

УДК 629.7.023

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84

Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов

К.В. Михайловский, С.В. Барановски

МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part III. Selection and Justification of Optimal Schemes for Reinforcing Load Bearing Elements

K.V. Mikhailovskiy, S.V. BaranovskiBMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

e-mail: konst_mi@mail.ru, serg1750@mail.ru



В современных пассажирских авиалайнерах для обеспечения массового совершенства как слабонагруженных элементов, так и ответственных агрегатов, в том числе крыла, применяют полимерные композиционные материалы, которые позволяют получить характеристики изделия, недостижимые при изготовлении из обычных металлических сплавов. В силу геометрических особенностей создание крыла из полимерных композиционных материалов является сложной технической задачей, где ключевую роль играют выбор и обоснование схем армирования с учетом анизотропии характеристик материала и адаптации их к действующим нагрузкам. В данной части работы рассмотрена актуальная задача определения и оптимизации конструктивных параметров основных силовых элементов крыла из углепластика с учетом рациональных схем армирования. Определены толщины стенок, схемы укладки однонаправленных слоев, запасы прочности элементов конструктивно-силовой схемы крыла с учетом действующих эксплуатационных нагрузок для нескольких углов атаки, соответствующих разным режимам полета. Результаты исследования дополняют предложенную методику проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования.

Ключевые слова: пассажирский авиалайнер, крыло, конструктивно-силовая схема, углепластик, схема армирования



In modern airliners, to ensure perfect operation of both lightly loaded elements as well as crucial assemblies such as wings, polymer composite materials are used. These provide characteristics that would be impossible if conventional metal alloys were used. Due to the specifics of geometry, creating a polymer composite wing is a complex engineering task, where a key element is the selection and justification of reinforcing schemes with regard to anisotropy of the material and adaptation of the material characteristics to the acting forces.

In this work, a challenging problem of determining and optimizing structural parameters of the main load bearing elements of a carbon fibre wing using rational reinforcing schemes is considered. Wall thickness values, layup patterns of unidirectional layers and safety margins of the elements of the wing structural arrangement are determined with regard to acting operational loads for several angle of attack corresponding to different flight modes. The study results complement the proposed method of designing a polymer composite wing based on parametrical modelling.

Keywords: airliner, wing, structural arrangement, carbon fibre, reinforcement pattern

Проектирование крыла авиалайнера — сложная комплексная задача, требующая учета множества различных факторов, которая лишь усложняется с появлением новых материалов и технологий. В свою очередь, активно внедряемые зарубежными производителями перспективные разработки, в том числе в области полимерных композиционных материалов (ПКМ), не находят широкого применения в отечественном авиастроении, где основными конструкционными материалами продолжают оставаться металлические сплавы и используются разработанные для них конструкторские методики.

Однако отмечается необходимость усовершенствования и изменения подходов в проектировании авиационных конструкций, включая композиционные материалы, способные не только снизить массу агрегатов разрабатываемого изделия, но и обеспечить получение принципиально новых и эффективных компоновочных схем, недостижимых при традиционном подходе к проектированию [1]. К ним относятся нестандартные конструктивно-силовые схемы (КСС), состоящие из криволинейных элементов, проектирование которых подразумевает общую оптимизацию крыла (лонжеронов, нервюр, обшивок) с последующей частной (например, параметров обшивки в зонах контакта с другими элементами) [2]. Иными словами, конструктивные параметры крыла подбираются на уровне всей конструкции в зависимости от деформации, в то время как КСС оптимизируется как подсистема из условий удовлетворения данным ограничениям [3].

Для упрощения и ускорения расчетов проводятся работы по сравнению разных вариантов определения прочностных характеристик, например, с использованием конечно-элементных моделей [4]. Решается множество сложных междисциплинарных задач, таких как оптимизация крыла из ПКМ и металла и сравнение разных типов стрингеров и их влия-

ния на массу и деформацию крыла авиалайнера [5]. Работы, выполняемые с помощью коммерческого программного обеспечения MSC Nastran, ставят целью оптимизацию по нескольким расчетным параметрам, таким как вес, прогиб, прочность, устойчивость к повреждениям и аэроупругость с предварительной группировкой слоев в пакете для уменьшения проектных переменных [6] и варьируемых компонентов матрицы жесткости и толщин элементов [7]. Решаются задачи устойчивости крыла, изготовленного полностью из ПКМ, например, для легкого спортивного самолета вертикального взлета и посадки [8].

Не остается без внимания работа конструкции и расчет параметров тонкостенных элементов под действием аэродинамических нагрузок [9] с выбором КСС и вариантов стыка кессона крыла с центропланом [10], а также определение оптимальной укладки в обшивках [11]. На сегодняшний день в конструкциях крыла применяют типовые квазиизотропные укладки с несколькими (как правило, не более четырех) различными ориентациями слоев. Однако выбор направления слоев является одной из ключевых особенностей проектирования крыла из ПКМ. Так, с этой целью проводятся работы по изучению свойств укладок ПКМ, отличных от квазиизотропных [12]. Экспериментально и численно исследуется влияние ориентации монослоев на аэроупругость, например, треугольного крыла, но рассматриваются только углы с шагом 15° [13]. При использовании гибридных ПКМ в конструкции крыла суборбитального многоугольного космического аппарата также изучаются только типовые квазиизотропные укладки [14].

На основании изложенного разрабатываемая методика проектирования крыла из ПКМ [15] позволит упростить получение конструкции на стадии проектных расчетов. Согласно общей схеме методики, после определения нагрузок на крыло и проектирования КСС

необходимо рассчитать параметры элементов конструкции из ПКМ.

Цель работы — разработка методики определения конструктивных параметров основных элементов из ПКМ для полученной оптимальной геометрической модели крыла с учетом действия эксплуатационных нагрузок.

Исходные данные. В качестве объекта исследования выбрано стреловидное крыло с размахом 35 м, со спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем среднемагистрального пассажирского авиалайнера, состоящее из верхней и нижней обрешеченных панелей (которые можно разделить на обшивки и подкрепляющие каждую из них одиннадцать стрингеров), двух лонжеронов и четырнадцати нервю (рис. 1). Исследован крейсерский режим полета со скоростью 242 м/с на высоте 11 500 м при разных углах атаки (0, +11, -7°).

Рассмотрено одновременное действие следующих сосредоточенных и распределенных нагрузок:

- собственного веса конструкции;
- веса двигателя массой 2 400 кг;
- веса топлива массой 20 000 кг (принято, что бак заправлен полностью);
- аэродинамического сопротивления, соответствующего одному из рассматриваемых углов атаки.

При выборе оптимальных толщин и углов укладки в качестве материала выбран углепластик, обладающий высокими жесткостными и прочностными характеристиками при относительно малой плотности.

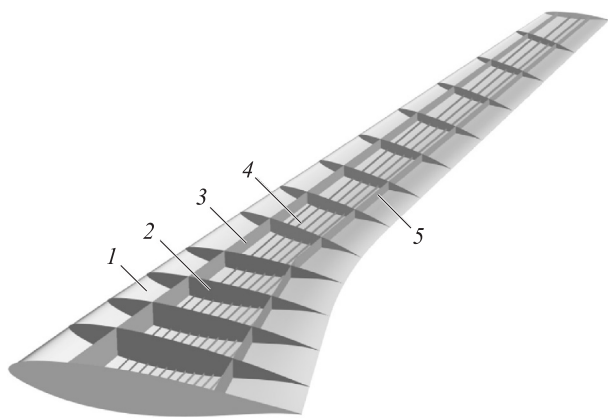


Рис. 1. Основные элементы КСС крыла для выбора схемы армирования (верхняя обшивка и стрингеры не показаны):

- 1 — нижняя обшивка; 2 — нервюра; 3 и 5 — передний и задний лонжероны; 4 — стрингер

Физико-механические характеристики углеродной ткани

| | |
|-----------------------------------------------|-----------------------------|
| Плотность, кг/м ³ | 1 580 |
| Толщина монослоя, мм | 0,285 |
| Модуль упругости, ГПа, вдоль оси: | |
| 1 (вдоль основы) | 174,3 |
| 2 (вдоль утка) | 174,3 |
| Модуль упругости при сдвиге | |
| в плоскости 12/13/23, ГПа | 2,9/0,45/0,45 |
| Коэффициент Пуассона в плоскости 12 | 0,32 |
| Предел прочности при растяжении (сжатии) | |
| вдоль осей 1/2, ГПа | 2,7(2,9)/2,7(2,9) |
| Предел прочности при сдвиге | |
| в плоскости 12, ГПа | 0,1 |
| Предел деформации при растяжении | |
| (сжатии) вдоль осей 1/2 | 0,015 (0,017)/0,015 (0,017) |
| Предел деформации при сдвиге | |
| в плоскости 12 | 0,034 |

Физико-механические характеристики углепластика

| | |
|------------------------------------------|-----------------------------|
| Модуль упругости, ГПа, вдоль оси: | |
| X (вдоль основы) | 48,57 |
| Y (вдоль утка) | 48,57 |
| Z (перпендикулярно плоскости | |
| укладки слоя) | 4,00 |
| Модуль упругости при сдвиге | |
| в плоскости XY/XZ/YZ, ГПа | 28,9/3,5/3,5 |
| Коэффициент Пуассона | |
| в плоскости XY/XZ/YZ | 0,44/0,31/0,31 |
| Предел прочности при растяжении (сжатии) | |
| вдоль оси X/Y/Z, МПа | 483 (507)/483 (507)/32 (35) |
| Предел прочности при сдвиге | |
| в плоскости XY/YZ/XZ, МПа | 262/112/112 |

Расчет выполнен в программном комплексе ANSYS с помощью модулей Composite PrepPost и Response Surface Optimization (для оптимизации). Особенность оптимизационного модуля заключается в том, что количество входных параметров ограничено двадцатью. В связи с этим выбор толщин элементов крыла проведен для двух расчетных моделей, количество рассматриваемых элементов конструкции в которых не превышало 20. Модель 1 — верхняя и нижняя обшивки, передний и задний лонжероны, 14 нервю (рис. 2, а), модель 2 — верхняя и нижняя обшивки, передний и задний лонжероны, 8 нервю, 6 стрингеров (по три на каждой обшивке) (рис. 2, б).

Шаг нервю и стрингеров выбирался так, чтобы обеспечить равномерное распределение по кессону крыла. В табл. 1 приведены исследуемые диапазоны выбора толщины элементов.

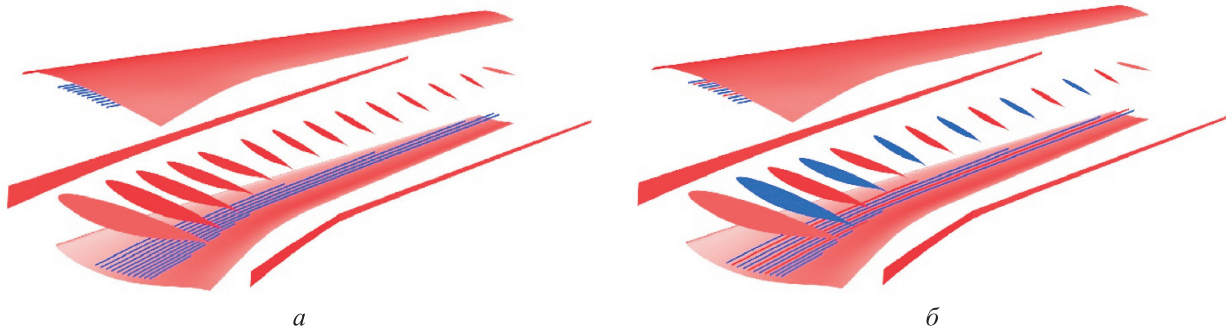


Рис. 2. Учитываемые (■) и неучитываемые (■) элементы конструкции при выборе их толщин:
а — модель 1; б — модель 2

При выборе схемы укладки рассматривался как каждый элемент в отдельности (обшивки, лонжероны), так и группы элементов (нервюры, стрингеры) (рис. 3).

При таком расчете количество входных переменных не превышало 20 (количество слоев в элементе конструкции). Расчет проводился итерационно для каждого исследуемого элемента, начиная с верхней обшивки, до тех пор пока укладка с предыдущего шага не сойдется

со значениями на текущем, а погрешность не будет превышать 1,5 %.

Угол укладки изменялся от -90 до 90° , а начальное значение для всех слоев каждого элемента составляло 0° . Количество рассматриваемых случаев для каждого отдельного элемента или группы без учета варьирования угла атаки и итерации приведено в табл. 2. Общее количество расчетных случаев превышало 11 000.

Таблица 1

Диапазоны выбора толщин элементов конструкции

| Элемент | Начальное значение, м | Граница, м | |
|-------------------|-----------------------|------------|---------|
| | | нижняя | верхняя |
| Верхняя обшивка | 0,007 | 0,002 | 0,015 |
| Нижняя обшивка | | | |
| Передний лонжерон | | | |
| Задний лонжерон | | | |
| Нервюры | | | |
| Стрингеры | 0,007 | | |

Результаты расчета. При расчете толщин элементов определены прогиб и масса конструкции. В табл. 3 приведены параметры трех отобранных вариантов (с учетом угла атаки α), из которых выбирались значения толщин элементов крыла.

Из табл. 3 следует, что значения прогиба и массы у вариантов I и III сопоставимы и отличаются от варианта II в 2 раза. При этом ни в одном из рассматриваемых случаев напряжения в конструкции не достигают предела прочности материала, а максимальные значения обусловлены концентраторами напряжений.

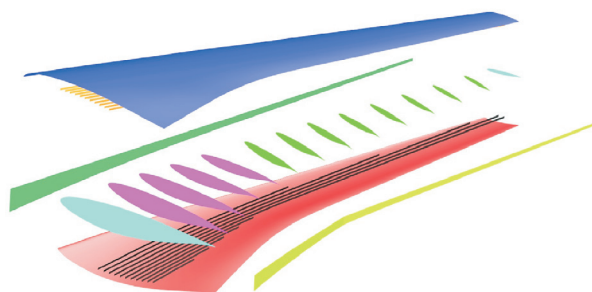


Рис. 3. Группы элементов конструкции при выборе укладок:

■ и ■ — верхняя и нижняя обшивки; ■ и ■ — передний и задний лонжероны; ■ — нервюры № 1, 14; ■ — нервюры № 2–5; ■ — нервюры № 6–13; ■ и ■ — верхние и нижние стрингеры

Таблица 2

Количество расчетных случаев

| Элемент конструкции | Количество |
|-------------------------------|------------|
| <i>Выбор толщины элемента</i> | |
| Вариант 1 | 549 |
| Вариант 2 | 549 |
| <i>Выбор схемы укладки</i> | |
| Верхняя/нижняя обшивка | 151/549 |
| Передний/задний лонжерон | 553/285 |
| Нервюры № 1, 14/№ 6–13/№ 2–5 | 79/79/79 |
| Верхние/нижние стрингеры | 147/147 |

На основании изложенного выбран вариант III с минимальными рассчитанными толщинами, которые могут быть увеличены при дальнейшем расчете элементов с учетом различных факторов (например, усиления под элементы механизации). Для полученных толщин определено количество слоев исходя из толщины монослоя с округлением в большую сторону: верхняя обшивка — 11; нижняя обшивка — 18; передний лонжерон — 20; задний лонжерон — 14; нервюры — 7; стрингеры — 9.

Сравнивались рассчитанные для разных углов атаки варианты укладки: А, Б и В — оптимальные укладки, соответствующие углам атаки 0, +11° и -7°; Г — квазиизотропная укладка 1; Д — квазиизотропная укладка 2; Е — укладка первого приближения (ориентация всех слоев 0°). Соотношение слоев в квазиизотропных укладках приведено в табл. 4

В качестве критериев оценки выступали значения прогиба всей конструкции и коэффициента запаса прочности — КЗП (по напряжениям, деформациям и критерию Цая-Ву), представленные в табл. 5. Каждый элемент конструкции исследовался отдельно.

Выбор оптимальной укладки проведен с помощью определения кратчайшего расстояния от рассматриваемых вариантов до идеального центра (ИЦ) для каждого угла атаки. Вычисления выполнены в относительных единицах.

Расстояние до ИЦ

$$K = \sqrt{\frac{(k_{ИЦ} - k_i)^2}{k_{ср}^2} + \frac{(d_{ИЦ} - d_i)^2}{d_{ср}^2}},$$

где $k_{ИЦ}$, k_i и $d_{ИЦ}$, d_i — КЗП и прогибы соответственно ИЦ и i -го варианта укладки элемента крыла; $k_{ср}$ и $d_{ср}$ — средние значения КЗП и прогиба.

Оптимальные укладки с наименьшим расстоянием до ИЦ приведены в табл. 6.

Установлено, что при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ для элементов конструкции оптимальными считаются варианты укладки В (66,67 %) и А (33,33 %), при $\alpha = -7^\circ$ — варианты А (55,5 %), Е (33,3 %) и Б (11,2 %). При $\alpha = +11^\circ$ у всех элементов конструкции оптимальным вариантом является укладка А (100 %). Для трех углов атаки наибольшее количество (63 %) оптимальных вариантов соответствует укладке А. Проведено

Таблица 3

Значения толщин, массы и прогиба рассматриваемых вариантов

| Вариант | Толщина, м | | | | | | Масса, кг | Прогиб, м | | |
|---------|------------|--------|--------|--------|--------|--------|-----------|--------------|----------------------|---------------|
| | ВО | НО | ПЛ | ЗЛ | Н | С | | $\alpha = 0$ | $\alpha = +11^\circ$ | $\alpha = -7$ |
| I | 0,002 | 0,0085 | 0,0065 | 0,0046 | 0,0025 | 0,0022 | 1041,10 | 0,5172 | 0,8274 | 2,0303 |
| II | 0,008 | 0,0100 | 0,0070 | 0,0080 | 0,0040 | 0,0030 | 1717,20 | 0,2770 | 0,3972 | 1,0356 |
| III | 0,003 | 0,0050 | 0,0060 | 0,0040 | 0,0020 | 0,0025 | 823,89 | 0,5102 | 0,8356 | 2,0273 |

Примечание. ВО и НО — верхняя и нижняя обшивки; ПЛ и ЗЛ — передний и задний лонжероны; Н — нервюры; С — стрингеры.

Таблица 4

Соотношение слоев с углами укладки 0°/±45°/90° в квазиизотропных укладках

| Элемент конструкции | Укладка 1 | | Укладка 2 | |
|---------------------|------------------|----------|-----------|----------|
| | Количество слоев | | | |
| | шт. | % | шт. | % |
| Верхняя обшивка | 2/8/1 | 18/73/9 | 3/6/2 | 27/55/18 |
| Нижняя обшивка | 4/12/2 | 22/67/11 | 6/8/4 | 33/44/22 |
| Передний лонжерон | 6/12/2 | 30/60/10 | 6/10/4 | 30/50/20 |
| Задний лонжерон | 4/8/2 | 29/57/14 | 4/6/4 | 29/43/29 |
| Нервюры | 2/4/1 | 29/57/14 | 2/4/1 | 29/57/14 |
| Стрингеры | 1/6/2 | 11/67/22 | 3/4/2 | 33/44/22 |

Таблица 5

Значения прогибов d и КЗП k для рассматриваемых укладок

| ЭК | α , град | Варианты укладки | | | | | | | | | | | |
|----|--------------------|------------------|--------|---------|--------|---------|--------|---------|--------|---------|--------|---------|--------|
| | | А | | Б | | В | | Г | | Д | | Е | |
| | | d , м | k | d , м | k | d , м | k | d , м | k | d , м | k | d , м | k |
| ВО | 0 | 0,3196 | 0,1999 | 0,3379 | 0,1535 | 0,3236 | 0,1215 | 0,4703 | 0,1979 | 0,3541 | 0,1104 | 0,2913 | 0,9752 |
| | +11 | 0,4847 | 0,2693 | 0,5252 | 0,2427 | 0,5135 | 0,5294 | 0,7591 | 0,5151 | 0,5688 | 0,3899 | 0,4238 | 2,4862 |
| | -7 | 1,2209 | 0,4734 | 1,3042 | 0,4680 | 1,2641 | 0,7361 | 1,8498 | 0,9035 | 1,3897 | 0,5872 | 1,0441 | 0,8318 |
| НО | 0 | 0,3196 | 0,2236 | 0,3379 | 0,1039 | 0,3236 | 0,0600 | 0,4703 | 0,1426 | 0,3541 | 0,0833 | 0,2913 | 0,7256 |
| | +11 | 0,4847 | 0,1895 | 0,5252 | 0,1476 | 0,5135 | 0,3085 | 0,7591 | 0,3092 | 0,5688 | 0,2427 | 0,4238 | 1,6334 |
| | -7 | 1,2209 | 0,2951 | 1,3042 | 0,2008 | 1,2641 | 0,3657 | 1,8498 | 0,6033 | 1,3897 | 0,4079 | 1,0441 | 0,5614 |
| ПЛ | 0 | 0,3196 | 0,0483 | 0,3379 | 0,0517 | 0,3236 | 0,0452 | 0,4703 | 0,0754 | 0,3541 | 0,0545 | 0,2913 | 0,0655 |
| | +11 | 0,4847 | 0,0894 | 0,5252 | 0,0929 | 0,5135 | 0,0849 | 0,7591 | 0,1497 | 0,5688 | 0,1057 | 0,4238 | 0,1454 |
| | -7 | 1,2209 | 0,1980 | 1,3042 | 0,2071 | 1,2641 | 0,1826 | 1,8498 | 0,3167 | 1,3897 | 0,2230 | 1,0441 | 0,3034 |
| ЗЛ | 0 | 0,3196 | 0,0630 | 0,3379 | 0,0636 | 0,3236 | 0,0638 | 0,4703 | 0,1036 | 0,3541 | 0,0742 | 0,2913 | 0,1076 |
| | +11 | 0,4847 | 0,1018 | 0,5252 | 0,1038 | 0,5135 | 0,1101 | 0,7591 | 0,1698 | 0,5688 | 0,1204 | 0,4238 | 0,1454 |
| | -7 | 1,2209 | 0,2643 | 1,3042 | 0,2648 | 1,2641 | 0,2773 | 1,8498 | 0,4363 | 1,3897 | 0,3128 | 1,0441 | 0,4227 |
| Н1 | 0 | 0,3196 | 0,2042 | 0,3379 | 0,1294 | 0,3236 | 0,0665 | 0,4703 | 0,1212 | 0,3541 | 0,0797 | 0,2913 | 0,2474 |
| | +11 | 0,4847 | 0,1334 | 0,5252 | 0,1623 | 0,5135 | 0,3372 | 0,7591 | 0,3344 | 0,5688 | 0,3017 | 0,4238 | 0,6150 |
| | -7 | 1,2209 | 0,3180 | 1,3042 | 0,2812 | 1,2641 | 0,4024 | 1,8498 | 0,5619 | 1,3897 | 0,4312 | 1,0441 | 0,2961 |
| Н2 | 0 | 0,3196 | 0,1489 | 0,3379 | 0,0989 | 0,3236 | 0,0977 | 0,4703 | 0,1090 | 0,3541 | 0,0893 | 0,2913 | 0,5670 |
| | +11 | 0,4847 | 0,2434 | 0,5252 | 0,2444 | 0,5135 | 0,2543 | 0,7591 | 0,2554 | 0,5688 | 0,2463 | 0,4238 | 1,3539 |
| | -7 | 1,2209 | 0,3547 | 1,3042 | 0,3364 | 1,2641 | 0,3248 | 1,8498 | 0,4304 | 1,3897 | 0,3783 | 1,0441 | 0,6838 |
| Н3 | 0 | 0,3196 | 0,0513 | 0,3379 | 0,0538 | 0,3236 | 0,0552 | 0,4703 | 0,0870 | 0,3541 | 0,0485 | 0,2913 | 0,1398 |
| | +11 | 0,4847 | 0,1190 | 0,5252 | 0,1244 | 0,5135 | 0,1143 | 0,7591 | 0,1337 | 0,5688 | 0,0887 | 0,4238 | 0,6005 |
| | -7 | 1,2209 | 0,1429 | 1,3042 | 0,1207 | 1,2641 | 0,1385 | 1,8498 | 0,3146 | 1,3897 | 0,1580 | 1,0441 | 0,2996 |
| ВС | 0 | 0,3196 | 0,0499 | 0,3379 | 0,0525 | 0,3236 | 0,0717 | 0,4703 | 0,0796 | 0,3541 | 0,0555 | 0,2913 | 0,0820 |
| | +11 | 0,4847 | 0,1015 | 0,5252 | 0,1080 | 0,5135 | 0,1276 | 0,7591 | 0,1568 | 0,5688 | 0,1032 | 0,4238 | 0,1834 |
| | -7 | 1,2209 | 0,1831 | 1,3042 | 0,1976 | 1,2641 | 0,2413 | 1,8498 | 0,3369 | 1,3897 | 0,2209 | 1,0441 | 0,1866 |
| НС | 0 | 0,3196 | 0,0650 | 0,3379 | 0,0645 | 0,3236 | 0,0601 | 0,4703 | 0,0819 | 0,3541 | 0,0501 | 0,2913 | 0,1250 |
| | +11 | 0,4847 | 0,1393 | 0,5252 | 0,1397 | 0,5135 | 0,1953 | 0,7591 | 0,2131 | 0,5688 | 0,1464 | 0,4238 | 0,1735 |
| | -7 | 1,2209 | 0,2034 | 1,3042 | 0,2033 | 1,2641 | 0,2820 | 1,8498 | 0,3073 | 1,3897 | 0,2116 | 1,0441 | 0,1902 |

Примечание. ЭК — элемент конструкции; ВО, НО, ПЛ, ЗЛ — то же, что в табл. 3; Н1 — нервюры № 1 и 14; Н2 — нервюры № 6–13; Н3 — нервюры № 2–5; ВС и НС — верхние и нижние стрингеры.

Таблица 6

Оптимальные укладки для элементов крыла

| Элемент | Варианты укладки | | |
|-------------------|--------------------|---------------------|----------------------|
| | $\alpha = 0^\circ$ | $\alpha = -7^\circ$ | $\alpha = +11^\circ$ |
| Верхняя обшивка | В | А | А |
| Нижняя обшивка | В | Б | А |
| Передний лонжерон | В | А | А |
| Задний лонжерон | А | А | А |
| Нервюры № 1, 14 | В | Е | А |
| Нервюры № 6–13 | В | А | А |
| Нервюры № 2–5 | А | А | А |
| Верхние стрингеры | А | Е | А |
| Нижние стрингеры | В | Е | А |

сопоставление результатов, полученных при укладке А и вариантах В, Б, Е, для следующих элементов: верхняя и нижняя обшивки, передний лонжерон, нервюры № 1, 6–14, верхние и нижние стрингеры. Выявлено, что по сравнению с вариантом В при укладке А прогиб крыла увеличивается на 0,004 м (2%), а КЗП снижается не более чем на 17% (где 100% — разрушение элемента конструкции). Однако столь

большим снижением КЗП можно пренебречь, так как зона указанных напряжений несопоставимо мала по сравнению с площадью элемента, в которой КЗП высок, а также обусловлена концентратором напряжений.

В свою очередь, варианты укладки Б и Е показывают лучшие значения прогиба и КЗП — выигрыш составляет 0,177 м (17%) по прогибу и 5% по КЗП для укладки Б; 0,004 м (2%) по прогибу и 16% по КЗП — Е, но только для нескольких элементов (обшивка, нервюры, стрингеры) при одном угле атаки. Следовательно, ими также можно пренебречь. Наблюдается выигрыш в жесткостных свойствах конструкции, в элементах которой применена оптимизированная укладка по сравнению с квазиизотропными. Для некоторых элементов отличие достигает 40%.

На основе оптимизации толщин слоев, схем расположения КСС крыла из ПКМ выбран вариант укладки А (рис. 4).

Выводы

1. В результате проведенных расчетов элементов крыла из ПКМ при углах атаки $\alpha = 0, +11, -7^\circ$ определены:

- рациональное минимально возможное количество слоев;

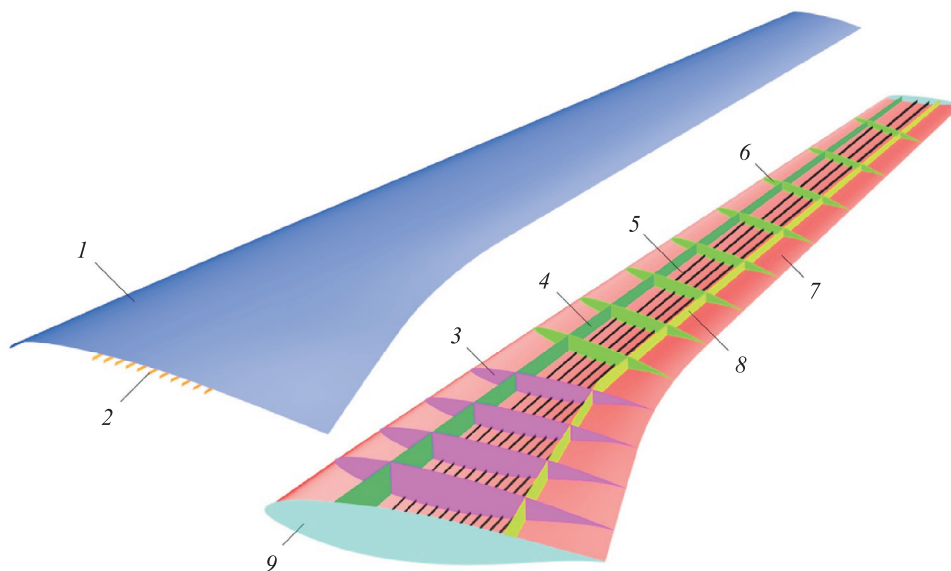


Рис. 4. Ориентация укладок слоев элементов крыла:

- 1 — $28^\circ/-10^\circ/-48^\circ/56^\circ/-2^\circ/-1^\circ/-23^\circ/-3^\circ/-7^\circ/-10^\circ/14^\circ$;
- 2, 5 — $14^\circ/2^\circ/-22^\circ/-12^\circ/8^\circ/4^\circ/-15^\circ/90^\circ/-18^\circ$;
- 3 — $41^\circ/13^\circ/7^\circ/49^\circ/-1^\circ/33^\circ/5^\circ$;
- 4 — $0^\circ/-12^\circ/17^\circ/-17^\circ/44^\circ/27^\circ/34^\circ/13^\circ/-11^\circ/66^\circ/-30^\circ/-52^\circ/14^\circ/-45^\circ/33^\circ/33^\circ/-4^\circ/2^\circ/-48^\circ/-1^\circ$;
- 6 — $63^\circ/-37^\circ/0^\circ/-84^\circ/-4^\circ/-40^\circ/-20^\circ$;
- 7 — $-90^\circ/0^\circ/-30^\circ/-54^\circ/-64^\circ/-74^\circ/-76^\circ/-79^\circ/-80^\circ/-82^\circ/-84^\circ/-84^\circ/-85^\circ/-86^\circ/-86^\circ/-86^\circ/-87^\circ/-87^\circ$;
- 8 — $-40^\circ/29^\circ/13^\circ/-16^\circ/30^\circ/-52^\circ/-26^\circ/-27^\circ/21^\circ/-78^\circ/11^\circ/80^\circ/-1^\circ/47^\circ$;
- 9 — $-30^\circ/4^\circ/-48^\circ/28^\circ/48^\circ/-85^\circ/10^\circ$

- рациональные углы ориентации слоев;
- толщины элементов конструкции;
- значения прогиба крыла для выбранной оптимальной укладки;
- КЗП элементов КСС.

2. Показано преимущество (до 40 %) оптимизированной укладки слоев по сравнению с квазиизотропной при действии эксплуатационной нагрузки.

3. Максимальное значение прогиба крыла, получаемое при угле атаки $\alpha = -7^\circ$, составляет 1,22 м и обусловлено интерференцией действу-

ющих нагрузок. КЗП не превышает 0,35 за исключением нескольких зон, в которых он достигает 0,47, что обусловлено концентратором напряжения.

4. Рассчитанные значения характеристик соответствуют уровню эскизного проекта и будут оптимизироваться при детальном рассмотрении каждого элемента.

5. Результаты данной работы являются частью разрабатываемой методики проектирования крыла из ПКМ и будут учтены и использованы при ее составлении.

Литература

- [1] Зиченков М.Ч., Кондаков И.И., Шаныгин А.Н. Новый подход к созданию легких и надежных силовых композитных авиаконструкций. *Научный Вестник МГТУ ГА*, 2016, т. 19, № 06, с. 127–136, doi: 10.26467/2079-0619-2016-19-6-127-136.
- [2] Liu Q., Jrad M., Mulani S.B., Kapania R.K. Integrated Global Wing and Local Panel Optimization of Aircraft Wing. *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Kissimmee, 2015, AIAA Paper no. 2015–0137, pp. 1–19.
- [3] Qun Z., Yunliang D., Haibo J. A Layout Optimization Method of Composite Wing Structures Based on Carrying Efficiency Criterion. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, vol. 24, no. 4, pp. 425–433.
- [4] Kaplan E.M., Yesilkaya K.K., Yaman K. Stiffness Equivalent Finite Element Modelling of a Physical Assembly by Structural Optimization Method. *7th International Conference on Mechatronics and Manufacturing*, Singapore 2016, vol. 45, pp. 1–5.
- [5] Bach T., Dähne S., Heinrich L., Hühne C. Structural Optimization of Composite Wings in an Automated Multi-Disciplinary Environment. *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, 2014, AIAA Paper no. 2014-2295, pp. 1–13.
- [6] Li D., Xiang J. Optimization of Composite Wing Structure for a Flying Wing Aircraft Subject to Multi Constraints. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Boston, 2013, AIAA Paper no. 2013-1934, pp. 1–11.
- [7] Dillinger J.K.S., Abdalla M.M., Klimmek T. Stiffness Optimization of Composite Wings with Aeroelastic Constraints. *12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM*, Indianapolis, 2012, AIAA Paper no. 2012-5401, pp. 1–15.
- [8] Шингель Л.П. О проектировании крыла из композиционного материала самолета вертикального взлета и посадки. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2012, т. 14, № 1(2), с. 514–516.
- [9] Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2015, т. 46, № 2, с. 63–79.
- [10] Солошенко В.Н., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции кессона крыла из композиционных материалов среднемагистрального самолета. *Вестник Московского авиационного института*, 2013, т. 20, № 1, с. 16–30.
- [11] Митрофанов О.В. К вопросу об оптимальном армировании подкрепленных панелей тонкостенных конструкций из композитных материалов. *Актуальные проблемы современной науки*, 2017, № 5(96), с. 49–53.
- [12] Peeters D., Abdallay M. Design guide lines in non-conventional composite laminate optimization. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 54, no. 4, pp. 1454–1464.
- [13] Sapkal K.S., Attar P.J. Experimental and Computational Aeroelastic Analysis of a Composite Material Delta Wing in Low Subsonic Flow. *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, Denver, 2011, AIAA Paper no. 2011-1743, pp. 1–37.
- [14] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного

- композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1(17), с. 38–43.
- [15] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 12(681), с. 106–116.

References

- [1] Zichenkov M.Ch., Kondakov I.I., Shanygin A.N. Novyi podkhod k sozdaniiu legkikh i nadezhnykh silovykh kompozitnykh aviakonstruksii [Novel approach to design of light-weight and reliable composite primary aircraft structures]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA [Civil Aviation High Technologies]*. 2016, vol. 19, no. 06, pp. 127–136.
- [2] Liu Q., Jrad M., Mulani S.B., Kapania R.K. Integrated Global Wing and Local Panel Optimization of Aircraft Wing. *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Kissimmee, 2015, AIAA Paper no. 2015–0137, pp. 1–19.
- [3] Qun Z., Yunliang D., Haibo J. A Layout Optimization Method of Composite Wing Structures Based on Carrying Efficiency Criterion. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, vol. 24, no. 4, pp. 425–433.
- [4] Kaplan E.M., Yesilkaya K.K., Yaman K. Stiffness Equivalent Finite Element Modelling of a Physical Assembly by Structural Optimization Method. *7th International Conference on Mechatronics and Manufacturing*, Singapore 2016, vol. 45, pp. 1–5.
- [5] Bach T., Dähne S., Heinrich L., Hühne C. Structural Optimization of Composite Wings in an Automated Multi-Disciplinary Environment. *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, 2014, AIAA Paper no. 2014-2295, pp. 1–13.
- [6] Li D., Xiang J. Optimization of Composite Wing Structure for a Flying Wing Aircraft Subject to Multi Constraints. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Boston, 2013, AIAA Paper no. 2013-1934, pp. 1–11.
- [7] Dillinger J.K.S., Abdalla M.M., Klimmek T. Stiffness Optimization of Composite Wings with Aeroelastic Constraints. *12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM*, Indianapolis, 2012, AIAA Paper no. 2012–5401, pp. 1–15.
- [8] Shingel' L.P. O proektirovanii kryla iz kompozitsionnogo materiala samoleta vertikal'nogo vzleta i posadki [About wing projection from composite material for the airplane of vertical take-off and landing]. *Izvestiia Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk [Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences]*. 2012, vol. 14, no. 1(2), pp. 514–516.
- [9] Kasumov E.V. Metodika poiska ratsional'nykh konstruktivnykh parametrov s primeneniem metoda konechnykh elementov [The method for search the optimal design parameters using the method of finite elements]. *Uchenye zapiski TsAGI [Uchenye Zapiski TSAGI]*. 2015, vol. 46, no. 2, pp. 63–79.
- [10] Soloshenko V.N., Popov Iu.I. Kontseptual'noe proektirovanie konstruksii kessonа kryla iz kompozitsionnykh materialov srednemagistral'nogo samoleta [Conceptual design of the wing caisson structure made of composite materials of medium-haul aircraft]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute]*. 2013, vol. 20, no. 1, pp. 16–30.
- [11] Mitrofanov O.V. K voprosu ob optimal'nom armirovanii podkreplennykh panelei tonkostennykh konstruksii iz kompozitnykh materialov [On the question of optimal reinforcement of reinforced panels of thin-walled structures made of composite materials]. *Aktual'nye problemy sovremennoi nauki [Actual problems of modern science]*. 2017, no. 5(96), pp. 49–53.
- [12] Peeters D., Abdallay M. Design guide lines in non-conventional composite laminate optimization. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 54, no. 4, pp. 1454–1464.
- [13] Sapkal K.S., Attar P.J. Experimental and Computational Aeroelastic Analysis of a Composite Material Delta Wing in Low Subsonic Flow. *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, Denver, 2011, AIAA Paper no. 2011–1743, pp. 1–37.

- [14] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G. Optimal'noe proektirovanie kryla suborbital'nogo mnogorazovogo kosmicheskogo apparata iz gibridnogo polimernogo kompozitsionnogo materiala [Optimal design of the suborbital reusable spacecraft wing made of polymer composite]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina* [Bulletin NPO named after S.A. Lavochkin]. 2013, no. 1(17), pp. 38–43.
- [15] Mikhailovskii K.V., Baranovski S.V. Metodika proektirovaniia kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov na osnove parametricheskogo modelirovaniia. Chast' 2. Proektirovanie silovoi konstruktsii [The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part II. Design of the Load Bearing Structure]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building]. 2016, no. 12(681), pp. 106–116.

Статья поступила в редакцию 19.02.2018

Информация об авторах

МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

БАРАНОВСКИ Сергей Владиславович (Москва) — аспирант, ассистент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: serg1750@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 75–84, doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84.

Please cite this article in English as:

Mikhailovskiy K.V., Baranovski S.V. The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part III. Selection and Justification of Optimal Schemes for Reinforcing Load Bearing Elements. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 5, pp. 75–84, doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84.

Information about the authors

MIKHAILOVSKIY Konstantin Valerievich (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

BARANOVSKI Sergey Vladislavovich (Moscow) — Post-graduate, Teaching Assistant, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: serg1750@mail.ru).