



Конкурсная работа

Номинация	Лучший инновационный проект
Название работы	Структурная оптимизация конструкция крыла на основе метода топологической оптимизации и учётом анизотропии свойств полимерных композиционных материалов
Автор	Барановски Сергей Владиславович
Предприятие	ПАО «Корпорация «Иркут»»

Москва, 2020

Содержание

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ	4
1 ОБЗОР РАБОТ В ОБЛАСТИ СТРУКТУРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КРЫЛА	5
1.1 Топологическая оптимизация.....	5
1.2 Криволинейные силовые элементы	5
1.3 Направленная укладка волокон в слое	7
2 ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ.....	9
2.1 Исходные данные	9
2.1.1 Объект исследования	9
2.1.2 Граничные условия.....	9
2.1.3 Материалы.....	10
2.1.4 Расчётные модели.....	10
2.1.4.1 Крыло из изотропного материала	11
2.1.4.2 Крыло из анизотропного материала	12
2.2 Результаты и анализ расчётов	13
2.2.1 Определение зон усиления крыла из изотропного материала	13
2.2.1.1 Вариант 1	13
2.2.1.2 Вариант 2.....	14
2.2.1.3 Вариант 3	15
2.2.1.4 Вариант 4.....	16
2.2.1.5 Вариант 5.....	16
2.2.1.6 Вариант 6.....	17
2.2.1.7 Обобщение полученных результатов	18
2.2.2 Определение зон усиления крыла из анизотропного материала.....	19
2.2.2.1 Вариант А.....	19
2.2.2.2 Вариант Б.....	20
2.2.2.3 Вариант В	21
2.2.2.4 Вариантов Г и Д.....	22
2.2.2.5 Составление укладки слоёв	23
2.2.2.6 Масса крыла из анизотропного материала.....	23
2.2.2.7 Обобщение полученных результатов	24
2.3 Выводы.....	24
3 КРИВОЛИНЕЙНЫЕ СИЛОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ	26
3.1 Исходные данные	26

3.1.1 Объект исследования	26
3.1.2 Расчётные модели.....	26
3.2 Результаты и анализ расчётов	29
3.3 Выводы.....	32
4 НАПРАВЛЕННАЯ УКЛАДКА	33
4.1 Исходные данные	33
4.1.1 Объект исследования	33
4.1.2 Расчётные модели.....	33
4.2 Результаты и анализ расчётов	35
4.2.1 Определение укладки I-м способом.....	35
4.2.1 Определение укладки I-м способом.....	39
4.3 Выводы.....	42
4 ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	44
Список использованных источников.....	45

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании различных авиационных конструкций их геометрический облик формировался согласно широкому спектру требований, таких как, прочность, устойчивость, аэродинамика, возможность изготовления, цена и множества прочих. Однако распределение материала в изделиях зачастую нерационально и не оптимально в виду ограниченности методов и способов проектирования, а также изготовления. С развитием техники и технологий стало возможным создание ранее недоступных структур, деталей и конструкций сложной уникальной формы, рассчитанных при помощи новейших систем автоматизированного проектирования и методов математического моделирования. К ним относится топологическая оптимизация (ТО), которая расширяет границы проектирования и даёт возможность получить значительный выигрыш в весе при обеспечении остальных необходимых характеристик будущего изделия.

Повышение аэродинамической эффективности авиалайнеров долгое время осуществлялось за счёт формирования усовершенствованного и оптимизированного геометрического облика, но силовая схема принципиально не менялась и представляла собой преимущественно прямолинейные, ортогональные элементы. С развитием современных автоматизированных роботизированных комплексов выкладки препрегов на основе термореактивных, термопластичных полимерных связующих, аддитивных технологий стало возможно изготавливать сложнопрофильные криволинейные конструкции, которые невозможно было создать с помощью традиционных технологических схем. Для улучшения характеристик крыла с постоянно возрастающими требованиями, такими как прочность конструкции, устойчивость и флаттер, могут быть использованы криволинейные силовые элементы и направленная укладка монослоев полимерного композиционного материала (ПКМ) [1]. Силовые элементы произвольной формы, отличной от прямолинейной, могут повысить эффективность работы конструкции под действием эксплуатационных нагрузок. Применение направленной укладки волокон в слое обеспечивает большую возможность для варьирования физико-механических свойств многослойных ПКМ. Однако, из-за сложной геометрической формы необходимы способы определения рациональных параметров конструктивно-силовой схемы (КСС) и методы выбора направленной укладки волокон в конструкции.

Очевидно, что удовлетворение всевозрастающих требований к авиационным конструкциям возможно только путем применения новых решений, в том числе, в части силового каркаса. Одним из возможных путей является структурная оптимизация конструкции крыла, которая объединяет криволинейные силовые элементами и анизотропию свойств ПКМ, с учетом современных достижений в области автоматизированных технологий производства и с опорой на программные комплексы позволяющими осуществлять адаптацию направлений выкладки слоёв под действующие нагрузки в том числе с помощью передовых численных методов ТО.

1 ОБЗОР РАБОТ В ОБЛАСТИ СТРУКТУРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КРЫЛА

1.1 Топологическая оптимизация

Изначально ТО использовалась в аэрокосмической отрасли с целью улучшения (в первую очередь снижение массы при сохранении работоспособности) отдельных элементов конструкций [2], таких как кронштейны [3], нервюры и лонжероны [4, 5], лопатки турбин [6]. Но с развитием методов [7] стали проводиться исследования по оптимизации геометрии всего изделия [8 – 11]. С помощью ТО решаются задачи аэроупругости, рассматривающие устойчивость обшивок под действием статических и динамических нагрузок [12, 13], в том числе учитывающие собственный вес конструкции [14] и такие явления, как флаттер [15]. ТО применяется на этапе проектных расчётов с использованием методов объёмного моделирования [16] с помощью конечных элементов совместно с базовыми алгоритмами проектирования конструкции и инженерного анализа [17] для определения компоновочной схемы и габаритов будущего изделия [18], для улучшения уже имеющихся конструкций крыльев [19], создания конструкции крыльев изменяемой формы [20, 21], уточнения конструктивно-силовой схемы (КСС) крыла [22], а также элементов из композиционных материалов [23].

При проектировании с помощью ТО применяются различные подходы, например, оптимизируемое изделие разбивается на несколько связанных областей, каждая из которых рассчитывается в отдельности [24]. Предлагаются новые многомасштабные подходы (одновременный учёт структуры материала и силовой схемы всего изделия) к созданию конструкций на основе ТО [25], а также развиваются и усовершенствуются способы ТО: применяются методы выпуклой линеаризации [26], исследуется возможность использования ограничений не только по объёму материала, но и напряжениям в изделии [27]. Предлагаются варианты использования ТО совместно с другими методами оптимизации, например, параметрической [28]. Многие задачи решаются в рамках работ по междисциплинарной оптимизации. Благодаря параллельному определению аэродинамической формы и силовой схемы стало возможно значительно уменьшить сопротивление крыла [29]. Стоит отметить, что над вопросами разработки методов ТО и их применения при проектировании конструкций работают специалисты ведущих отечественных и зарубежных высших учебных заведений и предприятий. На основе изложенного, логично констатировать, что разработанные методы ТО [30] позволяют получать конструкции с лучшими характеристиками и, соответственно, будут одними из основных инструментов проектирования различного рода конструкций.

1.2 Криволинейные силовые элементы

В рамках работ по определению рациональных параметров конструктивно-силовых схем усовершенствуются полуаналитические методы анализа [31] и оптимизации [32] панелей из ПКМ с

криволинейными стрингерами и локальными усилениями для решения задач, связанных со свободными колебаниями, устойчивостью, в том числе от изменения температуры. Для минимизации веса конструкции и увеличения критической скорости флаттера решается многоцелевая междисциплинарная задача двухуровневой оптимизация КСС кессона крыла, с учётом расположения рёбер жёсткости и усилений обшивок, а также геометрических параметров (поперечного сечения и толщин стенок) [33, 34], с применением композиционных материалов и силовых элементов произвольной формы [35, 36]. Применяются два метода оптимизации: одношаговый и двухшаговый, в которых элементы и их параметры выбираются либо совместно, либо отдельно с использованием различных ограничений и целевых функций [37], например, расположение лонжеронов и нервюр и их толщины выступают в качестве параметров оптимизации, а аэроупругие характеристики, деформации и напряжения — в качестве ограничений [38, 39].

С помощью математического моделирования и экспериментов исследуется влияние геометрии силовых элементов (форма и положение относительно корневой и концевой хорд крыла) на собственные колебания, деформация под статической и аэродинамической нагрузками, реакция на турбулентность и аэроупругую потерю устойчивости, а также они сравниваются с изменением угла стреловидности [40, 41].

Разрабатываются подходы для определения, моделирования, анализа и оптимизации конструкции крыла самолетов с использованием нетрадиционных силовых схем с применением криволинейных силовых элементов [42], а также проводятся исследования по их влиянию на характеристики летательного аппарата (ЛА) [43] и способам параметризации внутренней силовой структуры сложных крыльев [44, 45] с применением единого расчетного пространства [46].

Сравниваются продольные прямолинейные и криволинейные рёбра жёсткости панели из композиционных материалов при воздействии изгибающей и сжимающей нагрузок, с учётом потери устойчивости, технологических вырезов и повреждений [47, 48].

Исследуются инструменты для оптимизации одновременно учитывающее внешнюю форму, внутреннюю структуру и интегрированные элементы управления геометрией крыла изменяемой формы, и обеспечивающие моменты вращения, достаточные для обеспечения управляемого полёта [49].

Помимо элементов КСС крыла, форма которых адаптирована под эксплуатационные нагрузки, рассматриваются сложные силовые схемы с прямолинейными элементами, но в структуре которых нельзя явно выделить традиционные нервюры и лонжероны [50].

Отмечается необходимость в усовершенствовании и модернизации подходов проектирования силовых элементов и конструкций, максимально учитывающих свойства композиционных материалов [51]. Так, разрабатываются и исследуются КСС беспилотных ЛА [52], и замкнутых систем крыльев [53], ЛА с нетрадиционными аэродинамическими компоновками [54, 55], тяжелого

транспортного самолета интегральной схемы [56], с пространственными сетчатыми нервюрами из ПКМ [57], перспективные анизотропные структуры [58]. Предлагаются междисциплинарные подходы к проектированию КСС с учётом оптимизации расположения силовых элементов и их параметров [59, 60]. Стоит отметить малое количество отечественных исследований в области проектирования крыльев с структурно-оптимизированными силовыми схемами. На основе вышесказанного, актуальным и практически значимым направлением считается разработка структурно-оптимизированной конструкции крыла из ПКМ для повышения массовой эффективности.

1.3 Направленная укладка волокон в слое

В рамках работ по оптимизации конструкций из композиционных материалов [61] с направленной укладкой волокон в слоях элементами [62] предлагаются методы математического и численного моделирования [63], подходы и алгоритм по определению рациональных траекторий и направлений выкладки волокон с учётом прочности, устойчивости [64], одно- и двумерные конечно-элементные модели в которых толщины и углы укладки используются в качестве переменных внутри каждого элемента [65], методы функции уровня [66], гибридные схемы, объединяющие генетические алгоритмы [67] и непосредственный поиск для адаптации локальной и глобальной жесткости, которые влияют на характеристики изгиба и статическую прочность соответственно [68].

Разрабатываются методы укладки волокон, ограниченные дискретным шагом, например, 45° [69, 70], основанные на традиционном подходе проектирования многослойных изделий, а также численно и экспериментально исследуются варианты тонкостенных силовых элементов с двумя типовыми направлениями укладки слоёв [71]. Оцениваются влияния на характеристики аэроупругости крыла, с учётом напряжений и флаттера [72 – 74], при различных режимах полёта на дозвуковых и околозвуковых скоростях [75].

Проводятся исследования по влиянию направленно армированных ПКМ на изгибную жесткость изделия с ограничениями по массе [76], дополнительно предполагающие изменение толщины элемента [77], учитывающие максимальную толщину слоя и качества внешней поверхности готового изделия [78].

С помощью применения направленной укладки оптимизируются частоты собственных колебаний конструкции [79, 80], температура потери устойчивости, в том числе для изделий с вырезами [81].

В большинстве работ также проводится сравнение по различным критериям традиционных укладок и направленных волокон в слое размещенных по прямолинейным, так и криволинейным траекториям, а также аналогов по весовой эффективности полученных конструкций [82, 83].

Не остаётся без внимания пространственная ориентация элементов самолёта и крыла. Учитывается совместное действие пути выкладки волокон и расположение двигателя на критическую скорость и частоту флаттера [84].

Кроме того, применение криволинейных укладок волокон позволяет снизить одновременно жёсткость в плоскости армирования и увеличить податливость конструкции, необходимую для перспективных крыльев изменяемой формы [85].

Проводятся работы по возможности изготовления конструкций с направленной укладкой, которые можно осуществить с помощью аддитивных технологий [86 – 88], метода послойной выкладки размягченной полимерной нити, армированной углеродным волокном [89], а также станков с автоматической выкладкой [90–92], с помощью которых уже изготавливаются различные конструкции преформ [93, 94].

На основе вышесказанного, учитывая возможность технологической реализации и перспективность применения в конструкциях из ПКМ можно констатировать, что проектирование элементов ЛА с направленными волокнами в слое является актуальной задачей.

2 ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ

2.1 Исходные данные

2.1.1 Объект исследования

В качестве объекта исследования рассматривалось стреловидное крыло, с несимметричным аэродинамическим профилем, с размахом 35 м пассажирского авиалайнера, спроектированная на основе анализа самолётов авиакомпаний [95-99]. Геометрическая модель представляла собой обшивки, образующие теоретическую поверхность крыла и КСС кессона: два лонжерона, пятнадцать нервюр, одиннадцать стрингеров (для каждой обшивки) (рисунок 1). КСС носовой и хвостовой частей крыла не учитывались. Корневая и концевая хорды – 6 и 1,3 м, соответственно.

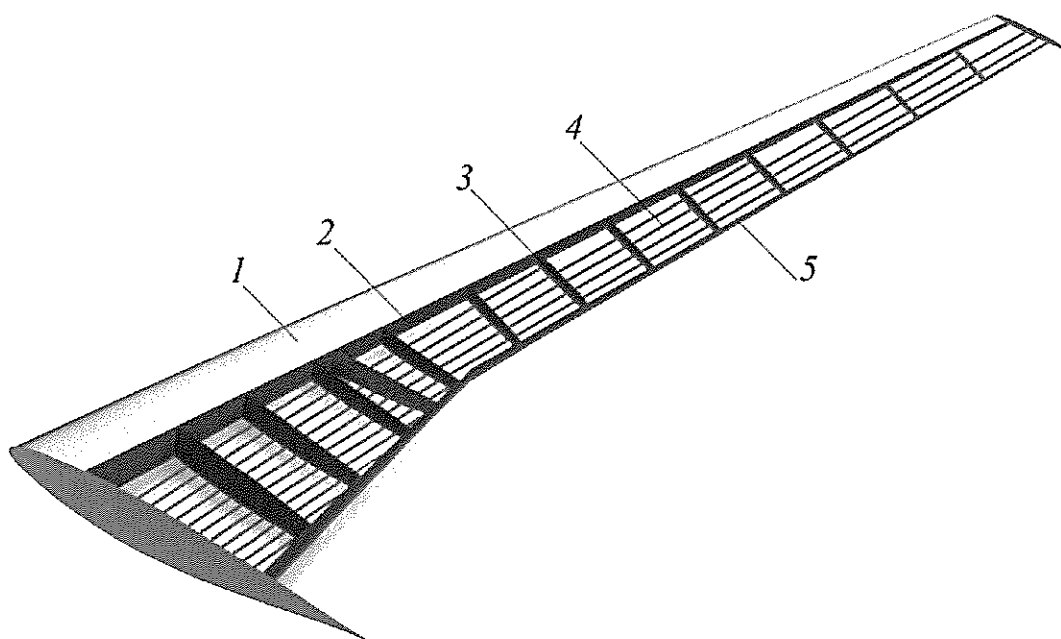


Рис. 1. Модель крыла (верхняя обшивка и стрингеры не показаны):

1 – нижняя обшивка (теоретическая поверхность); 2 – передний лонжерон; 3 – нервюра;
4 – стрингер; 5 – задний лонжерон

2.1.2 Граничные условия

В качестве нагрузок были выбраны:

- аэродинамическое сопротивление в зависимости от режима полёта;
- вес двигателя (2400 кг, распределённый по объёму);
- вес приводов механизации крыла (по 20 кг каждый, с учётом жидкости гидравлической системы);
- собственный вес конструкции кессона.

Расчёты проводились для крейсерского режима полёта со скоростью 242 м/с, на высоте 11500 м. Выбраны три основных угла атаки: 0° , $+11^\circ$, -7° .

2.1.3 Материалы

Основными материалами при расчёте приняты алюминиевый сплав (изотропный материал) и углепластик (анизотропный материал).

Физико-механические характеристики алюминиевого сплава:

- плотность – 2770 кг/м^3 ;
- модуль упругости – 71 ГПа ;
- модуль упругости при сдвиге – $26,7$;
- коэффициент Пуассона – $0,33$.

Физико-механические характеристики слоя на основе углеродной ткани

- плотность – 1650 кг/м^3 ;
- толщина монослоя – $0,285 \text{ мм}$;
- модуль упругости вдоль оси:
 - 1 (вдоль основы) – $174,3 \text{ ГПа}$;
 - 2 (вдоль утка) – $174,3 \text{ ГПа}$;
- Модуль упругости при сдвиге в плоскости 12/13/23 – $2,9/0,45/0,45 \text{ ГПа}$;
- Коэффициент Пуассона в плоскости 12 – $0,32$;
- Предел прочности при растяжении (сжатии) вдоль осей 1/2 – $2,7(2,9)/2,7(2,9) \text{ ГПа}$;
- Предел прочности при сдвиге в плоскости 12 – $0,1 \text{ ГПа}$;
- Предел деформации при растяжении (сжатии) вдоль осей 1/2 – $0,015 (0,017)/0,015 (0,017)$;
- Предел деформации при сдвиге в плоскости 12 – $0,034$.

Конструкции из изотропного материала рассматривались для:

- анализа выбранной КСС;
- сравнения с крылом из анизотропного материала;
- определения критических зон, а также зон усиления конструкции при дальнейшем проектировании крыла.

2.1.4 Расчётные модели

Рассмотрены несколько расчётных моделей, как из изотропного материала (алюминиевый сплав), так и из анизотропного (углепластик) (рисунок 2).

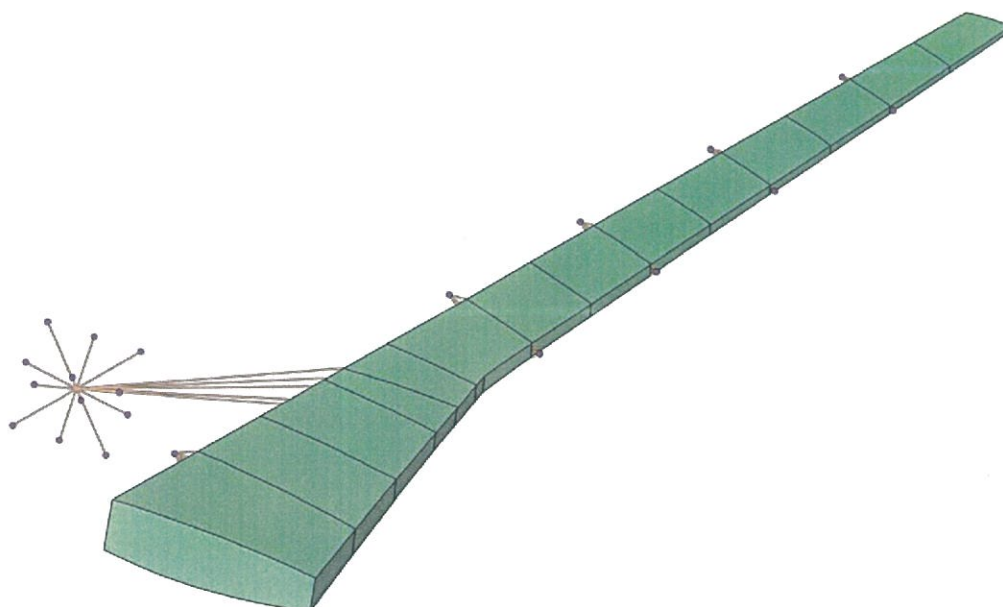


Рис. 2. Вид расчётной модели кессона крыла:

■ – кессон; ■ – элемент массы; ■ – элемент жёсткой связи

2.1.4.1 Крыло из изотропного материала

Для крыла из изотропного материала рассмотрены различные варианты геометрии, нагрузок, зон сохранения и удаления (оптимизации) материала (таблица 1).

Таблица 1

Рассматриваемые варианты расчёта для крыла из изотропного материала				
№	Объект	Нагрузки	Зоны материала	
			сохранение	удаление
1	I	a	–	ВО
2			О; $\delta=1.5$	ВО
3	II	b	О, Л; $\delta=3$	ВО
4			О, Л, Н; $\delta=3$	ВО
5			О, Л; $\delta=3$	Н; $\delta=3$
6			О, Л, Н; $\delta=3$	О, Л, Н; $\delta=20^*$

Примечание. I – крыло; II – кессон крыла; a – аэродинамическая нагрузка в зависимости от угла атаки; b – аэродинамическая нагрузка в зависимости от угла атаки, вес двигателя и приводов механизации, вес элементов; О – обшивки; Л – лонжероны; Н – нервюры; ВО – внутренний объём; δ – толщина элемента, мм; * – толщина добавленного материала для оптимизации

Критерием оптимизации считается минимизация массы конструкции крыла, причём объём оставшегося материала не должен быть меньше 25% от исходного. Критерием останова считалась разница между значениями целевой функции в течение двух итераций, не превышающая 0,1 %.

2.1.4.2 Крыло из анизотропного материала

Для кессона крыла из анизотропного материала рассмотрены различные варианты схем армирования (таблица 2).

Таблица 2

Рассматриваемые варианты расчёта для крыла из ПКМ (углепластика)

Вариант	Количество слоёв / шаг слоёв
А	19 / 5°
Б	9 / 10°
В	7 / 15°
Г	5 / 25°
Д	4 / 45° *
Примечание. * – квазиизотропная укладка	

Для каждого элемента кессона задавалась своя локальная система координат, зависящая от направления выкладки слоёв углеродной ткани.

Оптимизация проводилась в несколько шагов, в программном пакете Altair HyperWorks OptiStruct. Первый шаг – свободная оптимизация элементов. Толщина используемого специального конечного элемента для расчёта слоистых ПКМ (общая расчетная толщина слоёв с одной ориентации волокон) для каждого угла составляет 1,5 мм. На данном этапе определяется оптимальный состав пакета. Следующий шаг – корректировка укладки с учётом материала (0,3 мм), т.к. полученные в результате свободной оптимизации слои не соответствуют реальным. Иными словами, на первом этапе получается конструкция с оптимальными толщинами элементов, но геометрическими параметрами, которые невозможно получить при производстве. Толщина пакета изменяется дискретно в соответствии с добавляемыми или изъятыми слоями. Заключительным шагом выполняется перераспределение пакета для уравнивания укладки.

При выборе геометрических параметров крыла из ПКМ минимизировалась масса конструкции. В качестве ограничений выбраны максимально допустимые величины перемещений в концевой части крыла в зависимости от угла атаки и коэффициент запаса прочности конструкции (по напряжениям, деформациям и критерию Цзя–Ву). Критерием останова также считалась разница между значениями целевой функции в течение двух итераций не превышающая 0,1 %.

2.2 Результаты и анализ расчётов

2.2.1 Определение зон усиления крыла из изотропного материала

При расчёте шести вариантов крыла получены следующие результаты.

2.2.1.1 Вариант 1

Для всего крыла без зон сохранения материала (вариант 1) оптимизированная конструкция представлена на (рисунок 3). Здесь и далее показаны изображения результатов для угла атаки -7° , как самого нагруженного. Видно, что основная масса материала сосредоточена в центральной (срединной) части крыла (в зоне силового кессона). В носовой части материал удалён полностью ($+11^\circ, -7^\circ$), либо его наличие минимально (0°). В хвостовой части видны прототипы подкреплений, которые могут быть использованы в качестве силовых элементов, либо зон усиления. Установлено, что границы зон сохранённого материала криволинейные. Следовательно, логично предположить, что замена используемых в настоящее время прямолинейных плоских силовых элементов криволинейными может повлиять на массово-прочностные характеристики крыла, особенно изготовленного из ПКМ – материала обладающего выраженной анизотропией свойств. Полученные данные будут использоваться при моделировании нестандартных силовых элементов криволинейной формы.

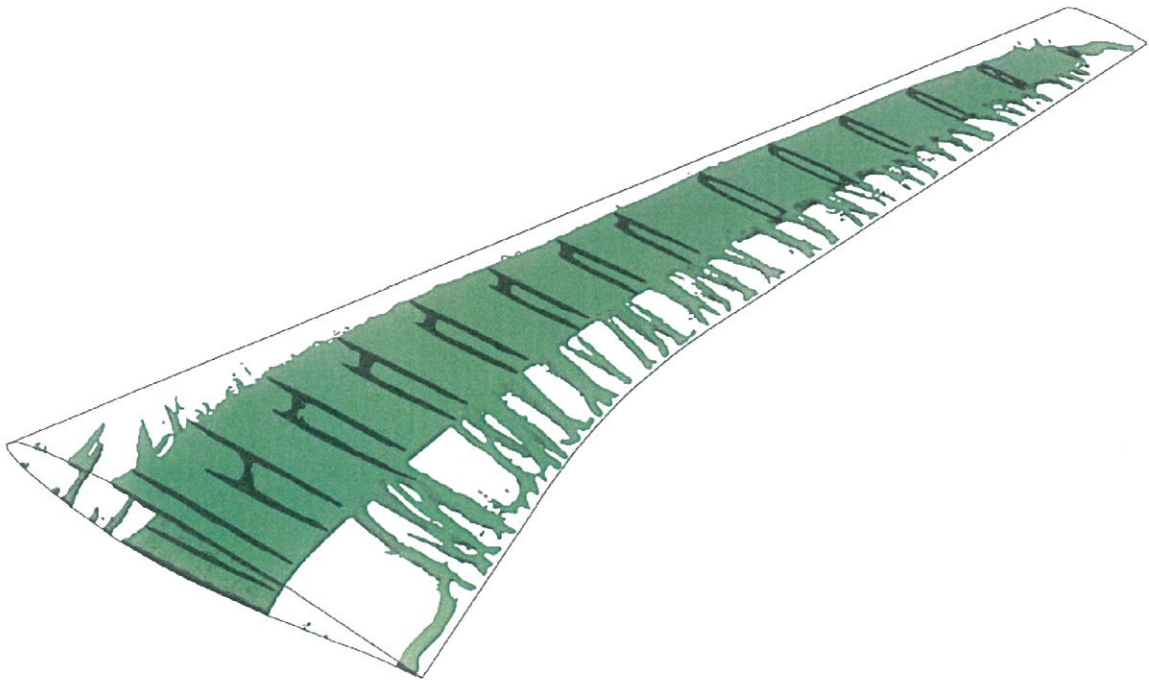


Рис. 3. Результат оптимизации крыла из изотропного материала, вариант 1:

■ – оптимизированный материал; ■ – сечения оптимизированного материала

Внутри крыла наблюдается один лонжерон, который начинается в центре «кессона» и плавно переходит к носовой части начиная с длины в $1/3$ размаха. Толщина лонжерона меняется от 30 мм в концевой части крыла до 50 мм в срединной и корневой частях крыла. К концевой части сечение замыкается и приобретает вид кессона с двумя лонжеронами и подкрепляющей стенкой.

2.2.1.2 Вариант 2

С введением зон сохранения материала в виде внешних обшивок (вариант 2) картина распределения материала меняется (рисунок 4).

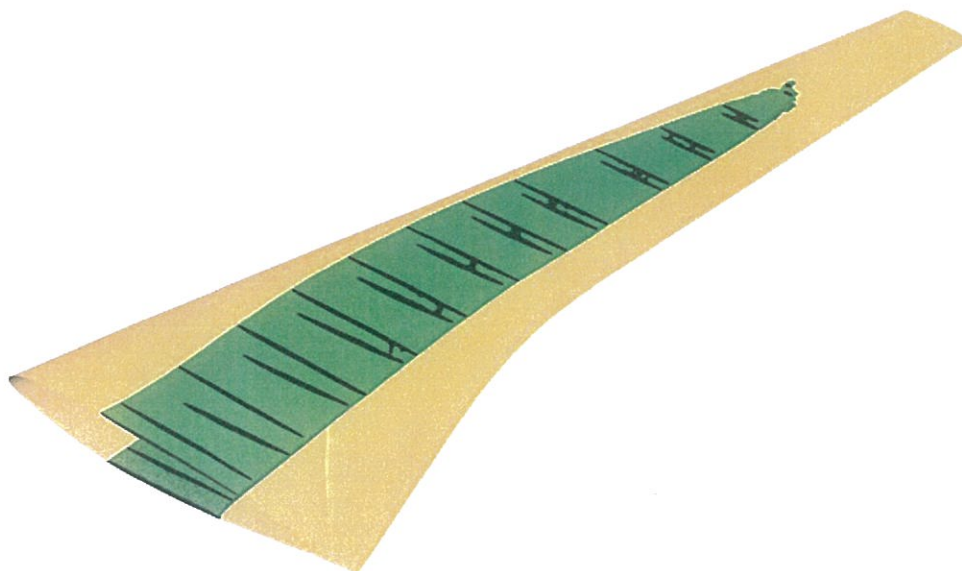


Рис. 4. Результат оптимизации крыла из изотропного материала, вариант 2:

■ – оптимизированный материал; ■ – сечения оптимизированного материала; ■ – зоны сохранения материала

Видно, что материал сосредоточен в центральной части крыла, протяжённостью $5/6$ размаха. Концевая часть крыла, подверженная максимальным перемещениям, остаётся без дополнительного усиления, так как жесткости данной конструкции, обеспеченной элементами с заданной толщиной, достаточно. В хвостовой части крыла отсутствуют подкрепления как в варианте 1. Наблюдается один лонжерон, который начинается с длины в $1/4$ размаха ближе к хвостовой части и плавно переходит в срединную часть «кессона». В концевой части оптимизируемого материала картина схожа с вариантом 1.

2.2.1.3 Вариант 3

При оптимизации внутреннего пространства кессона крыла без учёта установленных нервюр и сохранении неизменных обшивок и лонжеронов (вариант 3) с учётом навески двигателя наблюдается следующее распределение материала в конструкции (рисунок 5).

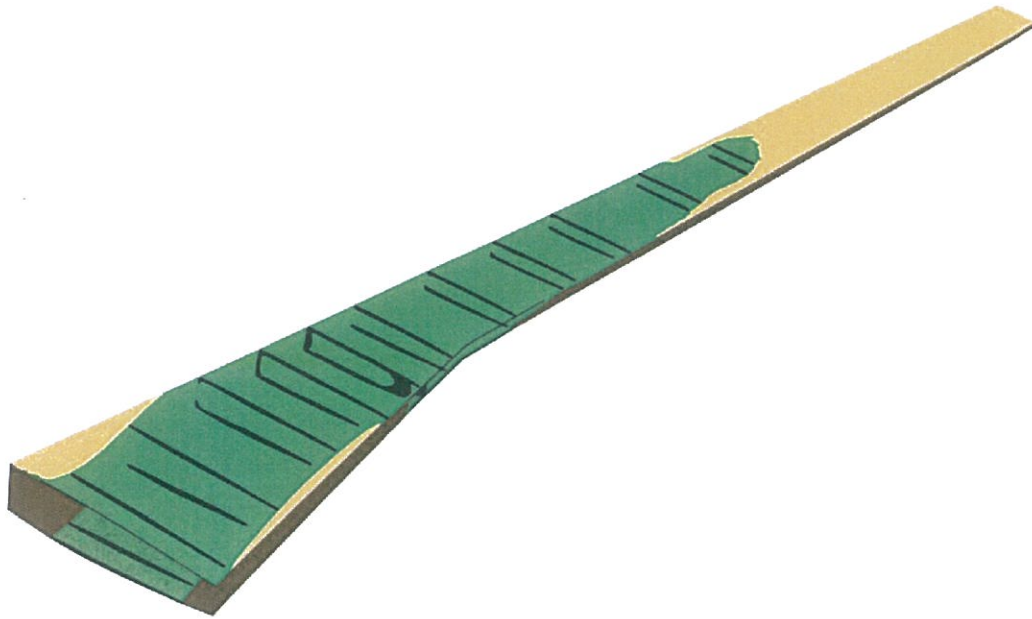


Рис. 5. Результат оптимизации крыла из изотропного материала, вариант 3:

■ – оптимизированный материал; ■ – сечения оптимизированного материала; ■ – зоны сохранения материала

Материал сосредоточен в обшивках на длине $2/3$ размаха и в нервюре подвески двигателя. Наблюдаются зоны усиления заднего лонжерона. В зависимости от угла атаки, зона распределения материала меняется незначительно и отличается лишь формой границы с разницей в 1–3%, что в рамках рассматриваемой задачи считается допустимым. Для выбора мест усиления рационально учитывать максимальную зону. В зависимости от угла атаки толщины верхней и нижней обшивок составляют от 30 мм до 55 мм (нижняя обшивка толще).

Дополнительных продольных стенок внутри не наблюдается. В зоне силовой нервюры подвески двигателя видны зоны не удалённого материала на лонжеронах (площадь сечения увеличивается).

2.2.1.4 Вариант 4

Оптимизация внутреннего пространства кессона крыла с выделением нервюр (вариант 4) показала похожий результат с вариантом 3 (рисунок 6).

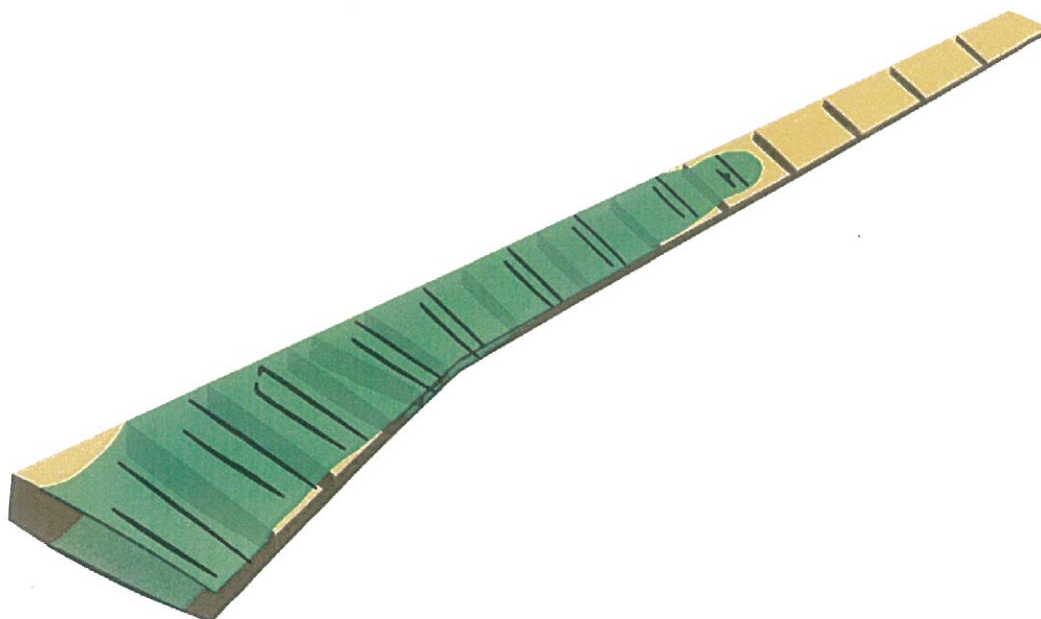


Рис. 6. Результат оптимизации крыла из изотропного материала, вариант 4:

■ – оптимизированный материал; ■ – сечения оптимизированного материала; ■ – зоны сохранения материала

Зона распределения материала – $2/3$ длины крыла. Развит материал на лонжеронах вблизи силовой нервюры подвески двигателя, хоть и значительно меньше. Толщина обшивок варьируется от 30 мм в концевой части крыла до 50 мм в корневой (нижняя обшивка толще), что идентично варианту 3. В концевой части оптимизируемого материала наблюдается небольшие зоны усиления в центре обшивок.

2.2.1.5 Вариант 5

При оптимизации лишь нервюр кессона крыла без дополнительного материала (вариант 5) видно, что при данных параметрах и условиях эффект незначителен (рисунок 7).

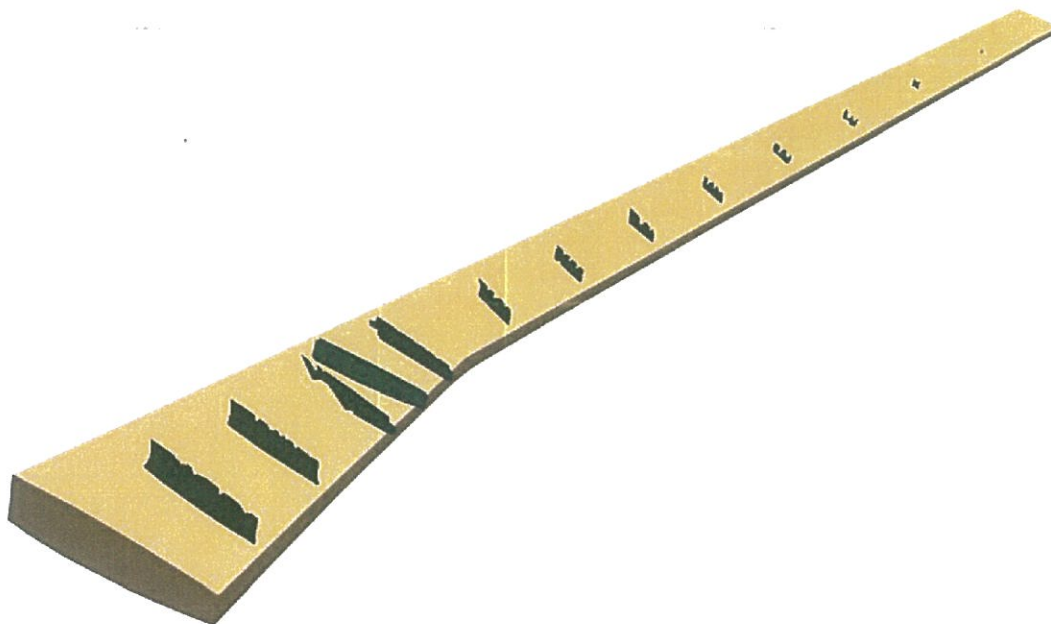


Рис. 7. Результат оптимизации крыла из изотропного материала, вариант 5:

■ – оптимизированный материал; ■ – зоны сохранения материала

Концевые нервюры удаляются, а на остальных, начиная с средней части крыла образуются небольшие вырезы (подобно вырезам под стрингеры). Силовая нервюра подвески двигателя полностью сохраняет свою изначальную геометрию, а находящаяся рядом с ней нервюра 4 подвержена наибольшему удалению материала. Следовательно, большую часть нагрузки в данной области берёт на себя нервюра двигателя, а нервюра 4 может быть удалена или значительно модифицирована.

2.2.1.6 Вариант 6

Оптимизация кессона крыла с дополнительными зонами вокруг элементов (вариант 6) позволила выявить следующий характер распределения материала (рисунок 8).

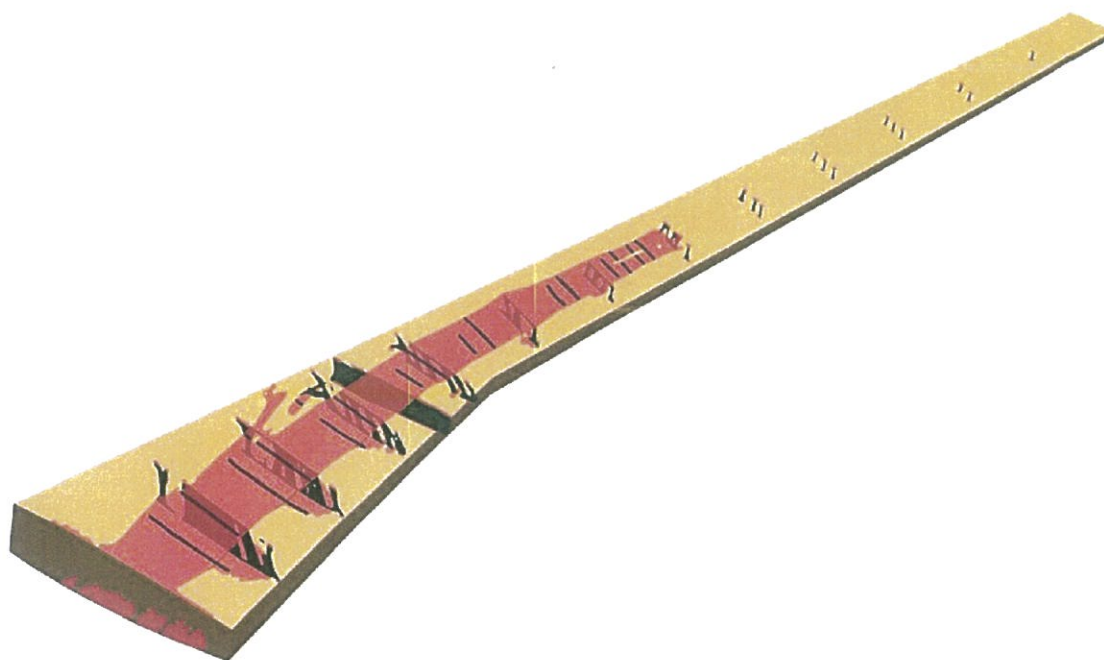


Рис. 8. Результат оптимизации крыла из изотропного материала, вариант б:

- – оптимизированный материал нервюр; ■ – оптимизированный материал обшивок; ■ – сечения оптимизированного материала обшивок; ■ – зоны сохранения материала

Нервюры приобретают вид столбчатых конструкций со значительным уменьшением объёма оптимизируемого материала к концевой части. Силовая нервюра подвески двигателя представляет собой сплошную стенку, с усилениями в районе обшивок, как и у остальных нервюр. Видно, что материал остаётся на обшивках на длине $2/3$ размаха крыла и в зоне нервюр, а материал на лонжеронах минимален.

При угле атаки 0° имеется материал на обшивках между нервюрами, без замыкания в сплошную поверхность и на нижней обшивке в больших количествах.

2.2.1.7 Обобщение полученных результатов

Видно, что в вариантах 1 и 2 толщина обшивок с сохранённым материалом составляет от 40 мм до 70 мм для нижней и верхней обшивок, что является нерациональным и излишним для силовой панели, кроме того толщина нижней обшивки больше верхней. Данные значения получены для обеспечения необходимых прочностных и жесткостных характеристик конструкции. В модели не учитываются продольные элементы – лонжероны и стрингеры. Определено, что введение данных элементов позволит избавиться от излишней толщины обшивок, а результирующие величины не должны превысить обычных значений.

Перетяжелённые обшивки в вариантах 3, 4, 6 аналогично вариантам 1 и 2 и не учитывают стрингеры, следовательно, их конструкция будет скорректирована, что приведёт к снижению массы.

Рассмотрение вариантов 1 и 2 показало, что материал сосредоточен в той же зоне (с погрешностью 10 %), что и кессон крыла, следовательно, данные расчёты косвенно подтверждают выбранную КСС.

2.2.2 Определение зон усиления крыла из анизотропного материала

В результате расчёта пяти вариантов крыла из ПКМ получены результаты, представленные ниже.

2.2.2.1 Вариант А

Для варианта А с наибольшим количеством слоёв (19 шт. с шагом 5°) толщины элементов приведены на рисунке 9.

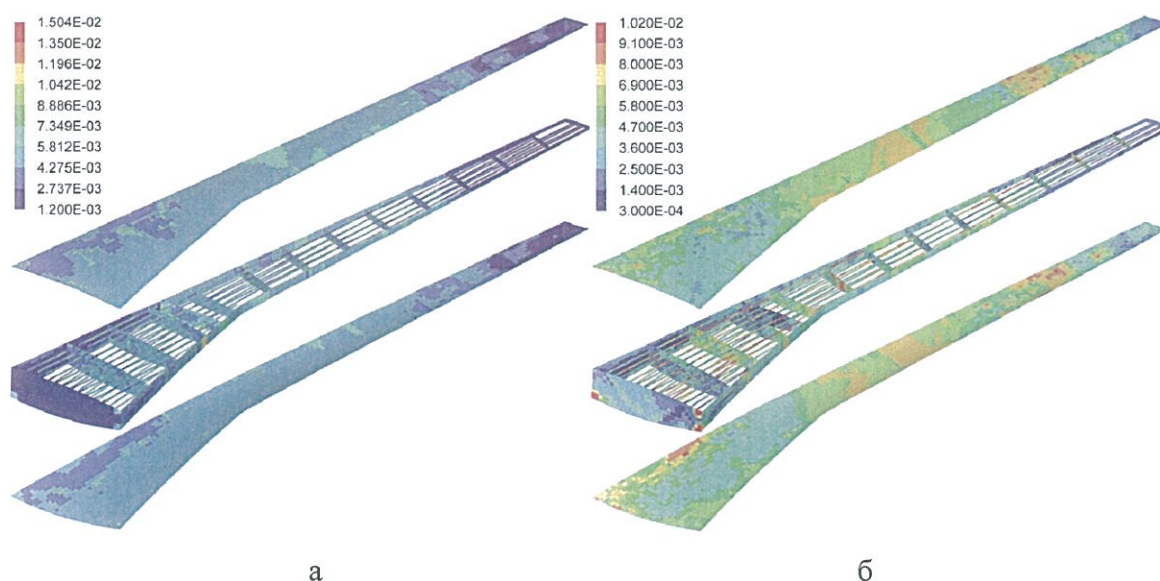


Рис. 9. Распределение толщин в элементах кессона крыла из анизотропного материала, вариант А, м: а – свободная оптимизация; б – оптимизация с учетом толщины монослоя

Свободная оптимизация (рисунок 9 а) показала, что среднее значение толщины у всех элементов имеет один уровень. Зоны распределения материала обшивок имеют схожий вид – в корневой части наибольшее количество, в концевой наименьшее. Первая нервюра минимальной толщины, что связано с расчётной моделью – на поверхность нервюры задавалось граничное условие. Остальные нервюры имеют одинаковое равномерное распределение материала. Толщины лонжеронов, стрингеров меняются по длине крыла – равномерная средняя в корневом сечении уменьшается к концевому. Зоны большей толщины сосредоточены в районе нервюры навески

двигателя. Определены небольшие зоны усиления в районе навески приводов механизации как на лонжеронах, так и на обшивках. Оптимизация с ограничениями (рисунок 9 б) выявила, что характер распределения толщин становится более неравномерным, явно выраженной зоны со средней толщиной не наблюдается, но можно выделить наибольшую площадь с максимальным наличием материала. Наибольшая толщина материала обшивок начинается в районе силовой нервюры и продолжается до 1/2 размаха крыла. На нервюрах наблюдаются зоны, как с большей, так и меньшей толщиной. Можно выделить более и менее нагруженные стрингеры, где характер распределения материала схож с результатами свободной оптимизации, за исключением более выраженных зон утолщений в районе навески приводов механизации. Локальные малые зоны с утолщениями связаны с погрешностями сетки конечных элементов.

2.2.2.2 Вариант Б

С уменьшением количества слоёв различной укладки (вариант Б) распределение материала незначительно меняется (рисунок 10).

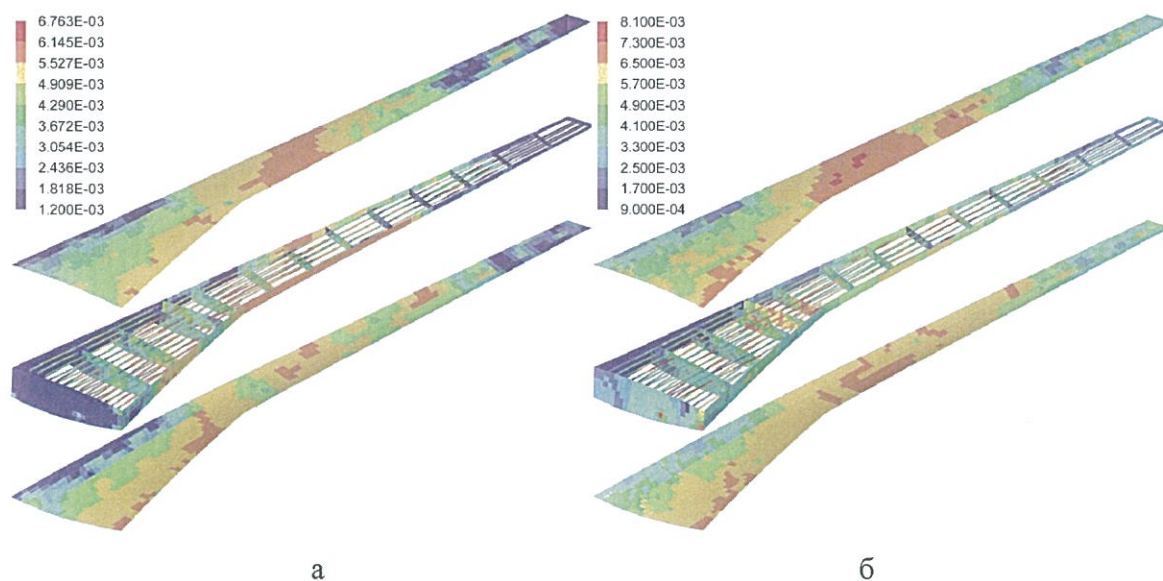


Рис. 10. Распределение толщин в элементах кессона крыла из анизотропного материала, вариант Б, м: а – свободная оптимизация; б – оптимизация с учетом толщины монослоя

При свободной оптимизации (рисунок 10 а) распределение толщин схоже с вариантом А, однако зоны более выражены и имеют большую площадь. Средняя толщина нижней обшивки больше верхней, в которой есть участок с максимальными значениями (в средней части). Задний лонжерон массивнее переднего. В нервюрах есть характерные усиленные и ослабленные зоны. Общее распределение материала меняется от большего значения в корневом сечении к наименьшему в концевом, с усилениями в районе навески приводов. С введением ограничения на толщину монослоя (рисунок 10 б) характер распределения материала меняется, но незначи-

тельно. На нижней обшивке появляются широкие зоны с большой толщиной. На верхней обшивке такие зоны лишь изменяют свои границы. Появляются «силовые» зоны навески двигателя и приводов механизации. Распределение толщин в лонжеронах и стрингерах близко к результатам расчёта при свободной оптимизации.

2.2.2.3 Вариант В

Дальнейшее изменение шага ориентации углов укладки материала (вариант В) практически не меняет распределение толщин (рисунок 11).

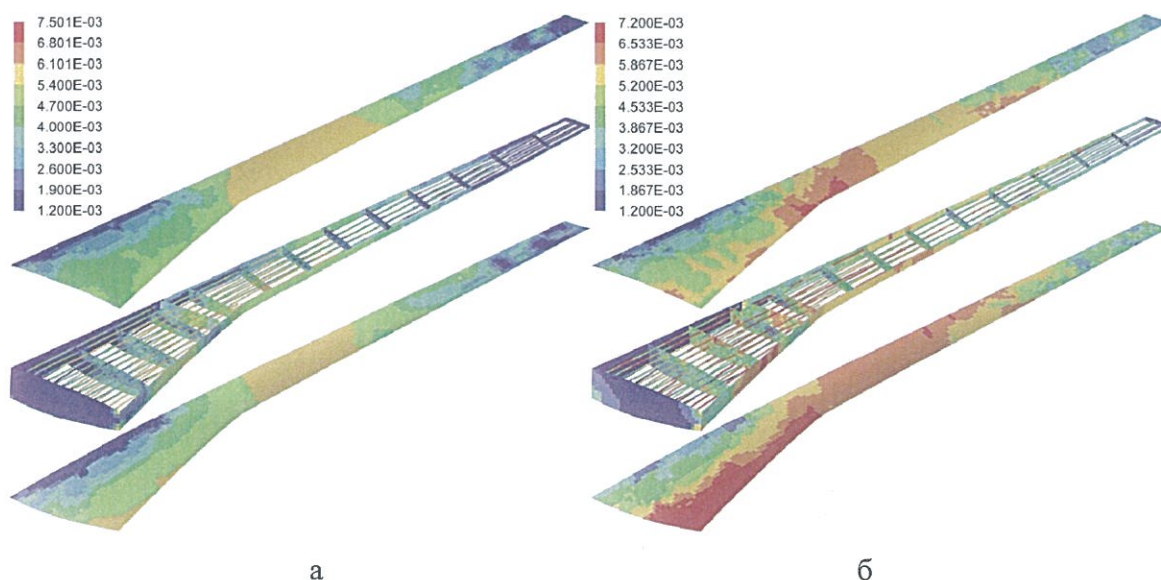


Рис. 11. Распределение толщин в элементах кессона крыла из анизотропного материала, вариант В, м: а – свободная оптимизация; б – оптимизация с учетом толщины монослоя

При свободной оптимизации (рисунок 11 а) зоны максимальной толщины у обшивок располагаются от перелома в заднем лонжероне до $3/5$ размаха крыла. Наиболее нагруженной является нервюра подвески двигателя, а у остальных можно выделить ослабленную «среднюю» линию. В концевой части крыла толщины элементов минимальны. Аналогично обшивкам, стрингеры и лонжероны имеют усиления на такой же длине. Утолщения под приводы механизации выражены слабо. С учётом реальных монослоёв картина распределения (рисунок 11 б) значительно изменяется. Нижняя обшивка становится значительно толще верхней, которая частично разгружается за счёт увеличения количества усиленных стрингеров. Нервюры утолщаются и появляются явно выраженные зоны усиления. У лонжеронов изменяется толщина, но зона её протяженности сохраняется.

2.2.2.4 Вариантов Г и Д

В случае пяти слоев разной ориентации укладки (вариант Г) и квазиизотропной укладки (вариант Д) распределение толщин похоже на вариант В (рисунки 12 и 13).

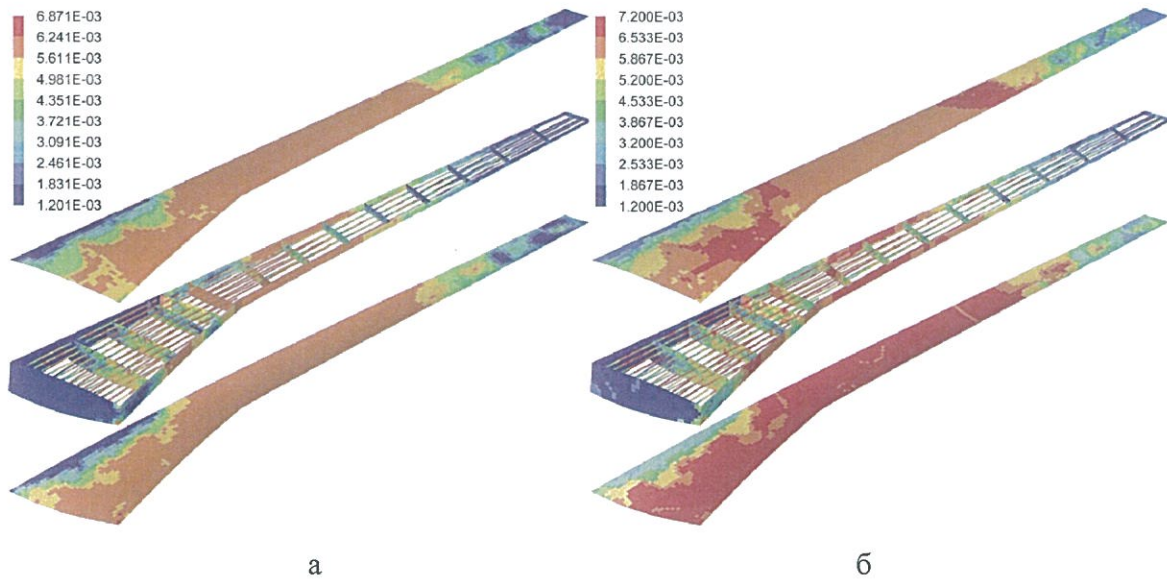


Рис. 12. Распределение толщин в элементах кессона крыла из анизотропного материала, вариант Г,

м: а – свободная оптимизация; б – оптимизация с учетом толщины монослоя

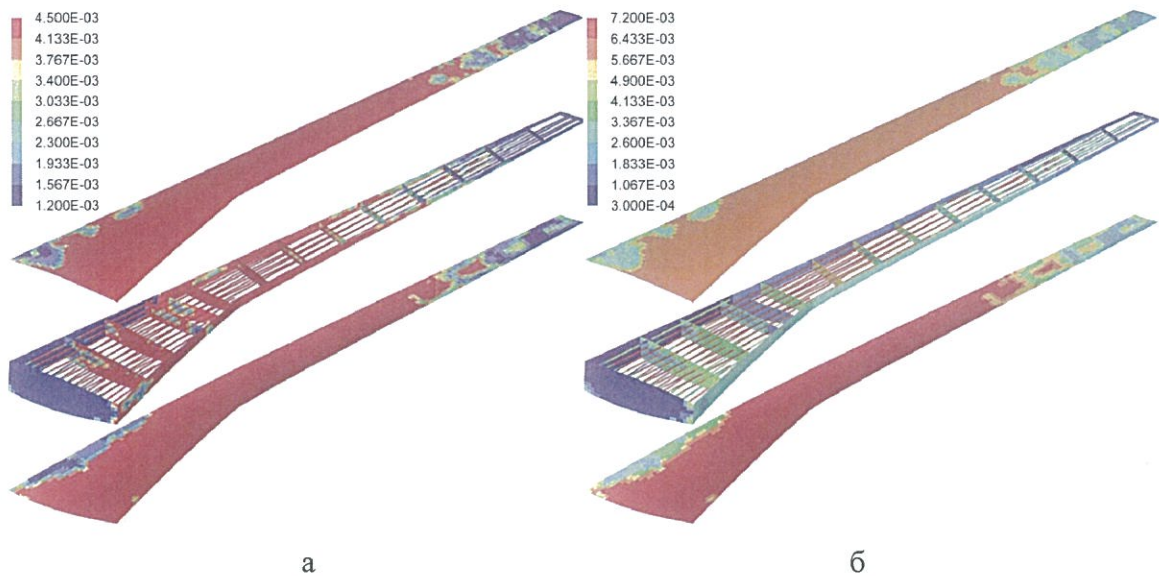


Рис. 13. Распределение толщин в элементах кессона крыла из анизотропного материала, вариант

Д, м: а – свободная оптимизация; б – оптимизация с учетом толщины монослоя

При свободной оптимизации (рисунки 12 а, 13 а) верхняя и нижняя обшивки имеют одинаковый вид, зона максимальной толщины начинается в корневом сечении, доходит до 5/7 размаха крыла и плавно уменьшается к концевому сечению. У квазиизотропной укладки площадь зоны

максимальной толщины наибольшая. Нервюра подвески двигателя имеет максимальную толщину. У остальных нервюр получены зоны ослабления в центре. Толщина стрингеров уменьшается от наибольшей в корневом сечении на 5/6 размаха, к наименьшей в концевом сечении. Утолщения под приводы механизации выражены слабо. С учётом ограничений (рисунки 12 б, 13 б) происходит изменение распределения материала. Нижняя обшивка утолщается гораздо больше верхней, а 2/3 размаха крыла становятся зоной постоянной максимальной толщины. Для квазиизотропной укладки нервюры можно принять одинаковой толщины, в то время как для варианта Г явно выражены зоны усиления. За счёт наиболее толстой нижней обшивки у варианта Д разгружаются лонжероны и стрингеры, что не наблюдается у варианта Г.

2.2.2.5 Составление укладки слоёв

На рисунке 14 в качестве примера показан третий шаг оптимизации – распределение слоёв в пакете (с указанием номера слоя) на примере нервюры подвески двигателя для варианта Д.

Итерация 1	Итерация 2	Итерация 1	Итерация 2
38501	38501	38701	38803
38502	38601	38702	38703
38503	38801	38703	38504
38504	38701	38704	38604
38505	38502	38705	38804
38601	38602	38801	38704
38602	38802	38802	38505
38603	38702	38803	38605
38604	38503	38804	38805
38605	38603	38805	38705

Рис. 14. Распределение слоёв нервюры подвески двигателя:

углы укладки ■ – 0°; ■ – +45°; ■ – -45°; ■ – 90°

2.2.2.6 Масса крыла из анизотропного материала

Значения массы и прогиба конструкции представлены в таблице 3.

Таблица 3

Результаты оптимизации крыла из ПКМ (углепластика)

Вариант		Масса, кг	Прогиб конструкции, м	Кол-во слоёв для нижней обшивки, шт
А	І	1048,57	0,180	76
	ІІ	1098,08	0,167	61
Б	І	1081,03	0,175	40
	ІІ	1184,29	0,156	32
В	І	1073,49	0,171	28
	ІІ	1177,59	0,152	28
Г	І	1152,70	0,169	20
	ІІ	1160,05	0,148	24
Д	І	1151,12	0,166	12
	ІІ	1173,78	0,142	16

Примечание. І – свободная оптимизация; ІІ – оптимизация с ограничениями

2.2.2.7 Обобщение полученных результатов

Установлено, что чем меньше слоёв с различной ориентацией, тем шире зона максимальной постоянной толщины. Например, для варианта А зоны распределены равномерно, нет больших участков с максимальным значением в отличии от остальных вариантов. У квазиизотропной укладки, за счёт большой площади максимальной толщины становится возможным разгрузить многие элементы.

Определено, что для вариантов с наибольшим числом слоёв различной укладки, вес конструкции наименьший, что связано с анизотропией свойств материала. Нагруженные зоны удаётся усилить локально, слоями с небольшой площадью, в то время как при стандартной квазиизотропной укладке необходим пакет слоёв максимальной толщины по всему крылу. В итоге масса конструкции снижается. Однако, для осуществления такой выкладки потребуются большее время и трудозатраты.

2.3 Выводы

В результате оптимизации конструкции крыла и силового кессона под действием эксплуатационных нагрузок при нескольких углах атаки получены и проанализированы:

- распределения материала по объёму крыла из изотропного материала и отдельным силовым элементам;
- геометрические характеристики элементов крыла из ПКМ с укладками отличными от квазиизотропных с различным шагом ориентации слоёв;

- наиболее нагруженные зоны конструкции;
- геометрическая форма зон усиления элементов конструкции.

Использование укладок с большим количеством слоёв разной ориентации позволяет снизить массу готового изделия за счёт адаптации схемы армирования к действующим нагрузкам при сохранении величин перемещений конструкции, но может усложнить технологию изготовления.

Полученные данные и геометрические модели будут использованы при моделировании нестандартных силовых элементов криволинейной формы.

3 КРИВОЛИНЕЙНЫЕ СИЛОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.1 Исходные данные

3.1.1 Объект исследования

Внешний облик крыла был определён по результатам решения задачи внешней аэродинамики с помощью параметрического моделирования, в том числе с учётом основных элементов авиалайнера [95-99] при полёте со скоростью 242 м/с, на высоте 11500 м и имеет размах 35 м., спрямлённый участок, несимметричный аэродинамический профиль.

Крыло состоит из силовых обшивок, подкреплённых стрингерами, двух лонжеронов и четырнадцати нервюр, форма которых выбиралась с учётом анализа зон усиления и подкреплений, полученных методом топологической оптимизации.

3.1.2 Расчётные модели

Рассмотрены по три геометрические формы переднего и заднего лонжерона (рисунок 15), девять вариантов стрингеров, зависящих от расположения лонжеронов (рисунок 16) с шагом 200 мм, нервюры трёх различных типов с одинарной, двойной и тройной кривизной (рисунок 17) и девятью вариантами установки (на рисунок 18 показаны типовая ориентация установки для нервюр тройной кривизны). Общее количество рассмотренных вариантов, включающих прямолинейные силовые элементы составило 252.

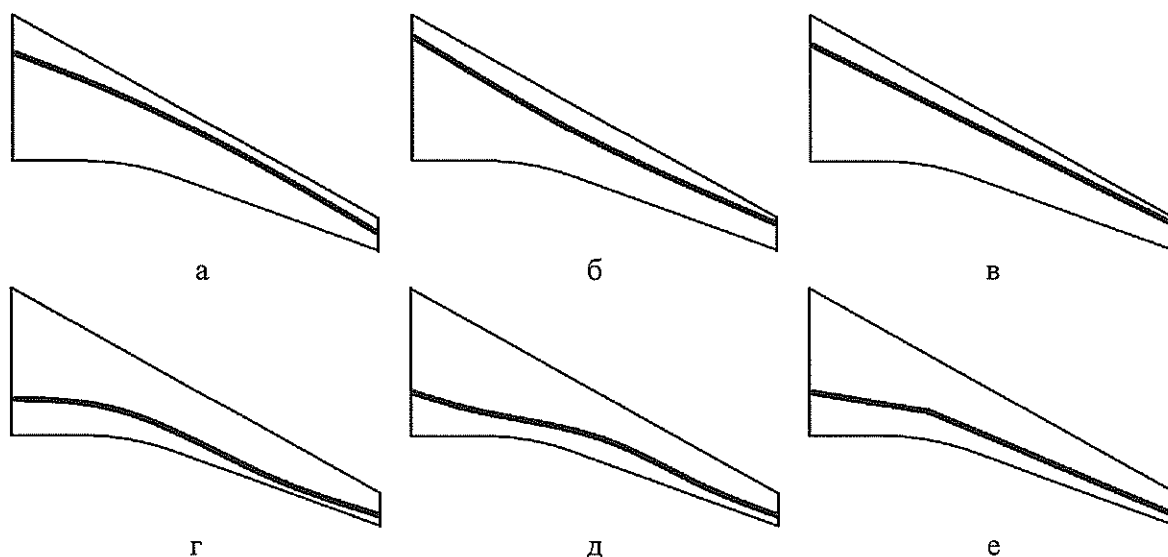


Рис. 15. Варианты кривизны лонжеронов:

передний: а – по полёту, б – против полёта, в – прямолинейный;
задний: г – по полёту, д – против полёта, е – прямолинейный

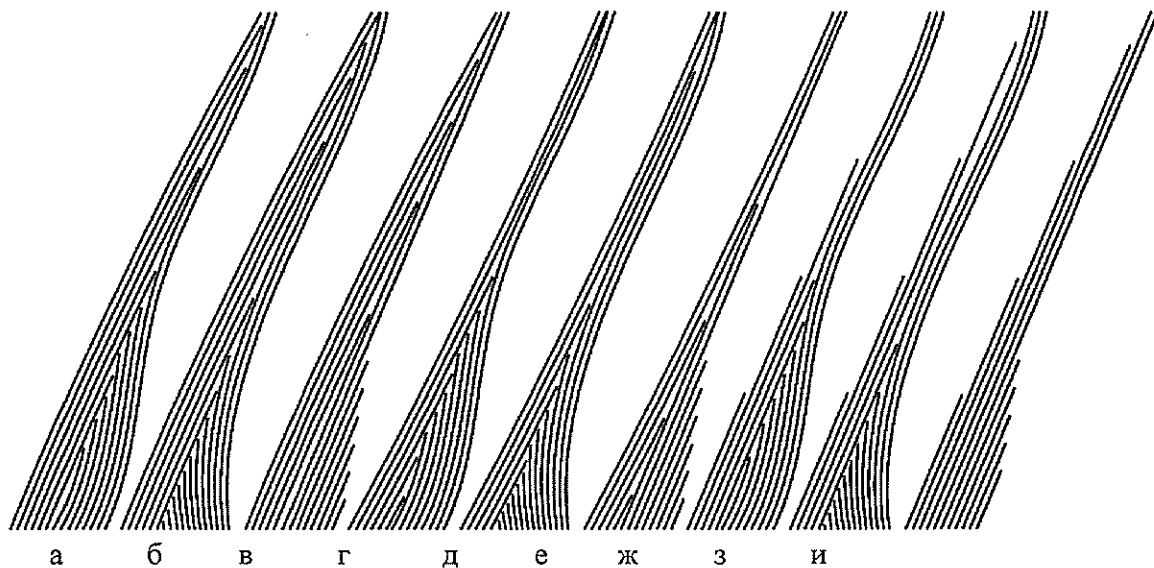


Рис. 16. Варианты расположения стрингеров, передний / задний лонжероны:

а – по полёту / против полёта; б – по полёту / по полёту; в – по полёту / прямолинейный; г – против полёта / против полёта; д – против полёта / по полёту;
 е – против полёта / прямолинейный; ж – прямолинейный / против полёта;
 з – прямолинейный / по полёту; и – прямолинейный / прямолинейный

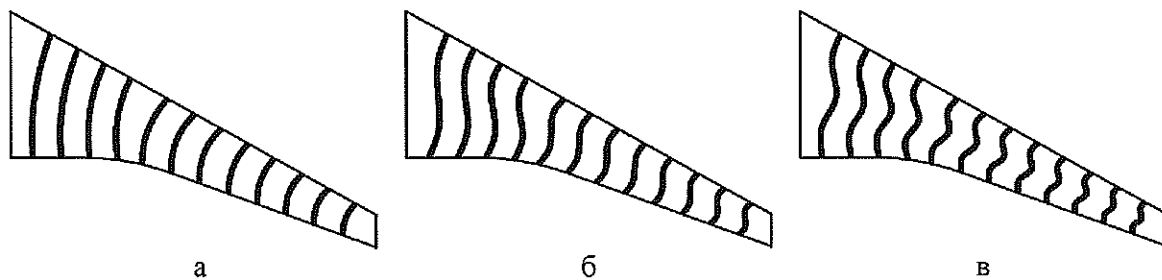


Рис. 17. Варианты кривизны нервюр: а – одинарная, б – двойная, в – тройная

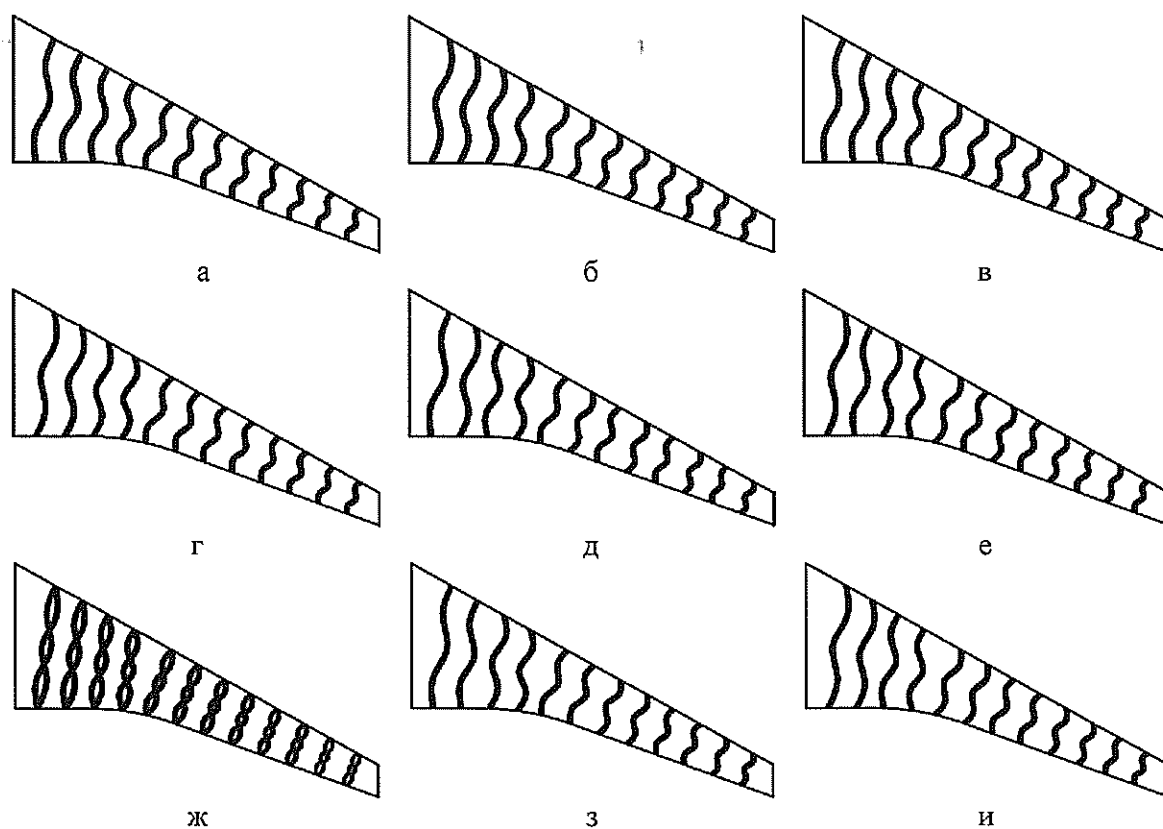


Рис. 18. Типовая ориентация установки нервюр (тройная кривизна):

а – от корневого сечения, б – к корневому сечению; в зоне спрямлённого участка: в – от корневого сечения, г – к корневому сечению; чередование с начальной нервюрой: д – от корневого сечения, е – к корневому сечению; ж – двойная стенка; парное чередование с начальными нервюрами: з – от корневого сечения, и – к корневому сечению

Двойные нервюры (рисунок 18 ж) являются тонкостенными, т.е. стенки в два раза тоньше чем для остальных вариантов.

В качестве нагрузок рассматривалось давление от скоростного напора воздуха для трёх углов атаки (0° , $+11^\circ$, -7°).

Расчёт проводился в программном комплексе Ansys.

На рисунке 19 представлен вариант КСС с передним и задним лонжеронами, искривлёнными по полёту, нервюрами двойной кривизны, направление установки от корневого сечения.

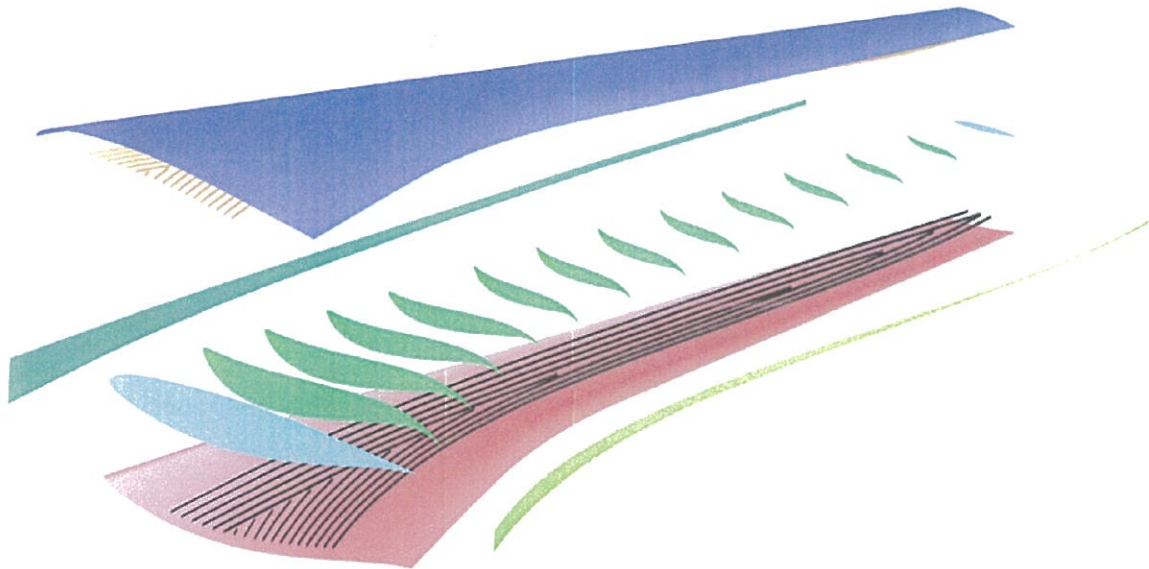


Рис. 19. Элементы силовой конструкции крыла: ■ – обшивка верхняя; ■ – обшивка нижняя;
 ■ – передний лонжерон; ■ – задний лонжерон; ■ – корневая и концевая нервюры;
 ■ – нервюры; ■ – стрингеры верхние; ■ – стрингеры нижние

Основным конструкционным ПКМ принят углепластик.

3.2 Результаты и анализ расчётов

На основе результатов параметрического моделирования определены: напряжённо-деформированные состояния КСС крыла для всех 252 вариантов, масса, перемещения конструкции и напряжения в элементах при действии аэродинамической нагрузки (рисунок 20). На рисунке 21 показано, в качестве примера, распределение напряжений в конструкции крыла для варианта 198.

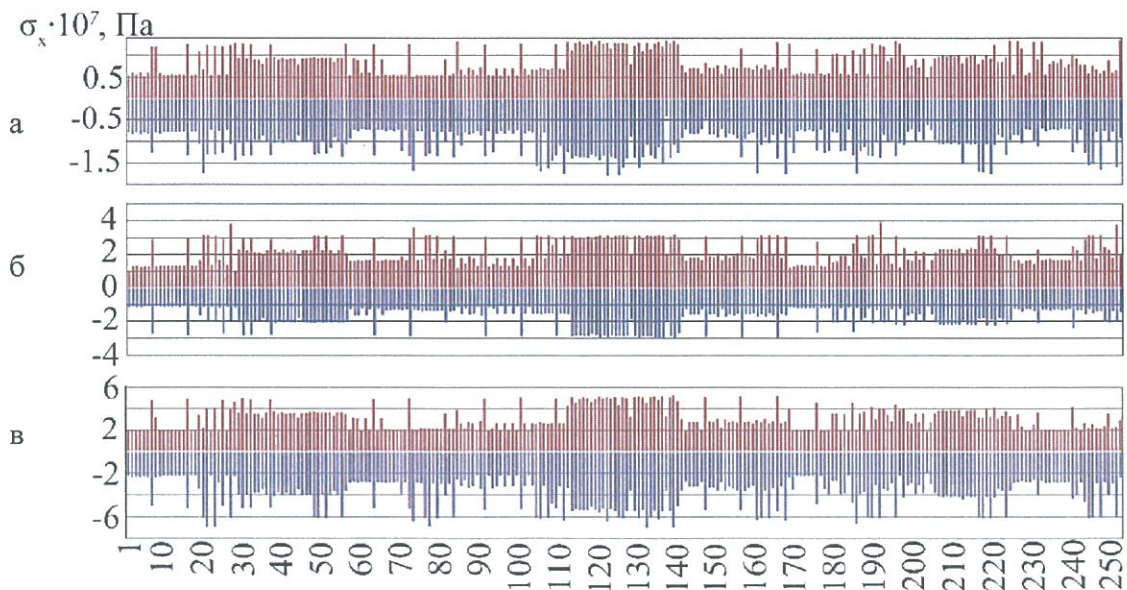


Рис. 20. Максимальные растягивающие и сжимающие напряжения в конструкции при углах атаки:
 а – 0°; б – -7°; в – +11°

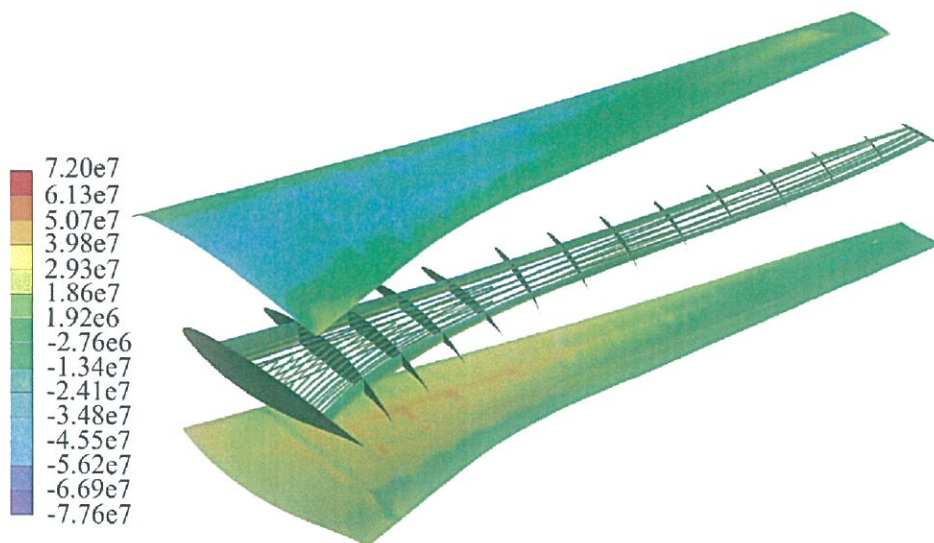


Рис. 21. Распределение напряжений в конструкции крыла варианта 198, Па

Из анализа напряженно-деформированного состояния определено, что уровень напряжений в конструкции крыла не превышает предела прочности углепластика, однако для некоторых вариантов коэффициент запаса близок к 1 (под действием аэродинамической нагрузки при угле атаки $+11^\circ$).

Выбор оптимального варианта проводился по двум критериям: минимальная масса и максимальная несущая способность. Было рассмотрено распределение величин по данным критериям (рисунок 22). Видно, что область Парето состоит из одинаковых вариантов для рассмотренных углов атаки, а зоны распределение величин имеют схожий характер.

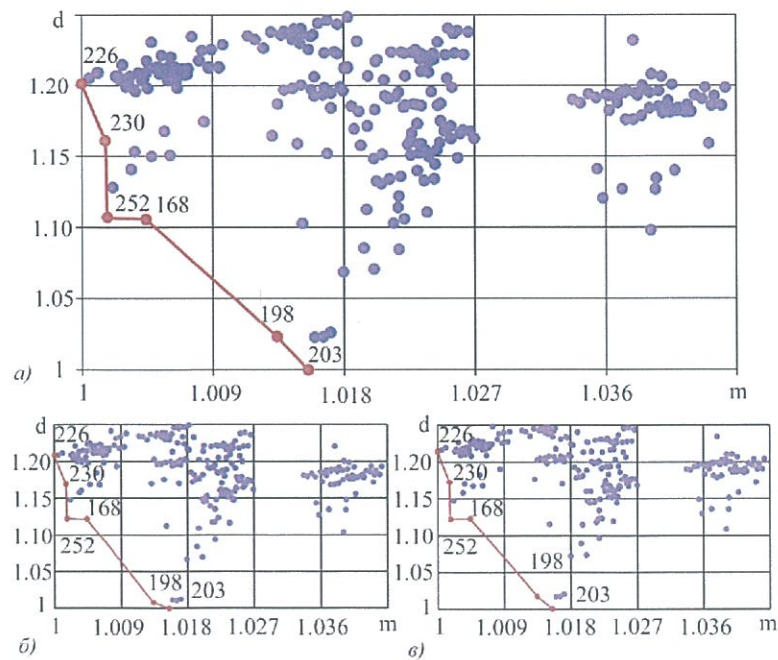


Рис. 22. Распределение величин в относительных единицах,

m – масса варианта; d – перемещения конструкции, при углах атаки: а – 0° ; б – -7° ; в – $+11^\circ$

Область Парето состоит из шести вариантов (Таблица 4). Выбор оптимальной КСС проводился путём вычисления расстояния до идеального центра (начало координат).

Таблица 4

Значения массы и прогиба вариантов КСС из области Парето				
Вариант	Угол атаки	Масса, кг	Перемещения, м	Расстояние до ИЦ
203	0°	1589.7	0.43	0.015
	-7°		0.91	0.015
	+11°		1.61	0.015
198	0°	1586.4	0.44	0.026
	-7°		0.92	0.025
	+11°		1.64	0.021
168	0°	1572.3	0.48	0.101
	-7°		1.02	0.112
	+11°		1.81	0.113
252	0°	1568.1	0.48	0.102
	-7°		1.02	0.112
	+11°		1.81	0.112
230	0°	1567.9	0.50	0.154
	-7°		1.07	0.155
	+11°		1.89	0.158
226	0°	1565.4	0.52	0.192
	-7°		1.10	0.191
	+11°		1.95	0.196

Определено, что расстояние до ИЦ у вариантов 203 и 198 меньше, чем у варианта 252, который соответствует КСС с прямолинейными элементами (рисунок 23).

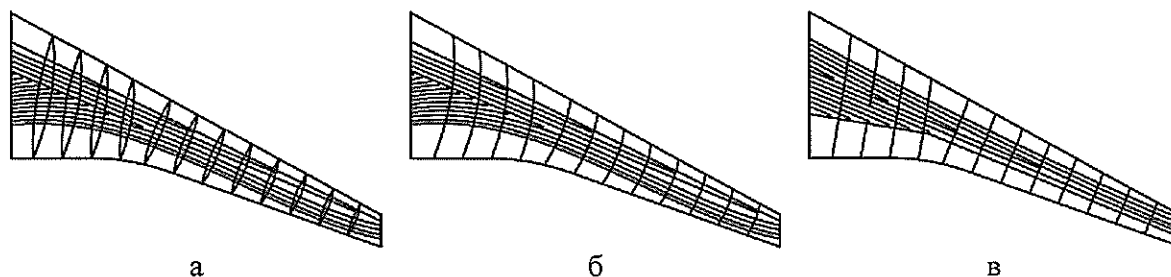


Рис. 23. Оптимальные варианты из области Парето: а – 230; б – 198; в – 252

У оптимальных вариантов передний лонжерон прямолинейный, задний криволинейный по полёту. Нервюры имеют одинарную кривизну, в варианте 203 – тонкостенные двойные. Стрингеры соответствуют лонжеронам. Максимальные перемещения наблюдаются в концевой части крыла. Полученные варианты являются гибридными между полностью криволинейной и классической силовой схемой, и превосходят последнюю в прочностных характеристиках: прогиб меньше на 8.5%, напряжения в конструкции снижены на 6 %, но масса выше на 1.3%.

Стоит отметить, что криволинейная форма силовых элементов накладывает ограничения на расположения, установку и возможность функционирования механизации крыла. Одним из возможных путей решения данного вопроса может быть введение прямолинейных участков в криволинейных элементах, либо аппроксимация на прямые отрезки. Необходимо проводить дополнительные исследования в данной области.

Рядом с областью Парето, но не попавшие в неё, достаточно близко расположены варианты КСС с полностью криволинейными силовыми элементами, с лонжеронами по и против полёта, нервюрами различной кривизны. Представленное в данной работе исследование можно отнести к прямому поиску из предложенных вариантов и не затрагивает в полной мере определение положения и путей криволинейных элементов КСС.

3.3 Выводы

В результате проведённого параметрического моделирования структурно-адаптированной конструкции крыла из ПКМ при полёте со скоростью 242 м/с, на высоте 11500 м при разных углах атаки (0° , $+11^\circ$, -7°) получены следующие результаты:

- определено напряженно-деформированное состояние под действием эксплуатационных нагрузок для каждого варианта;
- выбраны оптимальные варианты КСС крыла из ПКМ;
- проведено сравнение традиционной и структурно-адаптированной КСС и установлено преимущество последних по перемещениям до 8,5% и по напряжениям до 6%.

Выбраны варианты с прямолинейным передним лонжероном, задним лонжероном, имеющим кривизну по полёту, тонкостенными двойными нервюрами одинарной кривизны, стрингерами эквидистантными лонжеронам. Максимальное значение прогиба конструкции достигается при угле атаки $+11^\circ$, составляет 1,61 м. Коэффициент запаса прочности не превышает 0.65, за исключением нескольких зон, в которых он достигает 0.77 (значение равно 1 – разрушение элемента конструкции), что обусловлено погрешностью сетки конечных элементов.

Оптимальный вариант КСС крыла из ПКМ получен методом прямого поиска из сформированных 252 вариантов.

Данная часть работы является начальным этапом исследований в области структурно-адаптированных КСС крыла из ПКМ. Полученные результаты, соответствующие уровню эскизного проекта, будут учтены и использованы в дальнейшей работе по определению рациональных направлений и ориентации силовых элементов.

4 НАПРАВЛЕННАЯ УКЛАДКА

4.1 Исходные данные

4.1.1 Объект исследования

В качестве объекта выбраны обшивки крыла из ПКМ пассажирского авиалайнера, обладающего размахом 35 м., спрямлённым участком, несимметричным аэродинамическим профилем. Геометрический облик получен в результате проведённых ранее расчётов [95-99]. Количество слоёв составляет 11 и 18 для верхней и нижней обшивок, соответственно.

Работа обшивок рассматривается совместно с конструктивно-силовой схемой (КСС), состоящей из двух лонжеронов, четырнадцати нервюр и подкрепляющих обшивки стрингеров.

Учитывалось действие как распределённых, так и сосредоточенных нагрузок:

- давление от скоростного напора воздуха для трёх углов атаки (0° , $+11^\circ$, -7°) при полёте со скоростью 242 м/с, на высоте 11500 м.;
- вес двигателя (масса 2400 кг);
- масса топлива (20000 кг);
- собственный вес конструкции.

Конструкционным ПКМ принят углепластик на основе препрега из углеродной ленты, выкладку которого возможно осуществить по сложной траектории с использованием современных роботизированных установок.

Численное моделирование осуществлялось в программном комплексе Ansys с модулем для композиционных материалов (Composite PrePost) и модулем для оптимизации (Response Surface Optimization).

4.1.2 Расчётные модели

Рассматривалось два способа определения направления укладки и углов ориентации волокон в слое:

I – разделение обшивок на зоны, с последующим выбором укладки для каждой (зонный метод);

II – моделирование путей выкладки на основе анализа направлений действия нормальных напряжений для конечных элементов и распределения нагрузки (метод направлений).

Для способа I проводилось исследование двух моделей по выбору направлений укладки.

Модель А (рисунок 24а): обшивки разделены на 20 секций, определение направления выкладки вычислялось послойно для всех секций.

Модель Б (рисунок 24б): обшивки разделены на 24 секции, определение направления выкладки вычислялось посекционно для всех слоёв.

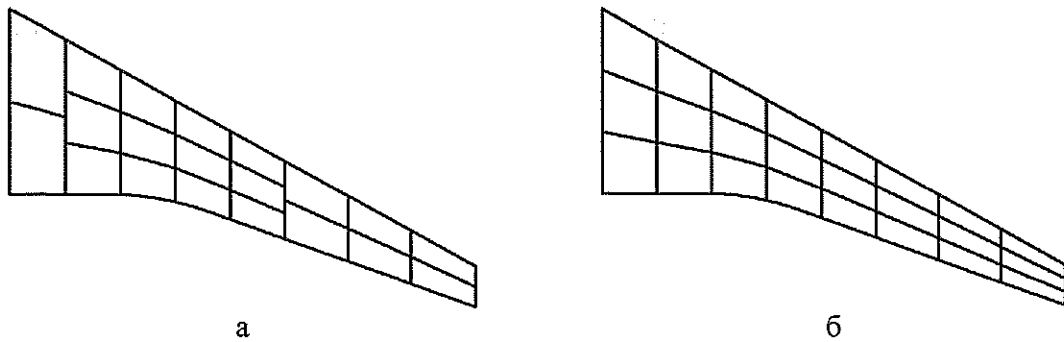


Рис. 24. Расчётные варианты определения направления выкладки зонным методом в обшивках крыла: а – Модель А, 20 секций; б – Модель Б, 24 секций

Начальный угол укладки равен 0° , а диапазон варьирования составлял от минус 90° до 90° .

Моделирование по определению направления укладки осуществлялся последовательно для каждого слоя (Модель А) или секции (Модель Б), до тех пор, пока погрешность между предыдущей итерацией и текущей не будет превышать 1,5%, т.е. после определения укладки последнего слоя или секции расчёт запускался с первого элемента, с учётом полученных на предыдущих итерациях углов укладки.

В таблице 5 представлено количество рассчитанных вариантов без учёта варьирования угла атаки для одного шага. Общее количество расчётных случаев превышало 90 тысяч.

Таблица 5

Количество расчётных случаев при параметрическом моделировании

Модель	Обшивка	
	Верхняя	Нижняя
А	556	553
Б	151	543

Для способа II на основе анализа нормальных напряжений, возникающих в результате действия рассматриваемых нагрузок при трёх углах атаки, а также распределения давлений по поверхности крыла от скоростного напора воздуха, смоделированы главные направления укладки волокон (рисунок 25) для верхней и нижней обшивок (10 и 8 кривых, соответственно).

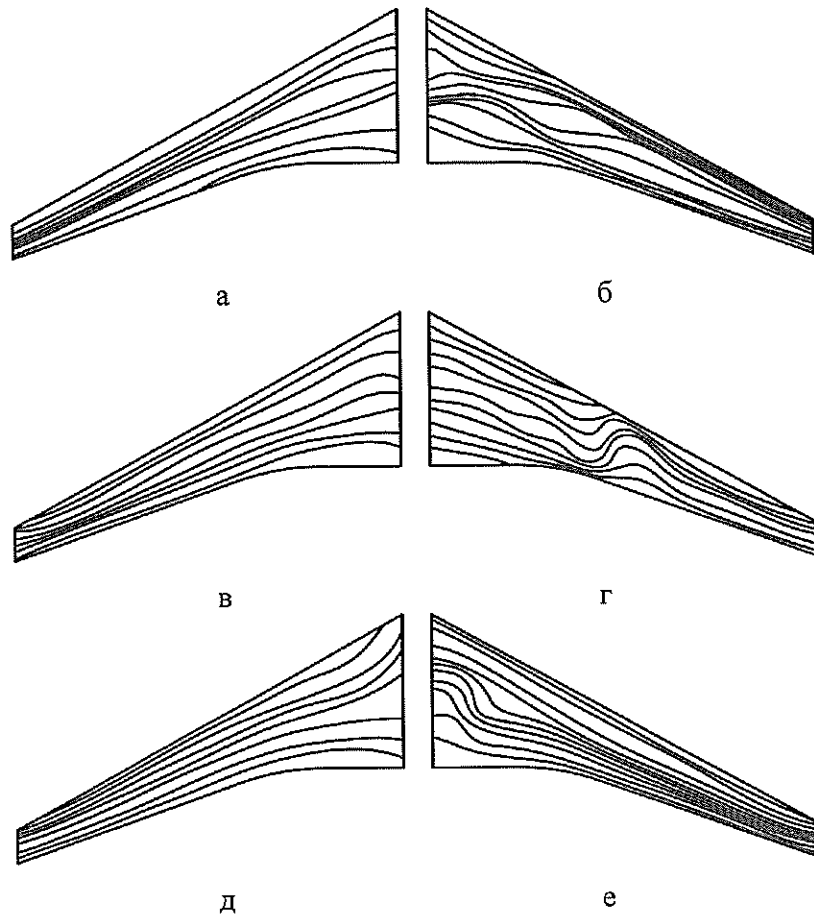


Рис. 25. Главные направления укладки волокон в обшивках крыла из углепластика:

угол атаки 0° *a* – обшивка нижняя, *б* – обшивка верхняя;
 угол атаки $+11^\circ$ *в* – обшивка нижняя, *г* – обшивка верхняя;
 угол атаки -7° *д* – обшивка нижняя, *е* – обшивка верхняя

4.2 Результаты и анализ расчётов

4.2.1 Определение укладки I-м способом

Для зонного способа I после получения направлений волокон, соответствующих рассматриваемым углам атаки, для верхней и нижней обшивок проводилось их сравнение, в том числе с «оптимальной укладкой», полученной ранее [95-99], а также с учётом комбинирования вариантов между собой (Таблица 6).

Таблица 6

Рассмотренные варианты комбинаций укладок для способа I

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ОВ	ОУ	0°	0°	0°	$+11^\circ$	$+11^\circ$	$+11^\circ$	-7°	-7°	-7°
ОН	ОУ	0°	-7°	$+11^\circ$	$+11^\circ$	0°	-7°	-7°	0°	$+11^\circ$

Примечания: ОВ – обшивка верхняя; ОН – обшивка нижняя; ОУ – «оптимальная укладка» с прямолинейным направлением; цифра соответствует углу атаки, для которого получена укладка

Сравнение проводилось по двум параметрам – прогибу конструкции и коэффициенту разрушения (обратная величина запасу прочности, при достижении 1 наступает разрушению конструкции). На рисунках 26 и 27 приведены распределения величин в относительных единицах для трёх углов атаки для зонного способа I моделей расчёта А и Б, соответственно.

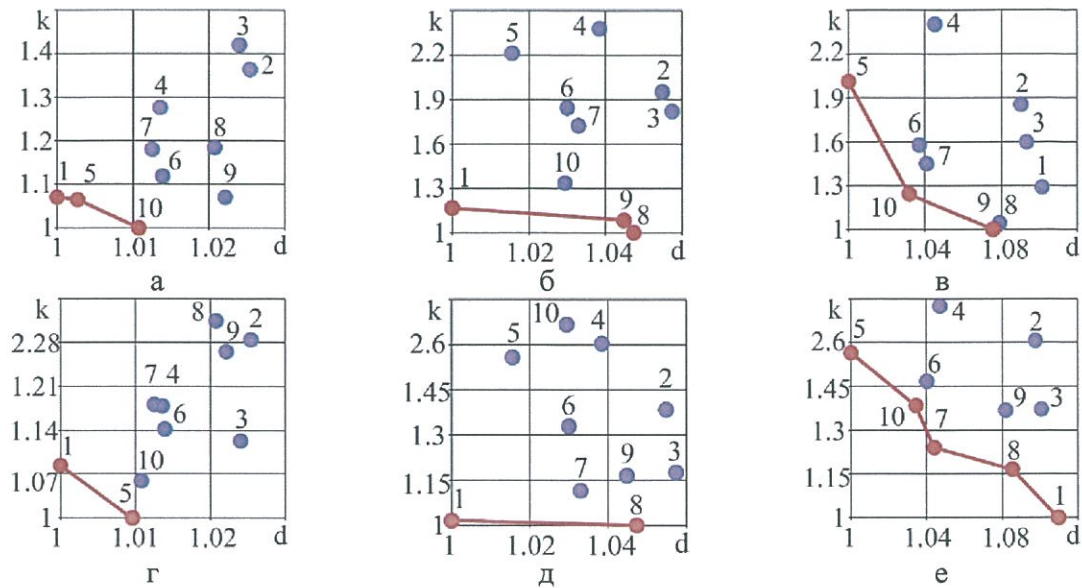


Рис. 26. Распределение величин в относительных единицах при различных углах атаки для модели

А, где k – коэффициент разрушения, d – перемещения в конструкции:

обшивка верхняя а – 0° , б – $+11^\circ$, в – -7° ;

обшивка нижняя г – 0° , д – $+11^\circ$, е – -7° ;

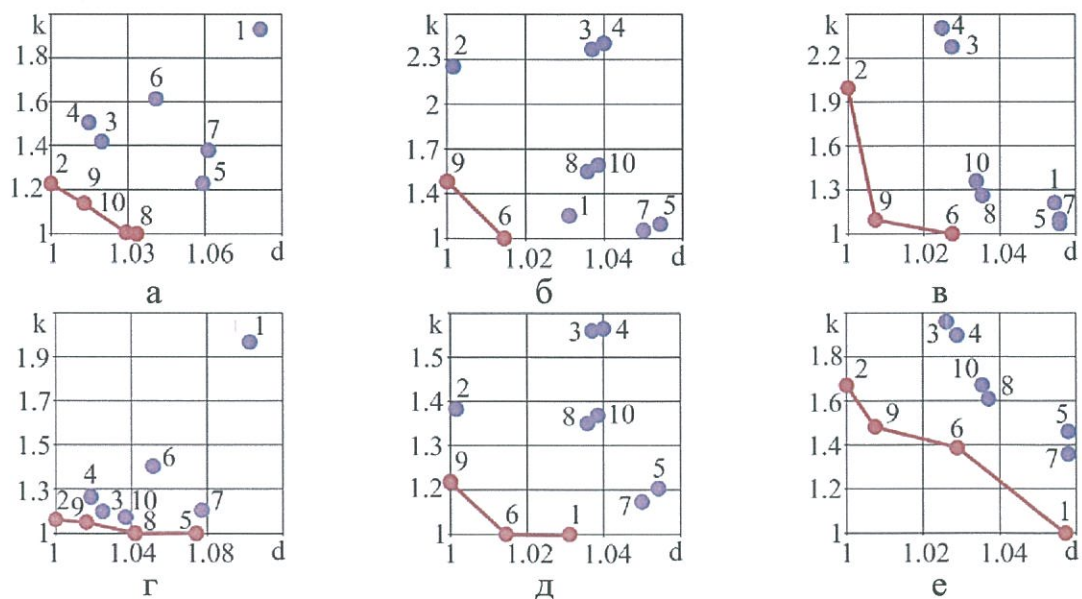


Рис. 27. Распределение величин в относительных единицах при различных углах атаки для модели

Б, где k – коэффициент разрушения, d – перемещения в конструкции:

обшивка верхняя а – 0° , б – $+11^\circ$, в – -7° ;

обшивка нижняя г – 0° , д – $+11^\circ$, е – -7°

В таблице 7 представлены оптимальные варианты l_{kz} рассмотренных моделей А и Б.

Таблица 7

Модель	Элемент	Угол атаки		
		0°	+11°	-7°
А	ОВ	1	1	5
	ОН	1	1	1
Б	ОВ	2	9	9
	ОН	2	9	2

Примечания: ОВ – обшивка верхняя; ОН – обшивка нижняя

При послойном определении направления (Модель А) наблюдается доминирование «оптимальной» укладки над полученными в результате расчётов для всех углов атаки, кроме верхней обшивки при -7°, однако и в данном случае разница между рассматриваемыми характеристиками не велика и составляет 0,7%. Данный эффект возможен из-за большой площади элементов секции и, соответственно, малого их количества для обшивки. Необходимо проведение дополнительных исследований с количеством секций больше 20. Количество расчётных секций и их размер должны стремиться к габаритам конечно-элементной сетки, однако такой вариант потребует существенно больших временных и вычислительных затрат. Таким образом, в данной постановке Модель А не позволяет получить укладку, дающую выигрыш в характеристиках для крыла из ПКМ, кроме того продолжительность расчёта не отличается от Модели Б.

При посекционном определении направления (Модель Б) превалируют варианты 2 и 9, укладки которых оптимальны для углов атаки 0° и -7°. Вариант 9 входит в область Парето для всех углов атаки, а 2 не обладает нужными характеристиками при угле атаки +11° и не входит в область оптимальных значений (характеристики хуже, чем у варианта 9 на 15%). В свою очередь, для углов атаки 0° и -7° различие между указанными вариантами незначительно (1 – 1.5%). Следовательно, вариант 9 с направлениями волокон в верхней и нижней обшивках рациональных для углов атаки -7° и 0° соответственно, оптимален и для рассмотренных режимов полёта. В таблице 8 представлены значения прогиба и коэффициента разрушения для выбранного варианта в сравнении с исходной укладкой.

Таблица 8

Элемент	УА	Вариант 1 (исходный)		Вариант 9	
		Прогиб	КР	Прогиб	КР
ОВ	0°	0.320	0.200	0.298	0.118
	+11°	0.485	0.269	0.470	0.331
	-7°	1.221	0.473	1.164	0.426
ОН	0°	0.320	0.224	0.298	0.116
	+11°	0.485	0.190	0.470	0.219
	-7°	1.221	0.295	1.164	0.452

Примечания: ОВ – обшивка верхняя; ОН – обшивка нижняя; УА – угол атаки; КР – коэффициент разрушения

Показано, что с помощью направленной укладки возрастают прочностные характеристики материала крыла, прогиб максимально снижен до 8%, а коэффициент разрушения для некоторых углов атаки снижается почти в 2 раза, но для некоторых может и возрастать, но не более чем на 15%. Общи коэффициент запаса достаточно высок и минимальное значение составляет 1.57. На рисунке 28 представлены направления в слоях верхней обшивки варианта 9.

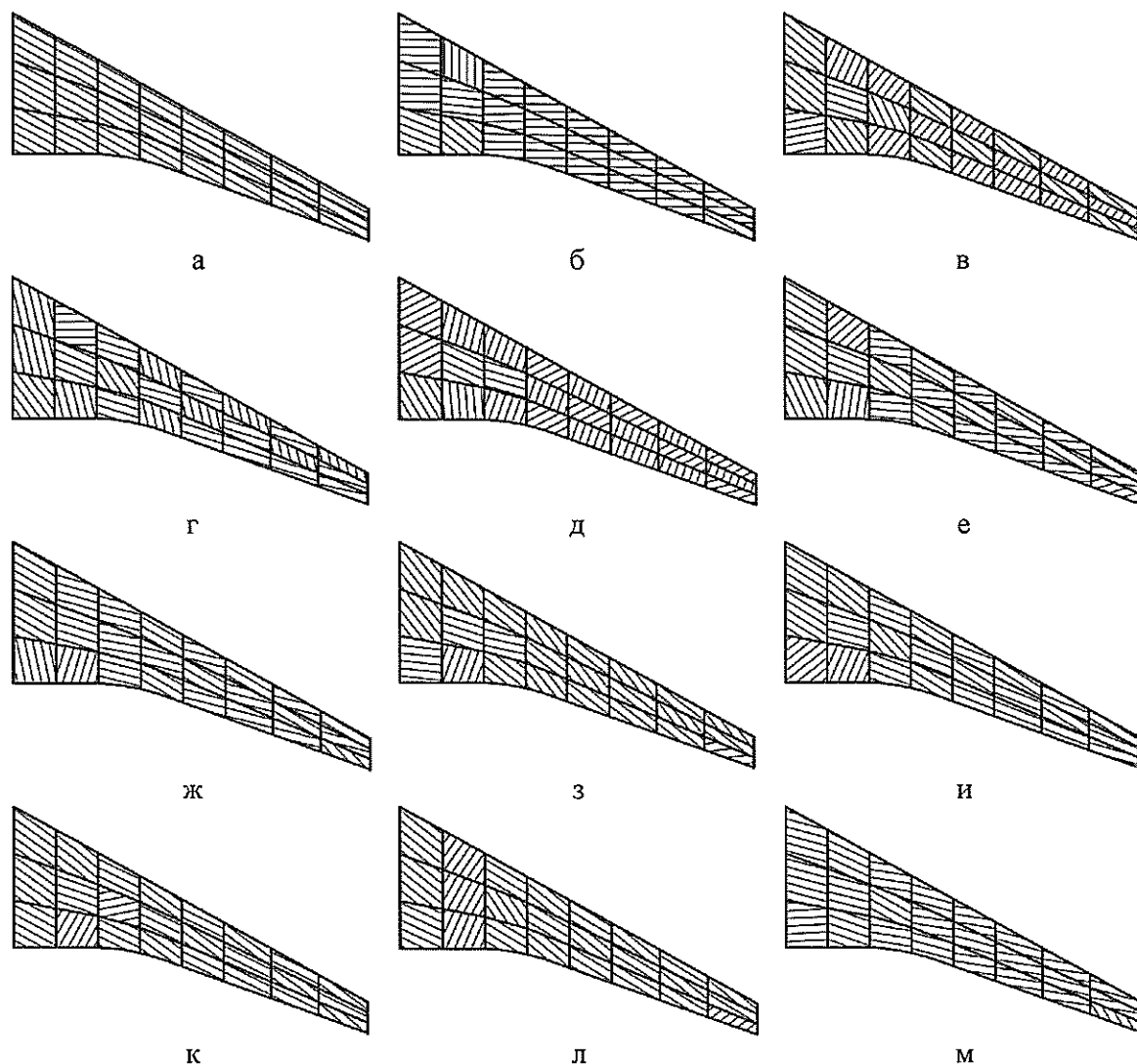


Рис. 28. Направления укладки в секциях верхней обшивки крыла из углепластика: а – укладка 0, слой б – 1, в – 2, г – 3, д – 4, е – 5, ж – 6, з – 7, и – 8, к – 9, л – 10, м – 11

Из углов каждой секции можно сформировать программу выкладки препрега на основе углеродной ленты вдоль длины крыла, однако при таком большом размере каждой секции и, соответственно их малом количестве, будет накапливаться погрешность. Для минимизации погрешности необходимо уменьшать размеры секций и увеличивать их количество.

4.2.1 Определение укладки I-м способом

Для способа направлений II также проводилось сравнение с исходной оптимальной укладкой, различных комбинаций основных направлений. Рассматривалась возможность поворота укладки препрега на основе углеродной ленты в соответствии с различными схемами:

- i – без поворота;
- ii – квазиизотропная укладка 1;
- iii – квазиизотропная укладка 2;
- iv – «оптимальная укладка».

Соотношение слоёв для квазиизотропных укладок представлено в таблице 9

Таблица 9

Квазиизотропные укладки		
Элемент конструкции	Укладка 1	Укладка 2
Обшивка верхняя	$[\pm 45/0/\pm 45/90]_S$	$[45/0/-45/90/45/0]_S$
Обшивка нижняя	$[\pm 45/0/\pm 45/90/\pm 45/0]_S$	$[(0/45/90/-45)_2/0]_S$

В таблице 10 представлены рассмотренные варианты.

Таблица 10

Рассмотренные варианты комбинаций укладок для способа II													
№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Укладка	ОУ	i	ii	iii	iv	i	ii	iii	iv	i	ii	iii	iv
УА	ОВ	–	0°			0°			0°				
	ОН	–	0°			-7°			+11°				
№	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	25
Укладка	i	ii	iii	iv	i	ii	iii	iv	i	ii	iii	iv	iv
УА	ОВ	+11°			+11°			+11°					
	ОН	+11°			0°			-7°					
№	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	37
Укладка	i	ii	iii	iv	i	ii	iii	iv	i	ii	iii	iv	iv
УА	ОВ	-7°			-7°			-7°					
	ОН	-7°			0°			+11°					
Примечания: УА – угол атаки, для которого получено основное направление выкладки; ОВ – обшивка верхняя; ОН – обшивка нижняя; ОУ – «оптимальная укладка» с прямолинейным направлением													

На рисунке 29 приведены распределения величин в относительных единицах для трёх углов атаки рассмотренных вариантов.

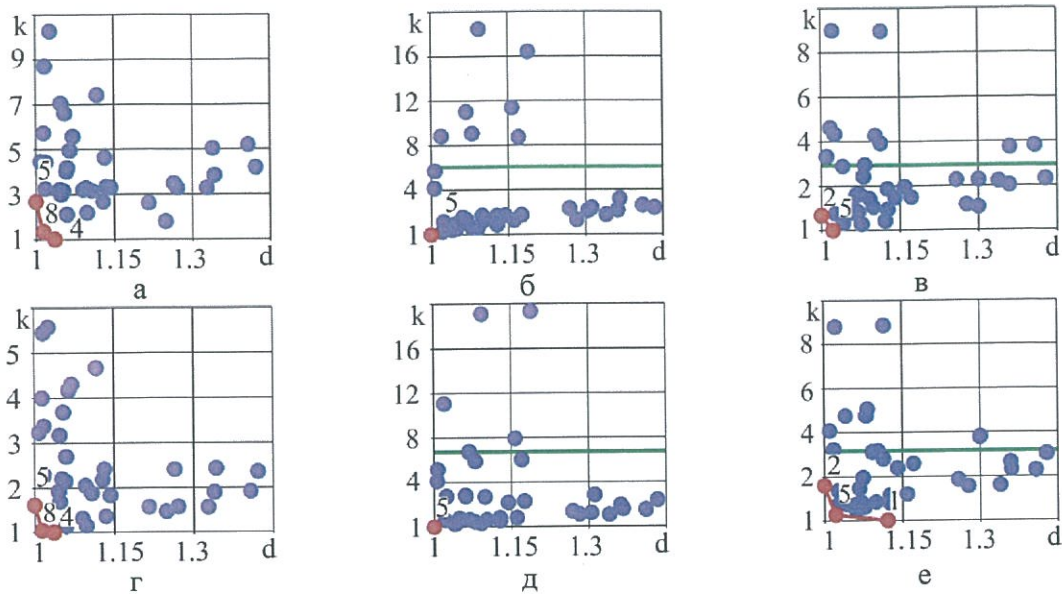


Рис. 29. Распределение величин в относительных единицах при различных углах атаки, где k – коэффициент разрушения, d – перемещения в конструкции:

обшивка верхняя а – 0° , б – $+11^\circ$, в – -7° ;

обшивка нижняя г – 0° , д – $+11^\circ$, е – -7° ;

— значение, при котором появляются трещины в слоях (при абсолютном значении равняется 1)

В таблице 11 представлены оптимальные варианты для каждого угла атаки.

Таблица 11

Оптимальные варианты укладок в обшивках крыла из углепластика

Элемент	Угол атаки		
	0°	$+11^\circ$	-7°
ОВ	5	5	2
ОН	5	5	2

Примечания: ОВ – обшивка верхняя; ОН – обшивка нижняя

Видно, что для некоторых вариантов превышен коэффициент разрушения и они сразу были исключены из анализа. Оптимальным вариантом укладки получается вариант 5, причём для угла атаки $+11^\circ$ он один входит в область Парето. Различие между вариантом 5 и 2 при угле -7° для обеих обшивок не больше 1.5%, однако вариант 2 хуже для остальных углов атаки. Таким образом вариант 5, соответствующий основным направлениям волокна для угла атаки 0° , и учитывающий поворот слоёв в соответствии со схемой «оптимальной укладки» является рациональным для рассмотренных режимов полёта. На основе результатов параметрического моделирования II способом определена следующая оптимальная укладка для верхней и нижней обшивок крыла:

Обшивка верхняя [28/–10/–48/56/–2/–1/–23/–3/–7/–10/14]_T;

Обшивка нижняя [–90/0/–30/–54/–64/–74/–76/–79/–80/–82/(–84)₂/–85/(–86)₃/(-87)₂]_T.

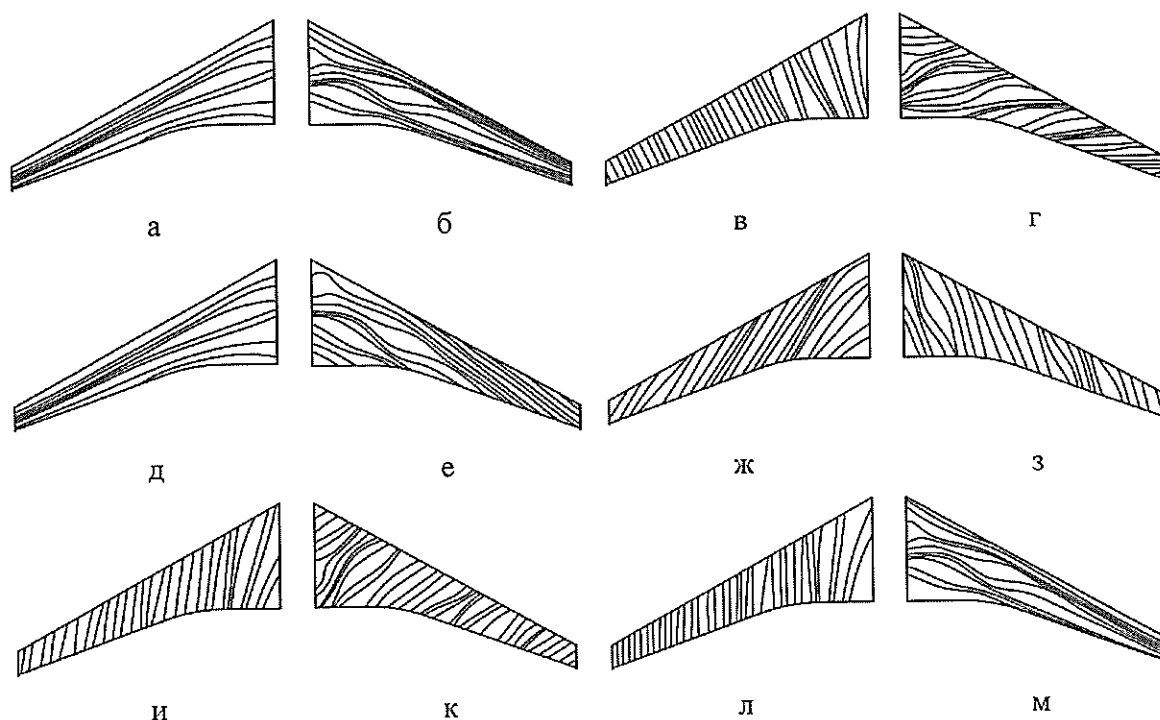
В таблице 12 представлены значения прогиба и коэффициента разрушения для выбранного варианта в сравнении с исходной укладкой.

Таблица 12

Значения прогибов и коэффициентов разрушения					
Элемент	УА	Вариант 1 (исходный)		Вариант 5	
		Прогиб	КР	Прогиб	КР
ОВ	0°	0.320	0.200	0.283	0.199
	+11°	0.485	0.269	0.439	0.167
	-7°	1.221	0.473	1.099	0.354
ОН	0°	0.320	0.224	0.283	0.161
	+11°	0.485	0.190	0.439	0.150
	-7°	1.221	0.295	1.099	0.350

Примечания: ОВ – обшивка верхняя; ОН – обшивка нижняя; УА – угол атаки; КР – коэффициент разрушения

Прочностные характеристики материала обшивок крыла с установленной II способом оптимальной укладкой выше, чем у исходной. Прогиб ниже на 12%, коэффициент разрушения для некоторых углов атаки снижается почти в 1.5 раза, но для некоторых может возрасти не более чем на 15%. Коэффициент запаса достаточно высок и минимальное значение составляет 1.63. На рисунке 30 представлен вид направления укладки в одиннадцати слоях верхней и нижней обшивки крыла из углепластика варианта 5.



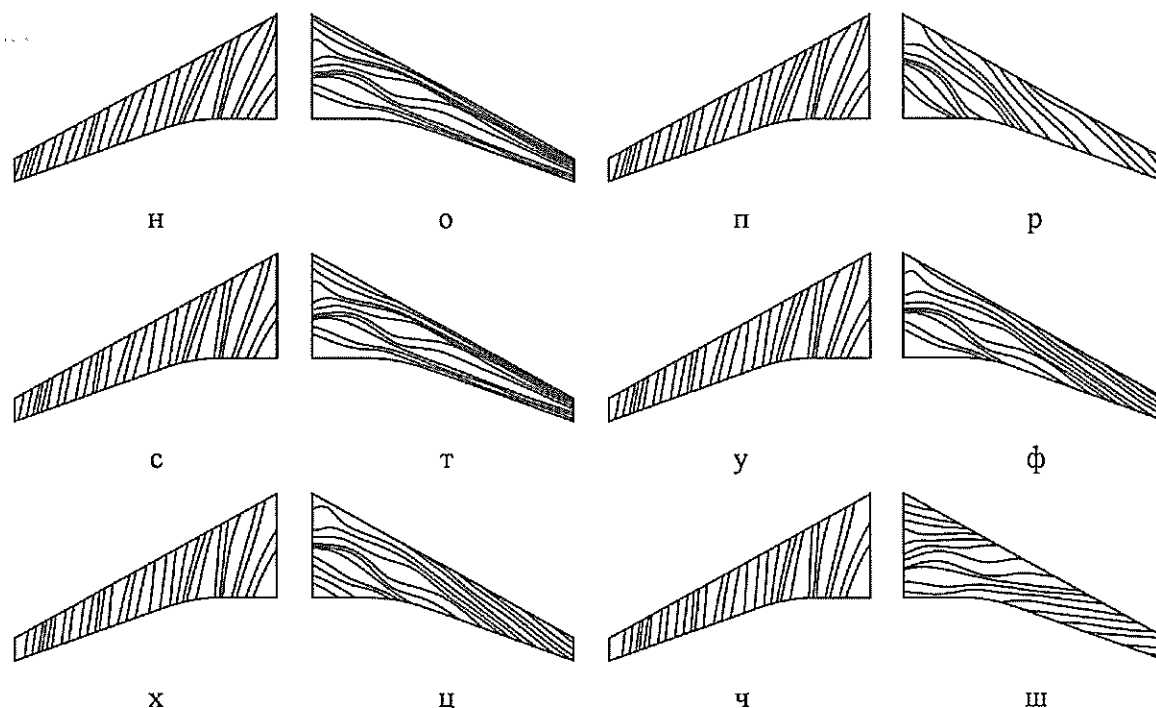


Рис. 30. Направления укладки в слоях обшивок крыла из углепластика (обшивки указываются парами – нижняя (слева), верхняя (справа)): *а, б* – направление 0°; *с, т* – 1, 28°, -90°; *д, е* – 2, -10°, 0°; *ж, з* – 3, -48°, -30°; *и, к* – 4, 56°, -54°; *л, м* – 5, -2°, -64°; *н, о* – 6, -1°, -74°; *п, р* – 7, -23°, -76°; *с, т* – 8, -3°, -79°; *у, ф* – 9, -7°, -80°; *х, ц* – 10, -10°, -82°; *ч, ш* – 11, 14°, -84°

Сравнение укладок, полученных двумя способами с помощью параметрической оптимизации, показывает, что применим каждый способ и можно достичь увеличения прочностных характеристик крыла без изменения весовых характеристик. Различие между прогибами крыла при разных углах атаки составляет не более 5%. Коэффициент разрушения для некоторых углов атаки отличается почти в два раза, но минимальный коэффициент запаса прочности не ниже 1.6.

4.3 Выводы

В результате параметрического моделирования крыла из углепластика во время действия как распределённых, так и сосредоточенных нагрузок при разных углах атаки (0°, +11°, -7°) установлены:

- углы укладки препрега на основе углеродной ленты в слое двумя различными способами
- путём деления крыла на секции и с помощью анализа направления действия нормальных напряжений в конечных элементах и распределённого давления;

– напряженно-деформированные состояния под действием эксплуатационных нагрузок для каждого варианта;

– оптимальные варианты направления укладок.

Рассмотрены два способа определения укладки с помощью зон – послойно и посекционно. Установлено, что при рассмотренном количестве секций (20 шт.), послойное моделирование не эффективно, прочностные характеристики материала ниже, чем у крыла с исходной укладкой. Посекционное моделирование позволяет получить укладку, которая даёт выигрыш как по прогибу (до 8%), так и по коэффициенту разрушения (в среднем в 1.5 раза). Моделирование укладки на основе направления действия нормальных напряжений для конечных элементов может снизить прогиб конструкции на 12%, а коэффициент разрушения в 1.3 раза. Для полученных укладок коэффициент запаса прочности составляет не менее 1.55.

Данную часть работы можно считать начальным этапом исследований в области структурно-оптимизированной конструкции крыла из ПКМ. Полученные результаты, будут учтены и использованы в дальнейшей работе по определению рациональных направлений и ориентации силовых элементов конструктивно-силовой схемы, составлению методики и определения критериев выбора путей выкладки, исследованию влияния на прочностные характеристики и аэроупругие свойства крыла.

4 ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено исследование по возможности совершенствования конструкции крыла пассажирского авиалайнера из ПКМ с помощью применения КСС с криволинейными элементами и направленной укладкой волокон в слоях композиционного материала на основе топологической оптимизации и параметрического моделирования с учётом действующих эксплуатационных распределённых и сосредоточенных нагрузок.

На основе анализа напряжённо-деформированного состояния рассмотренных вариантов конструкции определены:

- наиболее нагруженные зоны конструкции;
- геометрическая форма зон усиления элементов конструкции.
- геометрические характеристики элементов крыла из ПКМ с укладками отличными от квазиизотропных с различным шагом ориентации слоёв;
- выбраны оптимальные варианты КСС крыла из ПКМ;
- углы укладки препрега на основе углеродной ленты в слое.

Показано преимущество структурно-оптимизированной КСС над традиционной.

Установлено, что использование выраженной анизотропии свойств композиционного материала при адаптации схемы армирования к действующим нагрузкам позволяет снизить массу готового изделия при обеспечении необходимых прочностных характеристик.

Таким образом, применение в конструкции нетрадиционных силовых схем, использование полного потенциала анизотропии свойств композиционных материалов позволит получить экземпляры авиационной техники, превосходящие по своим характеристикам современные варианты, а топологическая оптимизация обеспечит рациональную структуру конструкции и будут одними из основных инструментов проектирования.

Список использованных источников

1. Stanford B.K., Jutte C.V. Comparison of curvilinear stiffeners and tow steered composites for aeroelastic tailoring of aircraft wings // *Computers & Structures*. 2017. vol. 183, N 15, pp. 48–60.
2. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design // *Archives of computational methods in engineering*. 2015. Vol. 23, No. 595. P. 1–28.
3. Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В. Топологическая оптимизация в проектировании высоконагруженных узлов авиационных конструкций // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2018. № 8. С. 16–23.
4. Stanford B.K., Dunning P.D. Optimal topology of aircraft rib and spar structures under aeroelastic loads // *Journal of Aircraft*. 2015. Vol. 52. P. 1298–1311.
5. Krog L., Tucker A., Kemp M., Boyd R. Topology Optimization of Aircraft Wing Box Ribs // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Albany, 2004. AIAA Paper no. 2004–4481. P. 1–11.
6. Васильев Б.Е., Магеррамова Л.А. Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2015. Т.14. № 3. С. 139–147.
7. Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. 2017. № 51. С. 51–61.
8. Гришин В.И., Коледов М.Н. Рациональное проектирование конструкций по условиям прочности с применением вычислительных комплексов // *Ученые записки ЦАГИ*. 2012. Т. 43. №2. С. 82–88.
9. Rao J.S., Kiran S., Kamesh J.V., Padmanabhan M.A., Chandra S. Topology optimization of aircraft wing // *Proceedings of the Altair India. S. Asia Hyper Works Technology Conference*. Bangalore, 2008. P. 1–9.
10. Rao J.S., Kiran S. Concept design of composite aircraft wing // *Proceedings of the ASME 2010 International Mechanical Engineering Congress & Exposition*. Vancouver, 2010. IMECE Paper no. 2010–37206. P. 1–9.
11. Максимов П.В., Кротких А.А., Ронжин Б.И. Реализация алгоритма на базе level-set метода для решения задачи топологической оптимизации авиационных деталей // *Научно-технический вестник Поволжья*. 2018. № 9. С. 107–110.
12. Dunning P.D., Stanford B.K., Kim H.A. Level-set topology optimization with aeroelastic constraints // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum. Kissimmee, 2015. AIAA Paper no. 2015–1128. P. 1–19.

13. Dunning P.D., Stanford B.K., Kim H.A. Aerostructural level set topology optimization for a common research model wing // 10th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Conference. National Harbor, 2014. AIAA Paper no. 2014-0634. P. 1-21.

14. Felix L., Gomes A.A., Suleman A. Topology Optimization of a Wing Including Self-Weight Load // 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences. Boston, 2013. AIAA Paper no. 2013-1869 P. 1-17.

15. Munk D.J., Vio G.A., Cooper J.E. Topology optimization of representative aircraft wing geometries with an experimental validation // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Como, 2017. P. 1-12.

16. Лукомский Д.К., Рипецкий А.В., Фрейлехман С.А., Петракова Е.В. Топологическая оптимизация объекта на основе трехмерного моделирования // Современная наука: Актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. 2018. № 11. С. 79-83.

17. Александрин Ю.С., Туктаров С.А., Чедрик В.В. Проектирование силовой конструкции крыла вертолета на основе топологической и глобально-локальной оптимизации // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 1. С. 72-85.

18. Yang W., Yue Z., Li L., Wang P. Aircraft wing structural design optimization based on automated finite element modelling and ground structure approach // Engineering optimization. 2016. Vol. 48. No. 1. P. 94-114.

19. Walker D., Liu D., Jennings A. Topology optimization of an aircraft wing // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, 2015. AIAA Paper no. 2015-0976. P. 1-8.

20. Slesongsom S., Bureerat S., Tai K. Aircraft morphing wing design by using partial topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2013. Vol. 48. No. 6. P. 1-20.

21. Podugu P., Ananthasuresh G.K. Topology optimization-based design of a compliant aircraft wing for morphing leading and trailing edges // Proceedings of the ASME 2010 International Mechanical Engineering Congress & Expos. Vancouver, 2010. IMECE Paper no. 2010-38159. P. 1-9.

22. Aage N., Andreassen E., Lazarov B.S., Sigmund O. Giga-voxel computational morphogenesis for structural design // Nature. 2017. Vol. 550. No. 7674. P. 84-86

23. Xinxing T., Wenjie G., Chao S., Xiaoyong L. Topology optimization of compliant adaptive wing leading edge with composite materials // Chinese Journal of Aeronautics. 2014. Vol. 27. No. 6. P. 1488-1498.

24. Zhao Yb., Guo Wj., Duan Sh., Xing Lg. A novel substructure-based topology optimization method for the design of wing structure // International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization (IJSMDO). 2017. Vol. 8. No. A5. P. 1-9.

25. Sivapuram R., Dunning P.D., Kim H.A. Simultaneous material and structural optimization by multiscale topology optimization // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2016. Vol. 54. No. 5. P. 1267–1281.
26. Кишов Е.А., Комаров В.А. Топологическая оптимизация силовых конструкций методом выпуклой линеаризации // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2018. Т. 17. № 1. С. 137–149.
27. Венедиктов М.О., Прокопов В.С. Топологическая оптимизация с ограничением напряжений // XVII международная научно-практическая конференция «Системы проектирования, технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта (CAD/CAM/PDM-2017)». Москва, 2017. С. 446–448.
28. Бояршинова И.Н., Ильиных М.С. Комбинированная методика оптимального проектирования конструкций с целью снижения веса // *Цифровые средства производства инженерного анализа*. Тула, 2017. С. 24–31.
29. James K.A., Kennedy G.J., Martins J.R.R.A. Concurrent aerostructural topology optimization of a wing box // *Computers and Structures*. 2014. Vol. 134. P. 1–17.
30. Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. 2017. № 51. С. 51–61.
31. Vescovini R., Oliveri V., Pizzi D., Dozio L., Weaver P.M. A Semi-Analytical Approach for the Analysis of Variable-Stiffness Panels with Curvilinear Stiffeners // *International Journal of Solids and Structures*. 2019, pp. 1–67. <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2019.10.011>
32. Zhao W., Singh K., Kapania R.K. Thermal Buckling Analysis and Optimization of Curvilinearly Stiffened Plates with Variable Angle Tow Laminates // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2019. Vol. 56. N 4, pp. 1189–1204. DOI: 10.2514/1.A34378
33. Stanford B.K., Jutte C.V., Coker C.A. Aeroelastic Sizing and Layout Design of a Wingbox through Nested Optimization // *AIAA Journal*. 2019. vol. 57, N 2, pp. 476–481. DOI: 10.2514/1.J057428
34. Singh K., Zhao W., Jrad M., Kapania R.K. Hybrid Optimization of Curvilinearly Stiffened Shells Using Parallel Processing // *Journal of Aircraft*. 2019. vol. 56, N 3, pp. 1068–1079. DOI: 10.2514/1.C035069
35. Zhao W., Kapania R.K. Bilevel Programming Weight Minimization of Composite Flying-Wing Aircraft with Curvilinear Spars and Ribs // *AIAA Journal*. 2019. vol. 57. N 6. pp. 2594–2608. DOI: 10.2514/1.J057892

36. Zhao W., Kapania R.K. BLP Optimization of Composite Flying-wings with SpaRibs and Multiple Control Surfaces // 2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. — Kissimmee, 2018. AIAA Paper. 2018-2150, pp. 1-45. DOI: 10.2514/6.2018-2150
37. Locatelli D., Mulani S.B., Kapania R.K. Wing-Box Weight Optimization Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs) // Journal of Aircraft. 2011. vol. 48, N 5, pp. 1671-1684. DOI: 10.2514/1.C031336
38. Dubois A., Farhat C., Abukhwejah A.H. Parameterization Framework for Aeroelastic Design Optimization of Bio-Inspired Wing Structural Layouts // 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. — San Diego, 2016. AIAA Paper. 2016-0485, pp. 1-16. DOI: 10.2514/6.2016-0485
39. Jrad M., De S., Kapania R.K. Global-Local Aeroelastic Optimization of Internal Structure of Transport Aircraft Wing // 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. — Denver, 2017. AIAA Paper. 2017-4321, pp. 1-19. DOI: 10.2514/6.2017-432
40. Francois G., Cooper J.E., Weaver P. Aeroelastic Tailoring using the Spars and Stringers Planform Geometry // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. — Grapevine, 2017. AIAA Paper. 2017-1360, pp. 1-45. DOI: 10.2514/6.2017-1360
41. Francois G., Cooper J. E., Weaver P.M. Aeroelastic Tailoring using Rib/Spar Orientations: Experimental Investigation // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. — Kissimmee, 2015. AIAA Paper. 2015-0439, pp. 1-22. DOI: 10.2514/6.2015-0439
42. Doyle S., Robinson J., Ho V., Ogawa G., Baker M. Aeroelastic Optimization of Wing Structure Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs) and SpaRibMorph // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. — Grapevine, 2017. AIAA Paper. 2017-1303, pp. 1-13. DOI: 10.2514/6.2017-1303
43. Internal Structural Design of the Common Research Model Wing Box for Aeroelastic Tailoring [Text]: Technical Report: NASA/TM-2015-218697 / NASA Langley Research Center; Jutte C.V., Stanford B.K., Wieseman C.D. — Langley, 2015. — 42 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150003788.pdf>
44. Locatelli D., Mulani S.B., Kapania R.K. Parameterization of Curvilinear Spars and Ribs for Optimum Wing Structural Design // Journal of Aircraft. 2014. vol. 51, N 2, pp. 532-546. DOI: 10.2514/1.C032249
45. De S., Jrad M., Kapania R.K. Structural Optimization of Internal Structure of Aircraft Wings with Curvilinear Spars and Ribs // Journal of Aircraft. 2019. vol. 56, N 2, pp. 707-718. DOI: 10.2514/1.C034818
46. De S., Jrad M., Locatelli D., Kapania R.K., Baker M. SpaRibs Geometry Parameterization for Wings with Multiple Sections using Single Design Space // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures,

Structural Dynamics, and Materials Conference. — Grapevine, 2017. AIAA Paper. 2017–0570, pp. 1–25.
DOI: 10.2514/6.2017–0570

47. Hao P., Wang Y., Liu C., Wang B., Tian K., Li G., Wang Q., Jiang L. Hierarchical Nondeterministic Optimization of Curvilinearly Stiffened Panel with Multicutouts // AIAA Journal. 2018. vol. 56, N 10, pp. 4180–4194. DOI: 10.2514/1.J056856

48. Jrad M., Khan A., Kapania R.K. Buckling Analysis of Curvilinearly Stiffened Composite Panels with Cracks // 55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. — National Harbor, 2014. AIAA Paper. 2014–0165. pp. 1–28. DOI: 10.2514/6.2014–0165

19. Molinari G., Arrieta A.F., Ermanni P. Aero–Structural Optimization of Three–Dimensional Adaptive Wings with Embedded Smart Actuators // AIAA Journal. 2014. vol. 52, N 9, pp.1940–1951. DOI: 10.2514/1.J052715

50. Kolonay R.M., Kobayashi M.H. Optimization of Aircraft Lifting Surfaces Using a Cellular Division Method // Journal of Aircraft. 2015. vol. 52, N 6, pp. 2051–2063. DOI: 10.2514/1.C033138

51. Пенязь И.М. Концепция развития технологий применения современных композиционных материалов для надежных силовых композитных авиаконструкций до 2030 года и дальнейшую перспективу // Проблемы безопасности полетов. 2019. № 8, с. 28–34.

52. Нгуен Х.Ф. Оптимизация конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов с ограничениями по аэродинамической форме Дисс. ... канд. техн. наук. Москва: МФТИ, 2015. 123 с.

53. Семенов В.Н., Волков И.В. К исследованию прочности адаптивных авиаконструкций // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. — Уфа, 2019. Сборник статей трудов конференции. с. 1359-1361.

54. Бирюк В.И., Болсуновский А.Л., Бузовера Н.А., Гуревич Б.И., Зайцев А.М., Навоев А.А., Скворцов Е.Б., Черноусов В.И., Чернавских Ю.Н., Юдин В.Г. Конструктивно–силовые схемы и проблемы их обоснования при разработке нетрадиционных аэродинамических компоновок // Прочность конструкций летательных аппаратов. — Жуковский, 2013. Сборник статей научно–технической конференции. с. 40–41.

55. Зайцев А.М., Навоев А.А. Оптимизация конструктивно–силовых схем нетрадиционных летательных аппаратов // Прочность конструкций летательных аппаратов. — Жуковский, 2017. Сборник статей научно–технической конференции. с. 93–98.

56. Крутов А.А., Навоев А.А., Пигусов Е.А., Черноусов В.И. Формирование аэродинамической компоновки и конструктивно–силовой схемы тяжелого транспортного самолета интегральной схемы для контейнерных перевозок // XXIX научно–техническая конференции по аэродинамике. — Богданиха, 2018. Сборник статей научно–технической конференции. с. 144.

57. Азиков Н.С., Зинин А.В., Алипов А.Е., Косарев В.А., Васечкин А.В. Конструктивно-силовая схема крыла с пространственными сетчатыми композитными нервюрами. Прочностной расчет и технология изготовления // Третья международная конференция «Деформирование и разрушение композиционных материалов и конструкций». — Москва, 2018. Сборник статей научно-технической конференции. с. 3–5.

58. Дубовиков Е. А, Кондаков И.О., Фомин В.П., Шаныгин А.Н Сравнительный весовой анализ отсеков фюзеляжа с различными конструктивно-силовыми схемами // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. 50, № 3, с. 74–86.

59. Балунув К.А, Ишмуратов Ф.З., Туктаров С.А., Уськов В.М., Чедрик В.В. Многодисциплинарные аспекты в исследованиях синтеза и оптимизации конструктивно-силовых схем летательных аппаратов // Прочность конструкций летательных аппаратов. — Жуковский, 2017. Сборник статей научно-технической конференции. с. 29–36.

60. Балунув К.А., Туктаров С.А., Уськов В.М., Чедрик В.В. Топологическая оптимизация как основа для синтеза и проектирования конструктивно-силовых схем авиационных конструкций // Прочность конструкций летательных аппаратов. — Жуковский, 2017. Сборник статей научно-технической конференции. с. 266.

61. Полилов А.Н., Татусь Н.А. Биомеханические принципы оптимального проектирования композитных конструкций // Машиностроение и инженерное образование. 2018. № 3(56), с. 19-26.

62. Singh K., Zhao W., Kapania R.K. Optimal Design of Curvilinearly Stained Shells // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – Grapevine, 2017. AIAA Paper. 2017-1830, pp. 1-17. DOI: 10.2514/6.2017-1830

63. Nemirovsky Yu.V., Feodorova N.A. Modeling limit states for curvilinearly reinforced rotated disks // *Mathematica Montisnigri*. 2019. vol. 44, pp. 84-99. DOI: 10.20948/mathmon-2019-44-7

64. Wu Z., Weaver P.M., Raju G., Kim B.C. Buckling analysis and optimization of variable angle tow composite plates // *Thin-Walled Structures*. 2012. vol. 60, pp. 163-172. <http://dx.doi.org/10.1016/j.tws.2012.07.008>

65. Stodieck O., Cooper J.E., Weaver P.M., Kealy P. Aeroelastic Tailoring of a Representative Wing Box Using Tow-Steered Composites // *AIAA Journal*. 2017. vol. 55, N 4, pp. 1425–1439. DOI: 10.2514/1.J055364

66. Brampton C.J., Kim H.A. Level set optimization for composite fibre paths // 20th International Conference on Composite Materials. – Copenhagen, 2015. pp. 1-10.

67. Wu Z., Weaver P.M., Raju G. Postbuckling Optimization of Variable Angle Tow Composite Plates // *Composite Structures*. 2013. vol. 103, pp. 34-42. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.03.004>

68. Groh R.M.J., Weaver P.M. Mass Optimization of Variable Angle Tow, Variable Thickness Panels with Static Failure and Buckling Constraints // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – Kissimmee, 2015. AIAA Paper. 2015-0452, pp. 1-21. DOI: 10.2514/6.2015-0452
69. Kennedy G.J., Martins J.R.R.A. A laminate parametrization technique for discrete ply-angle problems with manufacturing constraints // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2013. vol. 48, N 2, pp. 379–393. DOI 10.1007/s00158-013-0906-9
70. Stodieck O., Cooper J.E., Weaver P.M., Kealy P. Optimization of Tow-Steered Composite Wing Laminates for Aeroelastic Tailoring // AIAA Journal. 2015. vol. 53, N 8, pp. 2203–2215. DOI: 10.2514/1.J053599
71. Kim Y.H.N., Ko S., Lay W.S., Tian J., Chang P., Thielk S.U., Bang H.J., Yang J. Effects of Shallow Biangle, Thin-Ply Laminates on Structural Performance of Composite Wings // AIAA Journal. 2017. vol. 55, N 6, pp. 2086–2092. DOI: 10.2514/1.J055465
72. Stanford B.K., Jutte C.V., Wu K.C. Aeroelastic benefits of tow steering for composite plates // Composite Structures. 2014. vol. 118, pp. 416–422. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.08.007>
73. Stodieck O., Cooper J.E., Weaver P.M., Kealy P. Optimisation of Tow-Steered Composite Wing Laminates for Aeroelastic Tailoring // 55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – National Harbor, 2014. AIAA Paper. 2014-0343, pp. 1-22. DOI: 10.2514/6.2014-0343
74. Guimaraes T.A., Castro S.G., Rade D.A., Cesnik C.E. Panel Flutter Analysis and Optimization of Composite Tow Steered Plates // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – Grapevine, 2017. AIAA Paper. AIAA 2017-1118, pp. 1-14. DOI: 10.2514/6.2017-1118
75. Stanford B.K., Wieseman C.D. Aeroelastic Tailoring of Transport Wings Including Transonic Flutter Constraints // SciTech 2015. – Kissimmee, 2015. pp. 1-22. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150006025.pdf>
76. Singh K., Kapania R.K. Buckling Load Maximization of Curvilinearly Stiffened Tow-Steered Laminates // Journal of Aircraft. 2019. vol. 56, N 6, pp. 2272–2284. DOI: 10.2514/1.C035358
77. Wu Z., Raju G., Weaver P.M. Optimization of postbuckling behaviour of variable thickness composite panels with variable angle tows: Towards «Buckle-Free» design concept // International Journal of Solids and Structures. 2018. vol. 132–133, pp. 66-79. <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.08.037>
78. Blom A.W., Abdalla M.M., Gürdal Z. Optimization of tow-placed, tailored composite laminates // 16th International conference on composite materials. – Kyoto, 2007. pp. 1-8.

79. Luersen M.A., Steeves C.A., Nair P.B. Curved fiber paths optimization of a composite cylindrical shell via Kriging-based approach // *Journal of Composite Materials*. 2015. vol. 49 N 29, pp. 3583-3597. DOI: 10.1177/0021998314568168
80. W. Zhao, Kapania R.K. Prestressed Vibration of Stiffened Variable-Angle Tow Laminated Plates // *AIAA Journal*. 2019. vol. 57 N 6, pp. 2575–2593. DOI: 10.2514/1.J057719
81. Acar P., Vijayachandran A.A., Sundararaghavan V., Waas A.M. Fiber Path Optimization of Symmetric Laminates with Cutouts for Thermal Buckling // *Journal of Aircraft*. 2017. vol. 54, N 1, pp. 54–61. DOI: 10.2514/1.C033866
82. Brooks T.R., Martins J.R.R.A. High-fidelity Multipoint Aerostructural Optimization of a High Aspect Ratio Tow-steered Composite Wing // 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – Grapevine, 2017. AIAA Paper. 2017-1350, pp. 1-16.
83. Kennedy G.J., Kenway G.W., Martins J.R.R.A. High Aspect Ratio Wing Design: Optimal Aerostructural Tradeoffs for the Next Generation of Materials // 52nd Aerospace Sciences Meeting. – National Harbor, 2014. AIAA Paper. 2014-0596, pp. 1-24. DOI: 10.2514/6.2014-0596
84. Farsadi T., Asadi D., Kurtaran H. Flutter improvement of a thin walled wing-engine system by applying curvilinear fiber path // *Aerospace Science and Technology*. 2019. vol. 93, pp. 1-14.
85. Murugan S., Friswell M.I. Morphing wing flexible skins with curvilinear fiber composites // *Composite Structures*. 2013. vol. 99, pp. 69-75. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.11.026>
86. Papon E.A., Haque A., Mulani S.B. Process optimization and stochastic modeling of void contents and mechanical properties in additively manufactured composites // *Composites Part B*. 2019. vol. 177, pp. 1-15. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.107325>
87. Прокофьев Г.И., Щемелёв М.В. Проектирование пространственно-армированных композитных конструкций для аддитивных технологий изготовления // *Конструкции из композиционных материалов*. 2018. № 2(150), с. 22-28.
88. Злобина И.В., Бекренев Н.В., Павлов С.П. Методика проектирования и изготовления деталей сложной формы с применением аддитивных технологий из композиционных неметаллических материалов с топологической структурой // *Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии*. 2017. № 6(326), с. 69-75.
89. Ning F., Cong W., Hu Y., Wang H. Additive manufacturing of carbon fiber-reinforced plastic composites using fused deposition modeling: Effects of process parameters on tensile properties // *Journal of Composite Materials*. 2017. vol. 51(4), pp. 451–462. DOI: 10.1177/0021998316646169
90. Халиулин В.И., Хилов П.А., Торопцова Д.М. О перспективах применения TFP-технологии при производстве авиационных композитных деталей // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2015. № 4, с. 127-132.

91. Беззаметнова Д.М. применение TFR - технологии при изготовлении конструкций из композиционных материалов // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2015». – Казань, 2015. Сборник трудов конференции. с. 117-122.

92. Халиулин В.И., Беззаметнова Д.М., Гайфуллин Б.Р. Разработка технологии изготовления стержневых заполнителей сэндвич-панелей из композитов с применением метода направленной укладки волокна и трансферного формования // Вестник Казанского Государственного Технического Университета им. А.Н. Туполева. 2015. Т. 71, № 6, с. 31-36.

93. Кузьмина А.В., Беззаметнова Д.М., Яшин И.И. Изготовление люка с бионическим дизайном из полимерных композиционных материалов // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли. – Казань, 2018. Сборник трудов конференции. с. 132-136.

94. Халиулин В.И., Батраков В.В., Беззаметнова Д.М. Исследование стабильности геометрии преформы, изготавливаемой методом направленной укладки волокна // Вестник Казанского Государственного Технического Университета им. А.Н. Туполева. 2016. Т. 72, № 1, с. 72-78.

95. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 11 (680). С. 86-98.

96. 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. № 11 (680). С. 86-98.

97. 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 (698). С. 75-84.

98. Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2018. № 5 (122). С. 15-28.

99. Михайловский К.В., Барановски С.В. Учет обледенения поверхности крыла из полимерных композиционных материалов при проектных расчетах // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2019. № 3 (708). С. 61-70.