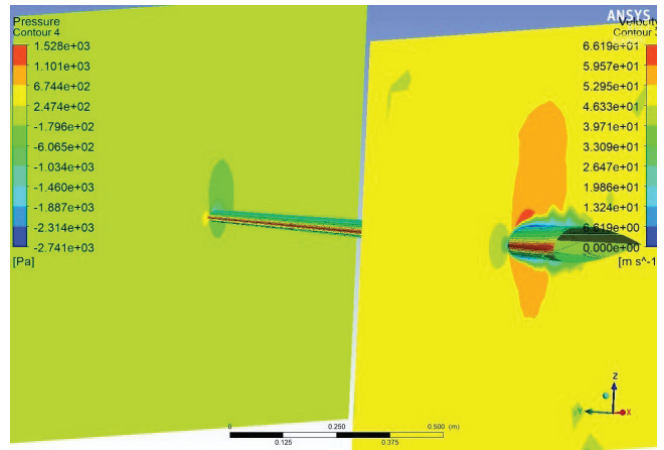
а)



а)



б)



б)

Рис. 5. Среда нагружения: а – КЭ-модель крыла в воздушной потоке; б – граничные условия КЭ-модели при аэродинамическом обтекании

Рис. 6. Схема приложения нагрузок: а — изолинии статического давления на поверхности крыла; б — поле векторов скорости по поверхности крыла, угол атаки $\alpha = 15^\circ$

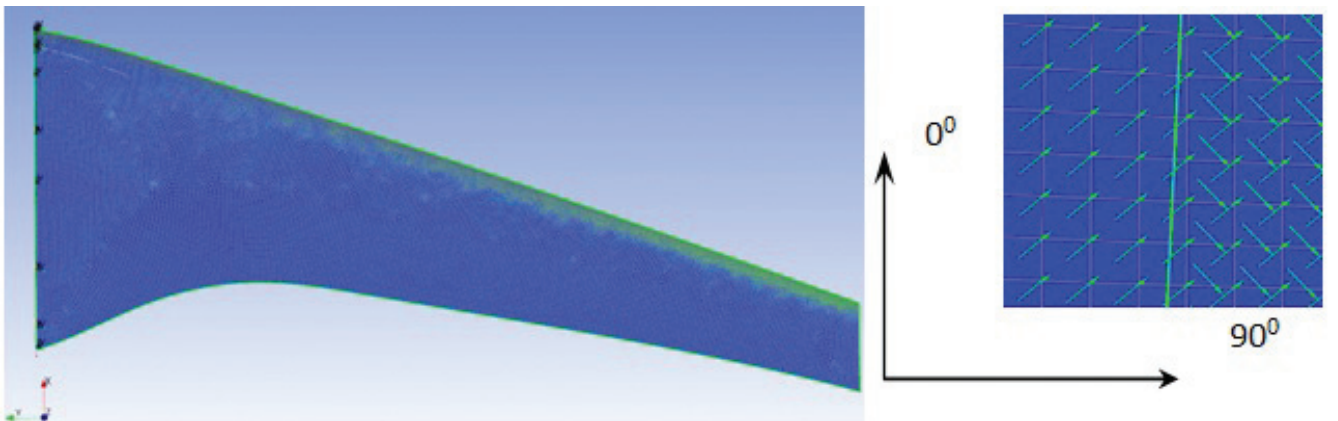


Рис. 7. КЭ-сетка модели крыла, угол укладки волокон 45°

В модуле Direct Optimization проведена оптимизация углов укладок слоев из КМ с использованием модуля Adaptive Single — Objective Optimization. Создана модель крыла, состоящая из одного слоя. Задача оптимизации решена для первого слоя при условии, что определена минимальная деформация слоя в пакете при заданных нагрузках.

На рис. 8 представлено напряженно-деформированное состояние однослойной модели консоли крыла из КМ. Максимальный прогиб составляет 13,86 мм (рис. 8,а). Максимальное нормальное напряжение вдоль волокон $\sigma_1 = 57,3$ МПа в заделке крыла (рис. 8,б). Максимальное нормальное напряжение поперек волокон $\sigma_2 = 1,7$ МПа

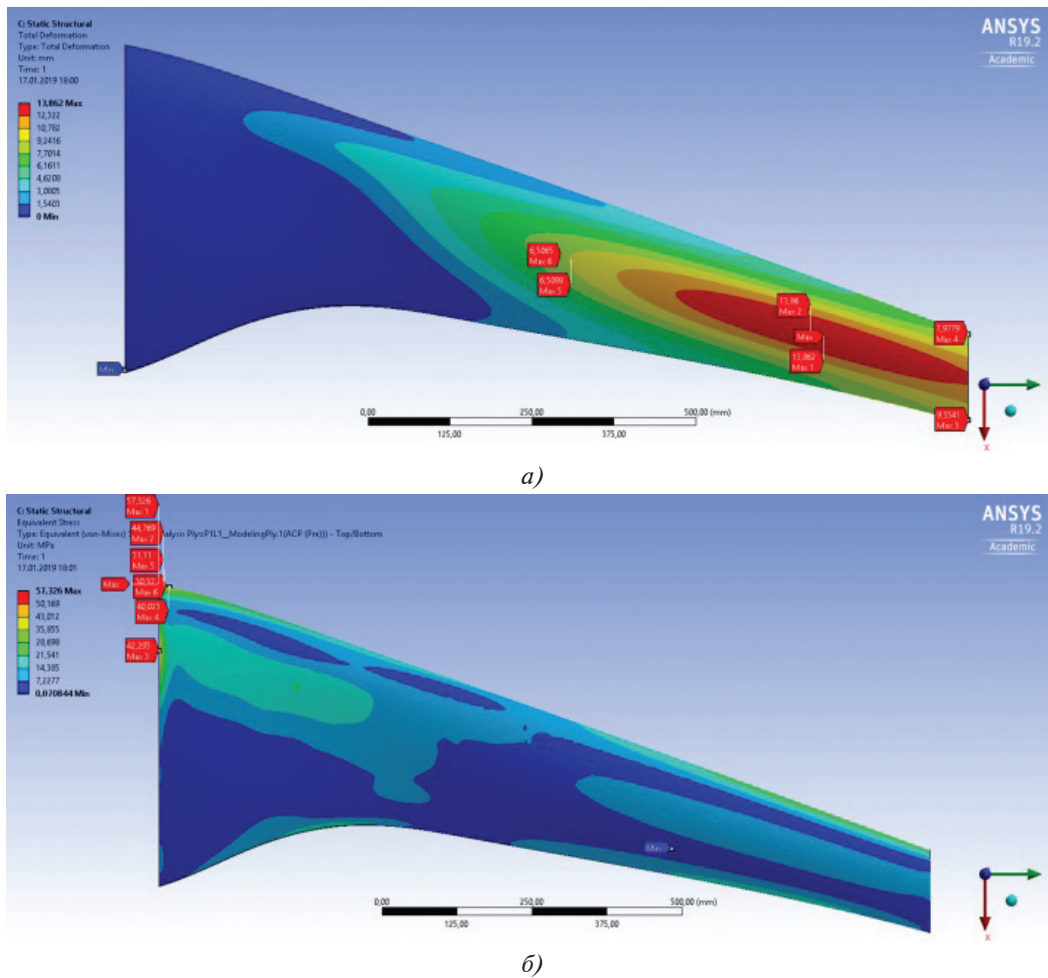


Рис. 8. Напряженно-деформированное состояние однослойного крыла, укладка волокон под углом 95°: а — распределение нормальных напряжений в слое; б — деформация

(на порядок мало по сравнению с нормальным напряжением вдоль волокон), касательные напряжения $\tau_{12} = 0,91$ МПа и $\tau_{21} = 0,92$ МПа. Получено 17 вариантов углов укладки волокон в слое в зависимости от жесткости крыла, из которых выбрано три варианта армирования с минималь-

ными прогибами: 95° (перемещение 13, 861 мм); 85° (перемещение 13, 924 мм); 74° (перемещение 13, 965 мм).

Для снижения прогиба крыла добавили дополнительный второй слой по всей поверхности крыла. На рис. 9 представлено НДС двухслойной

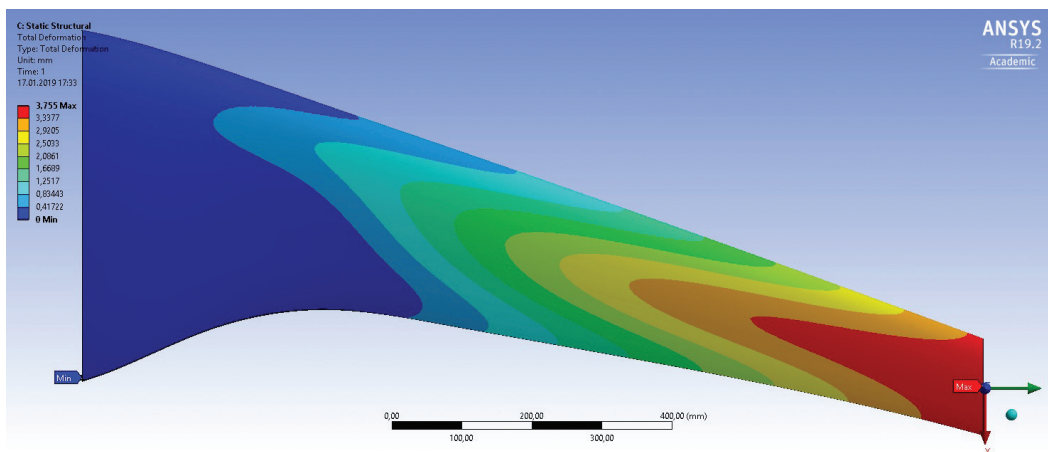


Рис. 9. Деформирование двухслойного крыла

модели консоли крыла, при этом максимальный прогиб уменьшился до 3,75 мм.

Максимальное нормальное напряжение первого слоя 17,04 МПа (рис. 10,а), второго слоя 15,16 МПа (рис. 10,б). При расчете модели крыла из двух слоев рассмотрены 33 варианта укладки волокон первого и второго слоев. Оптимальные варианты угла укладки волокон в 2-слойном КМ в зависимости от прогиба:

- 1) первый слой 107°, второй слой 66° (перемещение 3,75 мм);
- 2) первый слой 113°, второй слой 81° (перемещение 4,03 мм);
- 3) первый слой 78°, второй слой 101° (перемещение 4,07 мм).

расчете трех слоев рассмотрены 47 вариантов укладки волокон в слое. Оптимальные варианты угла укладки волокон 3-слойного КМ в зависимости от прогиба:

- 1) первый слой 58°, второй слой 93°, третий слой 108° (перемещение 2,736 мм);
- 2) первый слой 54°, второй слой 102°, третий слой 92° (перемещение 2,737 мм);
- 3) первый слой 84°, второй слой 111°, третий слой 71° (перемещение 2,83 мм).

На рис. 13 видно, что в трехслойной модели наиболее опасным участком является ребро крыла, поэтому четвертый, внутренний слой представлен в виде полосы вдоль ребра (рис. 14).

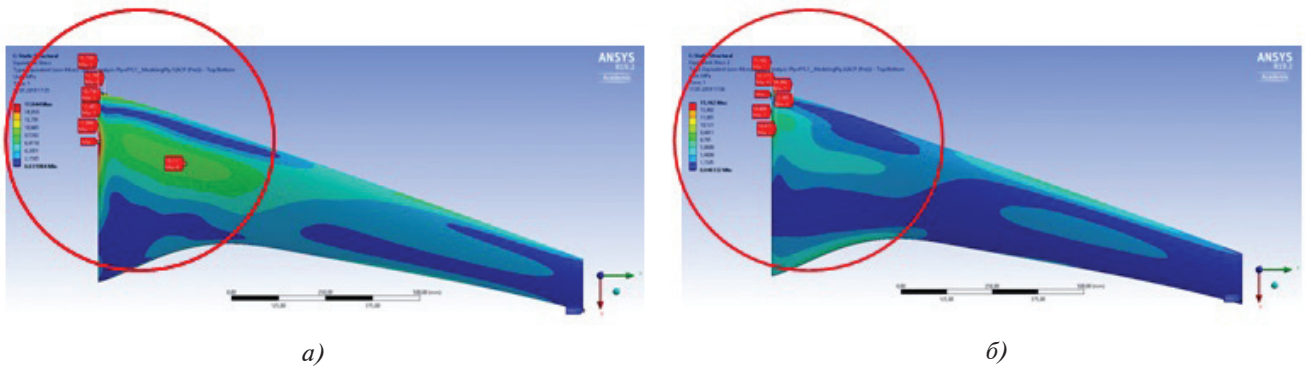


Рис. 10. Распределения напряжений: а — первый слой; б — второй слой

Анализ двухслойного крыла показал, что наиболее опасные сечения находятся на конце консоли крыла. В связи с этим следующий внутренний слой был добавлен не на всю поверхность, а на половину крыла. На рис. 11 представлен добавочный, третий слой и показано изменение толщины конструкции.

На рис. 12 и 13 представлено НДС трехслойной модели крыла из КМ с максимальным прогибом 2,73 мм (рис. 12). Максимальное нормальное напряжение первого слоя 9,55 МПа (рис. 13,а), второго слоя 6,99 МПа (рис. 13,б), третьего слоя 5,97 МПа (рис. 13,в), четвертого слоя 6,23 МПа (рис. 13,г). При расчете крыла из двух полных и двух неполных слоев рассмотрены 64 варианта укладки волокон. Оптимальные варианты угла укладки волокон 4-слойной модели в зависимости от прогиба:

На рис. 15 и 16 представлено НДС четырехслойной модели крыла с максимальным прогибом 2,34 мм. Максимальное нормальное напряжение первого слоя 9,55 МПа (рис. 16,а), второго слоя 6,99 МПа (рис. 16,б), третьего слоя 5,97 МПа (рис. 16,в), четвертого слоя 6,23 МПа (рис. 16,г). При расчете крыла из двух полных и двух неполных слоев рассмотрены 64 варианта укладки волокон. Оптимальные варианты угла укладки волокон 4-слойной модели в зависимости от прогиба:

- 1) первый слой 102°, второй слой 69°, третий слой 104°, четвертый слой 71° (перемещение 2,34 мм);

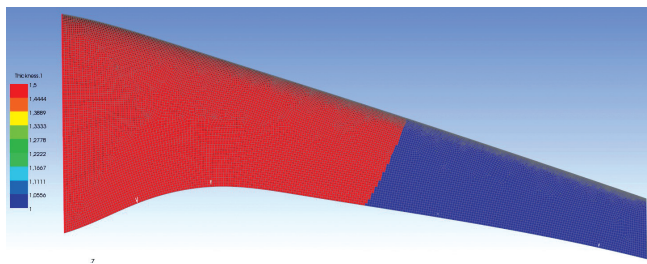


Рис. 11. Геометрия третьего слоя, изменение толщины конструкции крыла

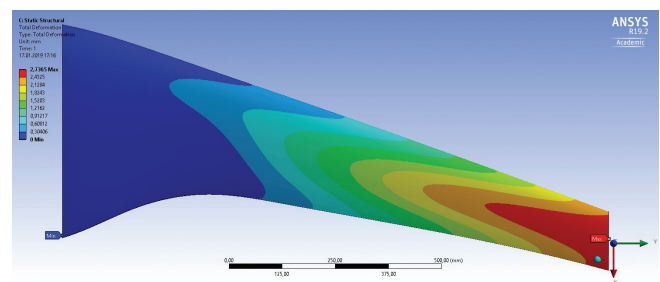


Рис. 12. Деформация трехслойного крыла

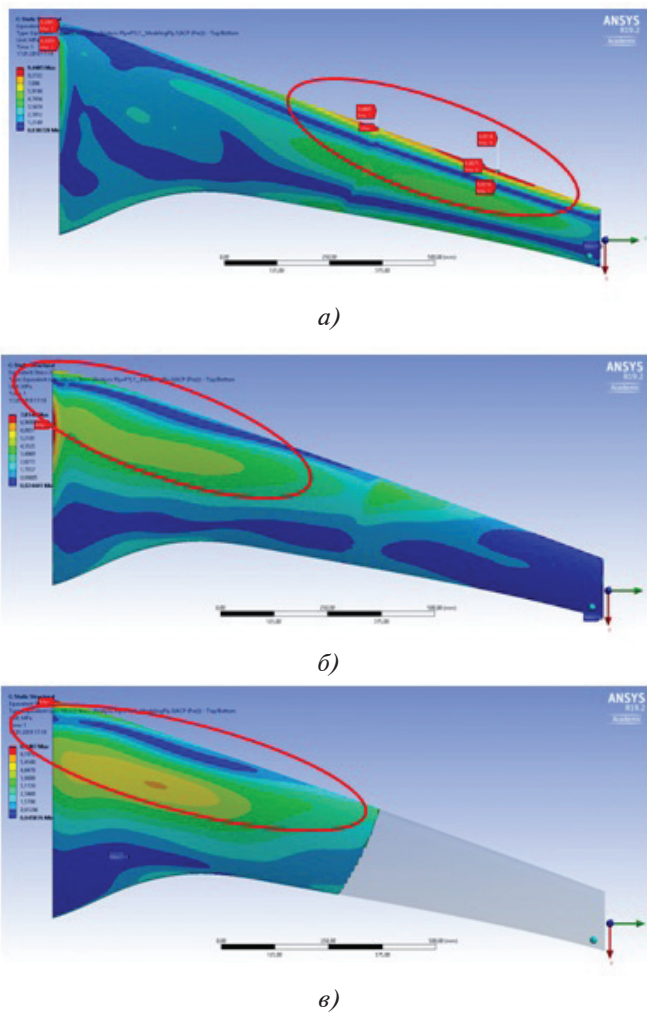


Рис. 13. Распределение напряжений по слоям: а — первый слой; б — второй слой; в — третий слой

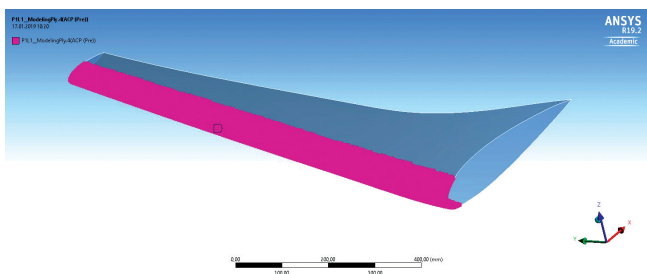


Рис. 14. Геометрия четвертого слоя

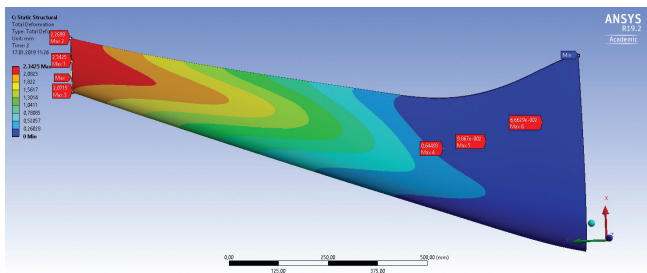


Рис. 15. Деформация

2) первый слой 82° , второй слой 111° , третий слой 87° , четвертый слой 62° (перемещение 2,36 мм);

3) первый слой 89° , второй слой 116° , третий слой 58° , четвертый слой 59° (перемещение 2,38 мм).

В табл. 2 приведены данные различных моделей крыла (деформация, расход материала и вес) при одинаковом максимальном нагружении: состоящей из двух полных слоев и двух укороченных (крыло №1); выполненной из четырех полных слоев (крыло №2); изготовленной из пенопласта (крыло №3).

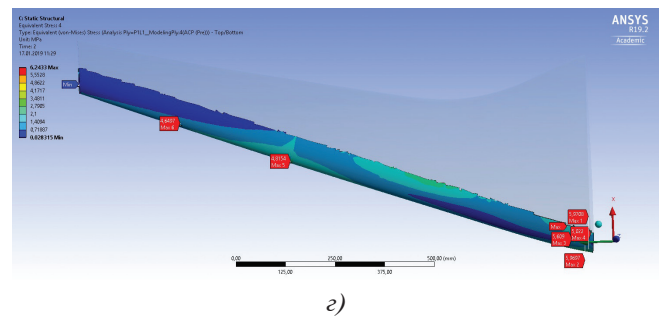
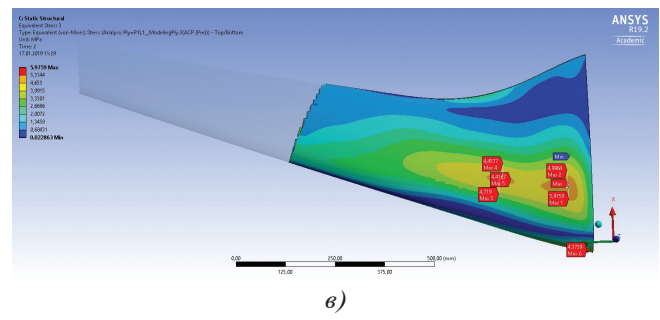
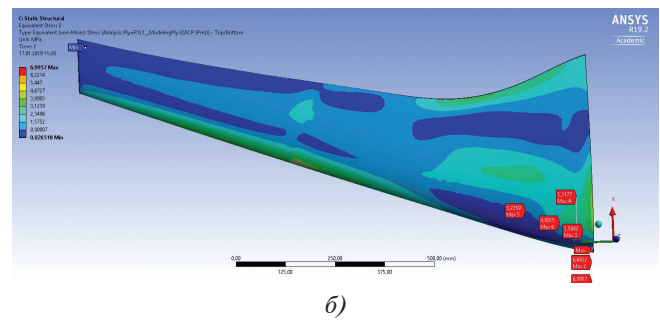
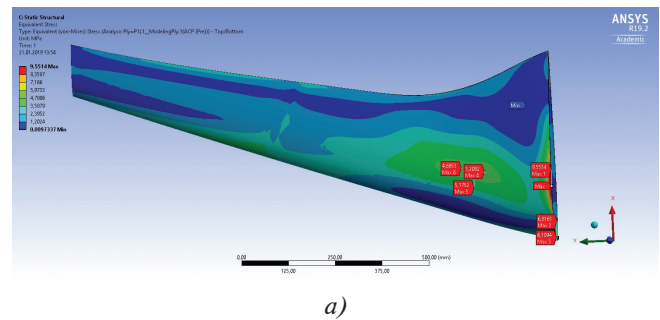
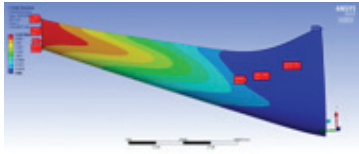
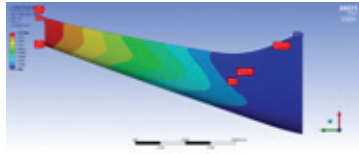


Рис. 16. Распределение напряжений по слоям: а — первый слой; б — второй слой; в — третий слой; г — четвертый слой

Таблица 2

Сравнение различных моделей крыла

Номер модели крыла	№1	№ 2	№ 3
Деформация, мм	 2,342 мм	 1,797 мм	Разрушилось
Расход материала S , м ²	2,03	2,93	-
Масса модели m , кг	1,4349	2,599	1,24

Из представленных в табл. 2 данных видно, что консоль крыла, состоящая из четырех полных слоев, более чем на 1 кг тяжелее, чем консоль крыла, состоящая из двух полных слоев и двух укороченных при одинаковой жесткости и прочности. Максимальная деформация консоли крыла в обоих случаях не превышает 2,5 мм.

Для экспериментального изготовления консоли крыла методом холодного формования выполнены рабочие чертежи оснастки. На рис. 17 представлена оснастка для изготовления консоли крыла, выполненная из дельта-древесины. На оснастку получен патент №192733 [20]. Консоль крыла изготавливали из стеклоткани марки Т-25 (ВМ)

ТУ 6-11-380-76 выкладкой слоев вручную. Послойная укладка слоев производилась в строгом соответствии с расчетной моделью при соблюдении размеров выкроек и углов армирования по основе в каждом слое. Поверхность каждого слоя пропитывали эпоксидной смолой ЭД-20 с отвердителем. Готовое изделие из слоистого стеклопластика представлено на рис. 18. Масса полученной

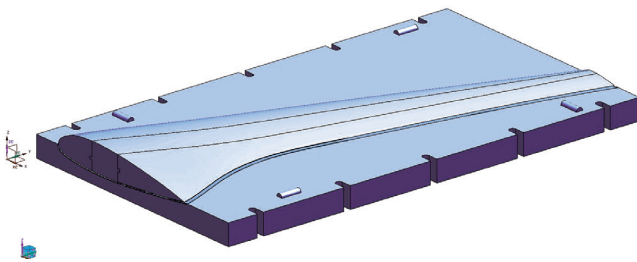


Рис. 17. Оснастка для изготовления консоли крыла

Рис. 18. Консоль крыла из стеклопластика

полой консоли крыла 1,46 кг, что на 3% больше расчетной модели.

Выводы

Проведено исследование НДС консоли крыла беспилотного летательного аппарата. Разработана автоматизированная процедура выбора укладки волокон в слое в системе ANSYS, получена оптимальная конструкция многослойной обшивки консоли крыла БПЛА в системе ANSYS с точки зрения обеспечения максимальной прочности и жесткости при заданных нагрузках. Согласно проведенным расчетам, изготовлена четырехслойная консоль крыла из слоистого стеклопластика. Разработана новая оснастка из дельта-древесины для изготовления полой консоли крыла, на которую получен патент №192733. Масса спроектированной и изготовленной консоли крыла (крыло №1) на 43% меньше, чем масса консоли, выполненной из полных слоев (крыло №2). На изготовление спроектированной консоли крыла (крыло №1) требуется на 25—30% меньше материала. Данный подход может быть широко использован при проектировании и изготовлении элементов конструкций и изделий из КМ.

Работа выполнена при поддержке РФФИ,
Проект № 18-29-18050/19

Библиографический список

1. Мамедов И.Э., Шарифова Б.А. Оптимизация режима функционирования беспилотного летательного аппарата при взятии пробы морской воды // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 72-79.
2. Фетисов В.С., Неугодникова Л.М., Адамовский В.В., Красноперов Р.А. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние. — Уфа: ФОТОН, 2014. — 217 с.
3. Бондарев А.Н., Киричек Р.В. Обзор беспилотных летательных аппаратов общего пользования и регулирования воздушного движения БПЛА в разных странах // Информационные технологии и коммуникации. 2016. Т. 4. № 4. С. 13-23.
4. Образцов И.Ф. Строительная механика летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1986. — 536 с.
5. Бохоева Л.А., Курохтин В.Ю., Перевалов А.В., Rogov V.E., Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Испытания элементов конструкций и узлов вертолета на усталостную прочность // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 7-16.
6. Каримов А.Х. Особенности проектирования беспилотных авиационных систем нового поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26767>
7. Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Экспериментальное исследование влияния нанодобавок на свойства композиционных материалов с межслойными дефектами // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 212-221.
8. Bokhoeva L.A., Rogov V.E., Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Stands for fatigue strength tests // XIV International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronics Instrument Engineering (APEIE). 2018. Vol. 8, pp. 251-254. DOI: 10.1109/APEIE.2018.8545626
9. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Методика аэродинамической оптимизации крыльев малоразмерных беспилотных летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 7-16.
10. Mitrofanov O.V. Post-buckling behaviour estimation of thin cylindrical composite shells of non-symmetrical structure in case of compression // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 684. No. 1, pp. 012018. DOI: 10.1088/1757-899X/684/1/012018
11. Mitrofanov O.V., Klesareva M.V. Design of cylindrical composite panels with mild camber for biaxial compression taking into account geometrical non-linearity with uniform heating and rigid support // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 684. No. 1, pp. 012019. DOI: 10.1088/1757-899X/684/1/012019
12. Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др. Композиционные материалы: Справочник. — М.: Машиностроение, 1990. — 512 с.
13. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчёт многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, 1984. — 263 с.
14. Бирюк В.И., Нгуен Х.Ф. Оценка влияния анизотропии композиционного материала на снижение нагрузок для беспилотного летательного аппарата // Антенны. 2014. № 8. С. 42-48.
15. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. — М.: Физматлит, 2013. — 272 с.
16. Бохоева Л.А., Буторин А.А., Баиров С.А., Кондратьева А.Н., Ипатов Д.Н. Моделирование элементов конструкции беспилотного летательного аппарата в программном комплексе SolidWorks // III Международная конференция молодых ученых по современным проблемам материалов и конструкций (24-28 августа 2019, Улан-Удэ — оз. Байкал, Россия): Сборник статей. Улан-Удэ: Изд-во Бурятского государственного университета, 2019. С. 291-297.
17. Чigareв А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. Ansys для инженеров: Справочное пособие. — М.: Машиностроение, 2014. — 511 с.
18. Rolfes R., Rohwer K. Improved Transverse Shear Stresses in Composite Finite Elements Based on First Order Shear Deformation Theory // International

- Journal for Numerical Methods in Engineering. 1997. Vol. 40. No. 1, pp. 51-60. DOI: 10.1002/(sici)1097-0207(19970115)40:1<51::aid-nme49>3.0.co;2-3
19. *Roos R., Kress G. R., Barbezat M., Ermanni P.* Enhanced model for interlaminar normal stress in singly curved laminates // *Composite Structures*. 2007. Vol. 80. No. 3, pp. 327-333. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.05.022
20. *Бохоева Л.А., Рогов В.Е.* Разборная оснастка для изготовления консоли крыла беспилотного летательного аппарата. Патент RU 192733 U1. Бюл. № 27, 27.09.2019.

OPTIMAL STRUCTURE OF MULTI-LAYER WING CONSOLE OF UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH EXPERIMENTAL VALIDATION

Bokhoeva L.A.^{1*}, Baldanov A.B.^{1}, Chermoshentseva A.S.^{2***}**

¹ *East Siberia State University of Technology and Management, 40v, Klyuchevskaya str., Ulan-Ude, Republic of Buryatia, 670013, Russia*

² *Bauman Moscow State Technical University, MSTU, 5, bldg. 1, 2-nd Baumanskaya str., Moscow, 105005, Russia*

* *e-mail: bohoeva@yandex.ru*

** *e-mail: aldarbaldanov@gmail.com*

*** *e-mail: asch-13@ya.ru*

Abstract

The article explores stress-strain state of a composite layered wing console of an unmanned aerial vehicle (UAV). An optimal structure of the multilayer skin, ensuring maximum strength and stiffness at the specified loads was determined with the ANSYS system. The wing structure consists of two complete and two incomplete layers. Automated procedure for fiber laying angle selection in a layer was developed. Seventeen options of fiber laying angle were obtained, out of which three options of optimal reinforcing were selected. The second supplementary layer was added over the entire wing surface for deformation reduction. Thirty three options of fibers laying were considered while computing the wing model of two layers. When computing three layers, forty seven options of fibers laying in a layer were considered. Sixty four options of fibers laying were regarded while computing a wing of two complete and two incomplete layers. According to the performed calculations, a four layer wing console was produced from layered fiberglass. It was produced by the cold forming method. Workshop drawings of tooling were developed. New tooling from phenol-impregnated modified wood was obtained for the hollow wing console fabrication, for which a Patent No 19273 was received. The weight of the hollow console is 1.46 kg, which is 3% greater than that for the computational model. The designed and fabricated wing console of the two complete and two incomplete layers weight is 43% less than that of the

console of the two complete layers. Fabrication of the designed console requires 25-30% less material. The presented approach can be widely employed while structural elements and products from composite materials design and fabrication.

Keywords: optimal wing console, strength, stiffness, multilayer composite structures, fiber laying angle, tooling, cold forming method.

References

1. Mamedov I.E., Sharifova B.A. UAV functioning mode optimization while seawater sampling. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 72-79.
2. Fetisov V.S., Neugodnikova L.M., Adamovskii V.V., Krasnoperov R.A. *Bespilotnaya aviatsiya: terminologiya, klassifikatsiya, sovremennoe sostoyanie* (Unmanned aviation: terminology, classification, state-of-the-art), Ufa, FOTON, 2014, 217 p.
3. Bondarev A.N., Kirichek R.V. *Informatsionnye tekhnologii i kommunikatsii*, 2016, vol. 4, no. 4, pp. 13-23.
4. Obraztsov I.F. *Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov* (Structural mechanics of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 536 p.
5. Bokhoeva L.A., Kurokhtin V.Yu., Perevalov A.V., Rogov V.E., Pokrovskii A.M., Chermoshentseva A.S. Helicopter structural elements and components fatigue resistance tests. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 7-16.
6. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26767>

7. Pokrovskii A.M., Chermoshentseva A.S. Experimental study of nano-additives effect on properties of composite materials with interlayer defects. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 212-221.
8. Bokhoeva L.A., Rogov V.E., Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S. Stands for fatigue strength tests. *XIV International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronics Instrument Engineering (APEIE)*, 2018, vol. 8, pp. 251-254. DOI: 10.1109/APEIE.2018.8545626
9. Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. Wings aerodynamic optimization technique for small-sized unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 7-16.
10. Mitrofanov O.V. Post-buckling behaviour estimation of thin cylindrical composite shells of non-symmetrical structure in case of compression. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 684, no. 1, pp. 012018. DOI: 10.1088/1757-899X/684/1/012018
11. Mitrofanov O.V., Klesareva M.V. Design of cylindrical composite panels with mild camber for biaxial compression taking into account geometrical non-linearity with uniform heating and rigid support. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 684, no. 1, pp. 012019. DOI: 10.1088/1757-899X/684/1/012019
12. Vasil'ev V.V., Protasov V.D., Bolotin V.V. et al. *Kompozitsionnye materialy* (Composite materials), Moscow, Mashinostroenie, 1990, 512 p.
13. Alfutov N.A., Zinov'ev P.A., Popov B.G. *Raschet mnogosloinykh plastin i obolochek iz kompozitsionnykh materialov* (Calculation of multilayer plates and shells made of composite materials), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 263 p.
14. Biryuk V.I., Nguen Kh.F. *Antenny*, 2014, no. 8, pp. 42-48.
15. Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudar'kov Yu.I. *Prochnost' i ustoychivost' elementov i soedinenii aviatsionnykh konstruksii iz kompozitov* (Strength and stability of elements and joints of aircraft structures made of composites), Moscow, Fizmatlit, 2013, 272 p.
16. Bokhoeva L.A., Butorin A.A., Bairov S.A., Kondrat'eva A.N., Ipatov D.N. *III Mezhdunarodnaya konferentsiya molodykh uchenykh po sovremennym problemam materialov i konstruksii (24-28 August, 2019, Ulan-Ude, oz. Baikal, Rossia)*, Ulan-Ude, Buryatskii gosuniversitet, 2019, pp. 291-297.
17. Chigarev A.V., Kravchuk A.S., Smalyuk A.F. *Ansys dlya inzhenerov* (Ansys for engineers), Moscow, Mashinostroenie, 2014, 511 p.
18. Rolfes R., Rohwer K. Improved Transverse Shear Stresses in Composite Finite Elements Based on First Order Shear Deformation Theory. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1997, vol. 40, no. 1, pp. 51-60. DOI: 10.1002/(sici)1097-0207(19970115)40:1<51::aid-nme49>3.0.co;2-3
19. Roos R., Kress G.R., Barbezat M., Ermanni P. Enhanced model for interlaminar normal stress in singly curved laminates. *Composite Structures*, 2007, vol. 80, no. 3, pp. 327-333. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.05.022
20. Bokhoeva L.A., Rogov V.E. *Patent RU 192733 U1*, 27.09.2019.