

doi: 10.32620/oikit.2020.88.02

УДК 629.735.45.025-027.3
620.22-419

А.Г. Гребеников, И.В. Малков,
В.А. Урбанович, Н.И. Москаленко*,
Д.С. Колодийчик

Конструктивно-технологические особенности хвостовых балок сетчатого типа из полимерных композиционных материалов вертолетов транспортной категории

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»
АО «Мотор Сич»

Проведен анализ конструктивно-технологических особенностей конструкции хвостовой балки (ХБ) вертолета из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Выделены три конструктивно-технологические концепции – полумонококовая (подкрепленная металлическая конструкция), монококовая (трехслойная конструкция) и конструкция сетчатого типа. Показана высокая весовая и экономическая эффективность сетчатых конструкций, которая позволяет применять их в аэрокосмической технике. Оценены физико-механические характеристики сетчатых структур и показана их уникальность. Применение сетчатых структур позволяет снизить массу изделия в два и более раз.

Определено напряженно-деформированное состояние (НДС) предложенного варианта конструкции хвостовой балки. Проведен анализ методов расчёта характеристик общего НДС конических сетчатых оболочек. Представлена конструкция хвостовой балки, разработана расчетная схема хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории. Создана конечно-элементная модель с помощью системы Siemens NX 7.5. Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) ХБ вертолета проведен на основании разработанной конструктивной схемы с помощью модуля Advanced Simulation системы Siemens NX 7.5. Определены основные зоны вероятного усталостного разрушения хвостовых балок. Инженерный анализ методом конечных элементов позволяет теоретически обосновывать проектные решения.

Показано влияние на прочность конструкции ХБ типа технологического процесса, выбранного для производства хвостовой балки. Стабильность характеристик хвостовой балки из ПКМ в значительной мере зависят от того, насколько ее конструкция пригодна к применению механизированных и автоматизированных производственных процессов.

Предложен способ изготовления хвостовой балки вертолета из ПКМ методом автоматизированной намотки. Показан вариант компьютерного моделирования хвостовой балки сетчатой конструкции из ПКМ.

Технология автоматизированной намотки может быть рекомендована для реализации в конструкции композитной хвостовой балки вертолета Ми-2 и Ми-8.

Ключевые слова: вертолёт, хвостовая балка, сетчатая конструкция, полимерные композиционные материалы, напряженно-деформированное состояние, автоматизация, технологический процесс, конструктивно-технологические решения, метод намотки.

Введение

Хвостовая балка (ХБ) – наиболее сложная часть в производстве вертолета. Помимо обычных требований, к конструкции предъявляются и специальные требования. Так, хвостовая балка, являющаяся для одновинтового вертолёт «критической» частью конструкции, разрушение которой ведёт к катастрофе, была спроектирована по требованиям *High Explosive Incendiary (HEI)* - высокой стойкости к повреждению [1]. Высокую живучесть планировалось обеспечить

внедрением больших избыточных по прочности лонжеронов и шпангоутов, которые были связаны между собой в пространственную раму и могли сохранить несущую способность хвостовой балки при существенных повреждениях.

Целью данной работы является анализ конструктивно-технологических особенностей создания хвостовой балки сетчатого типа из ПКМ вертолета и обоснование необходимости изготовления ХБ методом автоматизированной намотки.

Анализ конструктивно-технологических особенностей хвостовых балок сетчатого типа из ПКМ вертолета

В современном авиастроении наиболее широко применяют две конструктивно-технологические концепции – полумонококовая (подкрепленная металлическая конструкция [2], рис. 1) и монококовая (трехслойная конструкция, рис. 2).



а



б

Рис. 1. Конструкция хвостовой балки вертолета Ми-17:
а – вид снаружи; б – вид внутри

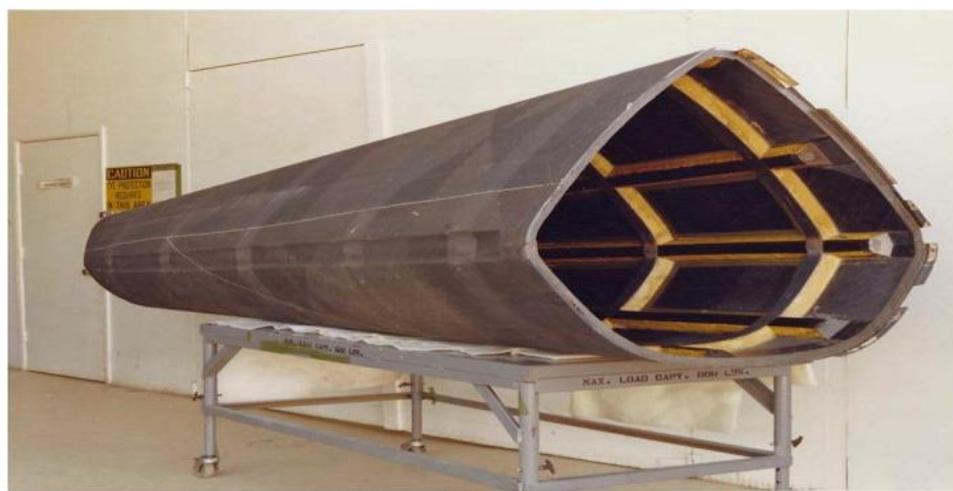


Рис. 2. Хвостовая балка трехслойной конструкции

Однако возможно и использование сетчатых конструкций. Высокая весовая и экономическая эффективность сетчатых конструкций позволяет применять их в аэрокосмической технике – в конструкциях переходных отсеков, адаптеров, обтекателей космических ракет-носителей и фюзеляжей самолетов (рис. 3). К настоящему времени отработано производство сетчатых конструкций диаметром 4 м и длиной 8 м на погонную осевую сжимающую нагрузку до 600 кН/м. Сетчатые структуры уникальны по своим физико-механическим характеристикам. Их применение позволяет снизить массу изделия в два и более раз.

Обеспечение требований по прочности является чрезвычайно ответственной задачей, поэтому оно регламентируется обязательными для конструкторов нормами летной годности, которые являются нормами прочности вертолетов. В нормах прочности заданы исходные требования к расчету и экспериментальным работам по обеспечению прочности, установлены объемы работ по обеспечению прочности и условия нагружения, даны указания по определению величин нагрузок. Рассмотрим некоторые характерные моменты полета вертолета. В равномерном горизонтальном полете силы, действующие на вертолет, находятся в равновесии. На хвостовую балку вертолета в этом случае действуют следующие силы и моменты. Схема нагружения хвостовой балки вертолета показана на рис.4.



Рис. 3. Адаптер полезной нагрузки, предназначенный для ленточных систем соединения космического аппарата (КА) и адаптера (а) и фюзеляж самолета Ил-114 сетчатой конструкции (б)



Рис. 4. Схема нагружения хвостовой балки вертолета: а – нагрузка на ХБ; б – изгиб с кручением ХБ

Для третьей концепции проведен анализ методов расчёта характеристик общего НДС конических сетчатых оболочек, представлена конструкция хвостовой балки, разработана расчетная схема хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В, создана конечно-элементная модель с помощью системы Siemens NX 7.5. Разработан метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния хвостовой балки вертолёта с учётом вырезов и подкрепляющих накладок, включающий в себя создание трехмерной параметрической конечно-элементной модели [2].

На рис. 5 показаны общий вид (а) и конструктивно-силовая схема (б) проектируемого вертолёта.

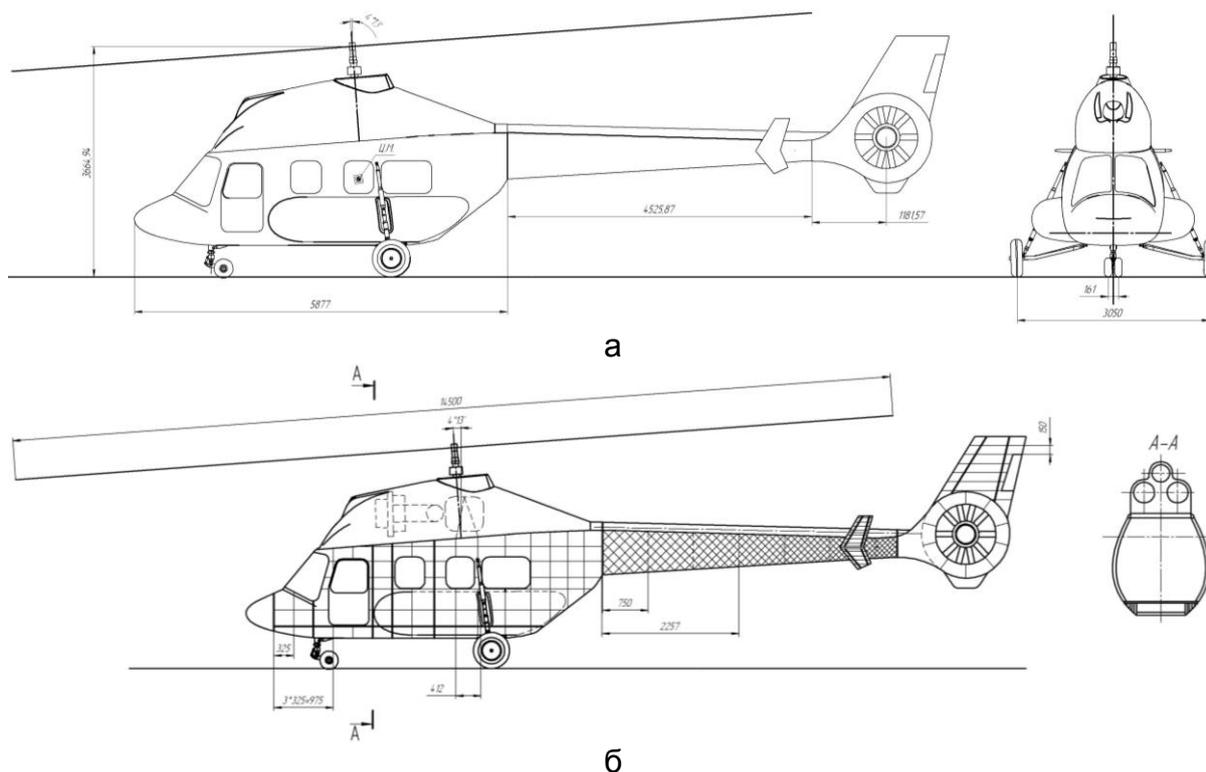


Рис.5. Общий вид (а) и конструктивно-силовая схема (б) проектируемого вертолёта

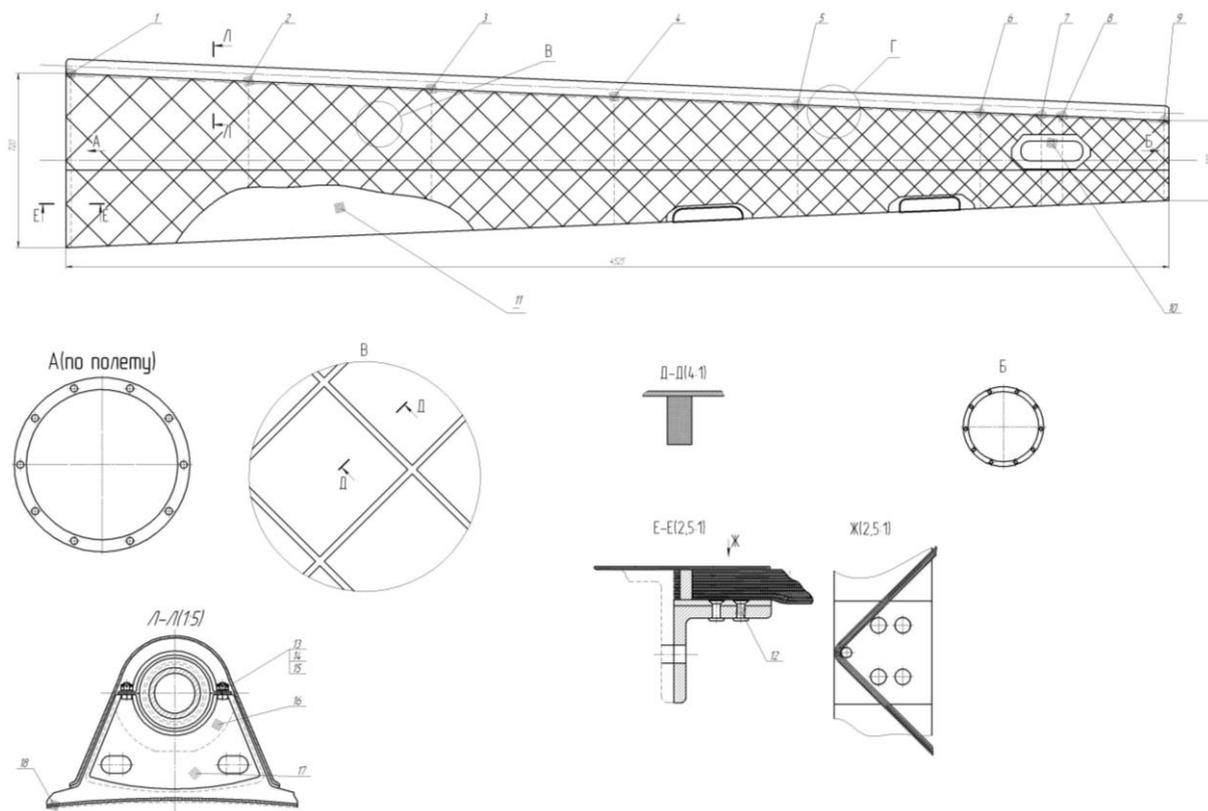
Расчетная схема ХБ (рис. 6) представляет собой консольно закреплённую конусную балку, к которой приложены сосредоточенные и распределённые внешние нагрузки. Основным расчётным случаем для хвостовой балки является выход из пикирования. Соответствующие расчётному случаю нагрузки, действующие на ХБ вертолёта, определяют в результате расчетов, выполняемых в соответствии с требованиями авиационных правил (АП-29) и других нормативных документов создания винтокрылого аппарата грузовой категории В, а также результатов испытаний.

Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) ХБ вертолёта проведен на основании разработанной конструктивной схемы с помощью модуля Advanced Simulation системы Siemens NX 7.5. Конечно-элементная модель ХБ показана на рис. 7.

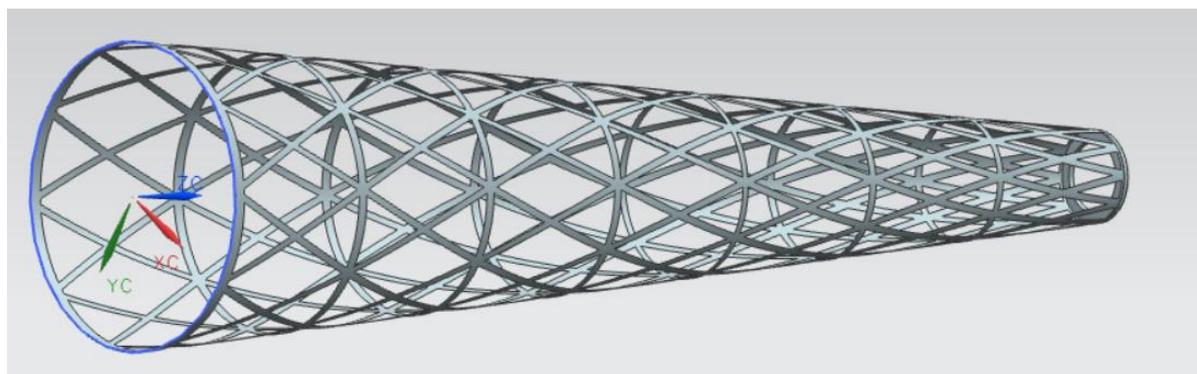
В результате проведенных расчетов определены характеристики НДС ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории В для выбранного случая

ного НДС и прогнозирования на его основе ресурса конструкции хвостовой балки вертолета транспортной категории.

Инженерный анализ методом конечных элементов позволяет теоретически обосновывать проектные решения [3].



а



б

Рис. 7. Сборочный чертеж (а) и мастер-геометрия хвостовой балки (б)

Как известно, замена металлических сплавов композитными материалами приводит к снижению массы конструкций в среднем на 15 – 20%. При этом современные углепластики превосходят алюминиевые сплавы по удельной прочности в 5 – 6 раз, а по удельной жесткости в 2 – 3 раза [4]. Очевидно, что в рамках этих традиционных концепций потенциальные возможности композитных конструкционных материалов реализуются далеко не полностью. Это объ-

ясняется основной особенностью композитов – проявление высоких механических характеристик происходит только при нагружении в направлении волокон. Однако, в подкреплённых конструкциях, которые используют в авиационной технике, обшивка при использовании композитов выполняется по конструктивно-технологическим соображениям слоистой и состоящей из различного образа ориентированных однонаправленных слоев, а структура стрингеров и шпангоутов также не является однонаправленной. В результате характеристики слоистого материала оказываются существенно ниже характеристик однонаправленного материала, а весовая эффективность композитной конструкции в основном определяется низкой плотностью материала [5].

Геодезические сетчатые конструкции (анизогридные конструкции) имеют форму цилиндрической или конической оболочек, а также пологих оболочек двойной кривизны или плоских элементов, состоящих из системы однонаправленных ребер, изготовленных методом непрерывной намотки. Высокая весовая и экономическая эффективность анизогридных конструкций определяется тем, что в качестве материала несущих элементов используют однонаправленный углепластик, обладающий высокой удельной прочностью и жесткостью, а в качестве базового технологического процесса – метод автоматической намотки [6], позволяющий получать интегральные композитные конструкции с относительно низкой стоимостью.

В анизогридных сетчатых конструкциях (СК) основными несущими элементами являются ребра. Они обеспечивают одновременно как мембранную, так и изгибную жесткость конструкции и изготавливаются из однонаправленного углепластика, обладающего высокой удельной жесткостью и прочностью.

Известно [7], что ребра, изготавливаемые в промышленных условиях, обладают весьма высокими механическими характеристиками, а объемное содержание волокон в ребрах примерно в 1,5 раза меньше, чем в традиционном композитном материале. Так, например, для высокомодульных углепластиков ($E=220$ ГПа) модуль упругости ребер составляет 185 ГПа, что практически соответствует модулю стали при плотности, в 5,2 раза меньшей. Очевидно, что такие характеристики обеспечивают весьма высокую весовую эффективность анизогридных конструкций.

Сетчатая конструкция является интегральной – соединение ребер между собой, а также с другими элементами конструкции реализуется в процессе полимеризации связующего композитного материала и не требует дополнительных элементов.

Обшивку в таких конструкциях используют только для восприятия аэродинамических нагрузок. Она также может быть изготовлена намоткой или выкладкой.

Итак, следует выделить основные преимущества сетчатой конструкции при реализации в авиационной технике:

- сетчатая конструкция обладает высокой надежностью. Повреждения обшивки не вызывают повреждения основных несущих элементов – ребер. Конструкция допускает локальное повреждение ребер без заметного снижения несущей способности;
- сетчатые конструкции лишены принципиальных недостатков присутствующих стрингерным конструкциям с несущей обшивкой (не нарушается монолитность конструкции на начальных этапах нагружения, не образуются «неви-

димые» дефекты типа расслоения несущей обшивки в виду ее небольшой толщины);

- сетчатая конструкция является полностью интегральной, т.е. изготовленной за один технологический процесс.

Учитывая эти преимущества, можно сделать вывод, что повсеместное внедрение сетчатых конструкций в авиастроительную отрасль приведет к значимым положительным результатам в области решения таких задач, как снижение массы конструкции самолета и вертолета, увеличение ресурса и улучшение ремонтпригодности в неподготовленных для обслуживания условиях.

Таким образом, реализация анизотропной концепции является перспективным направлением развития конструктивно-технологических процессов в авиационной технике [8, 9].

Сетчатая конструкция представляет собой цилиндрическую или коническую оболочку, состоящую из системы спиральных и кольцевых ребер, которые изготавливаются методом автоматической непрерывной намотки.

В связи с успешным опытом разработки и применения композиционных сетчатых конструкций в ракетно-космической технике, где их внедрение позволило существенно повысить весовое совершенство конструкций, представляется целесообразным провести оценку возможности их использования в авиационных конструкциях, в частности в конструкциях фюзеляжа самолета или хвостовой балки вертолета. Большой опыт получен при проектировании серийно применяющихся сетчатых конструкций в ракетных комплексах (Тополь-М), в космических носителях (Протон-М), самолете (МС-21) [7].

Высокая массовая и экономическая эффективность СК определяется тем, что в качестве материала несущих элементов используют однонаправленный углепластик (стеклопластик), обладающий высокой удельной прочностью и жесткостью, а в качестве базового технологического процесса – метод автоматической намотки, позволяющий получать интегральные композитные конструкции с относительно низкой стоимостью.

В сетчатых конструкциях обшивке отводится вспомогательная роль — она обеспечивает прочность и герметичность фюзеляжа при воздействии избыточного внутреннего давления в пределах сравнительно небольшой ячейки; внешние нагрузки, действующие в полете на фюзеляж, воспринимаются системой ребер. Таким образом, сетчатая конструкция является существенно более надежной, чем трехслойная. Более того, сетчатая конструкция, имея однослойную обшивку, примерно на 20% легче трехслойной, при этом сохраняется ее преимущество перед металлической конструкцией.

Однако, несмотря на то, что КМ обладают рядом преимуществ по сравнению с металлами и их сплавами, актуальной является проблема соединения как деталей из КМ между собой, так и с металлическими частями. Еще одной из актуальных проблем является определение рисунка сетчатой конструкции, на обработку которого тратится большая часть времени, выделенного на разработку конструкции. Кроме того, построение 3-D модели каждого рассматриваемого варианта представляет собой задачу повышенной сложности.

Разработана программа автоматического построения цилиндрического отсека сетчатой конструкции с заданными геометрическими параметрами, числом семейств ребер, а также с разнообразными углами ориентации ребер.

Рассмотрена интеграция SolidWork с Delphi с последующей автоматической отстройкой модели сетчатой конструкции по заданным параметрам в про-

грамме SolidWork. В результате проделанной работы получен программный продукт, позволяющий решать поставленные перед ним задачи в полном объеме. В дальнейших версиях программу можно модифицировать под конкретные задачи.

Разработана конечно-элементная модель ХБ вертолета и проведены расчеты характеристик общего НДС хвостовой балки вертолета (характер распределения эквивалентных (по Мизесу) напряжений $\sigma_{ЭКВ}$; характер распределения относительных перемещений участков конструкции ХБ). Показаны результаты расчета напряженно-деформированного состояния хвостовой балки вертолета с сетчатой конструктивно-силовой схемой. На рис. 8 - 13 показаны контур напряжений (по Мизесу), общий вид (недеформированная форма), контур смещений в вертикальной плоскости, контур напряжений (по Мизесу) корневой зоны сжатого пояса (деформированная форма), контур напряжений (по Мизесу) зоны второго шпангоута от корня балки сжатого пояса, контур напряжений (по Мизесу) корня балки в растянутой зоне. На рис. 18 показана первая форма потери устойчивости с собственным числом потери устойчивости 16,731. Это значит, что для того, чтобы наступила потеря устойчивости наиболее подверженных элементов, текущую активную нагрузку необходимо умножить на коэффициент 16,731.

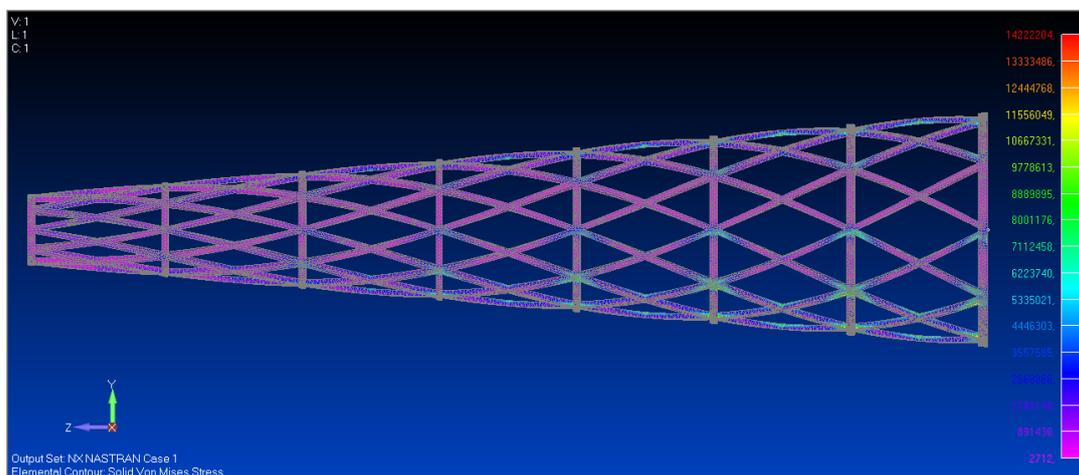


Рис. 8. Контур напряжений (по Мизесу), общий вид (недеформированная форма)

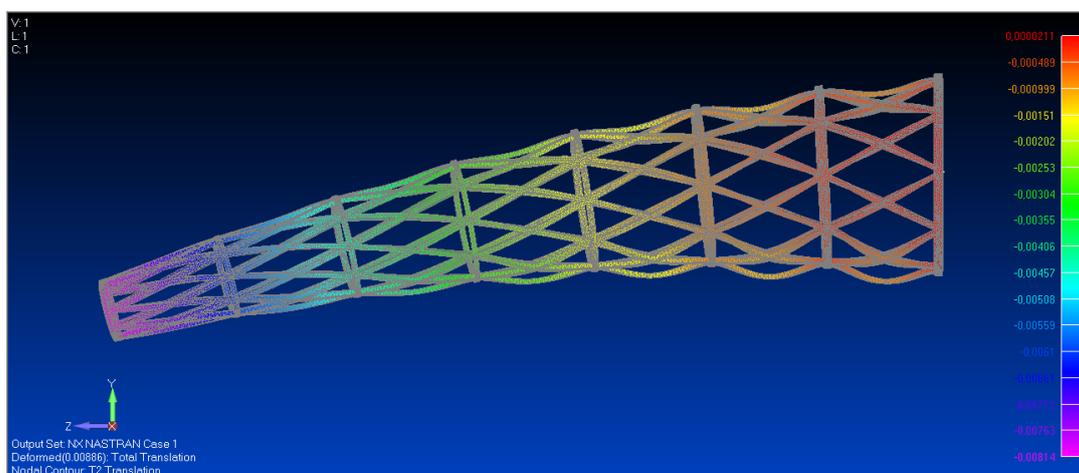


Рис. 9. Контур смещений в вертикальной плоскости

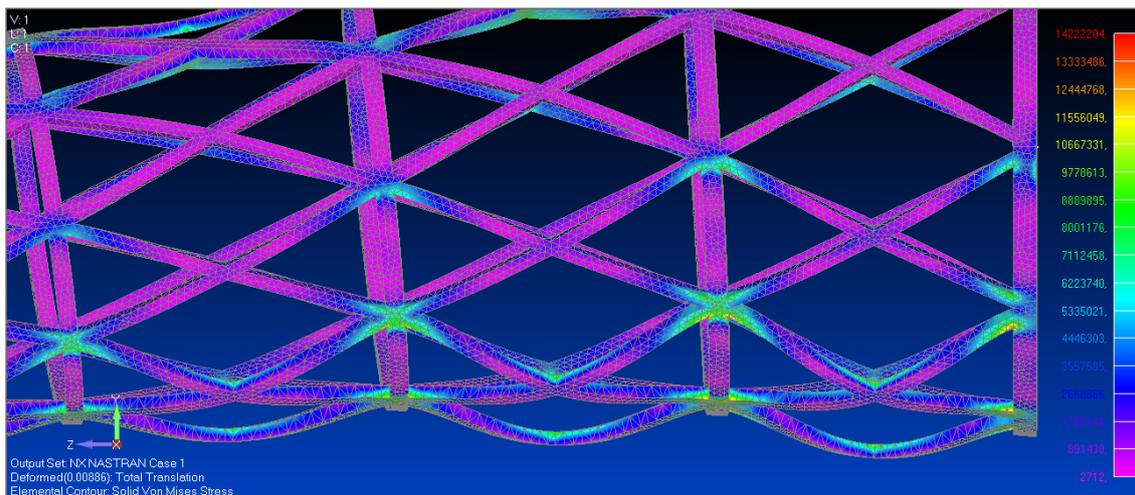


Рис. 10. Контур напряжений (по Мизесу): корневая зона, сжатый пояс (деформированная форма)

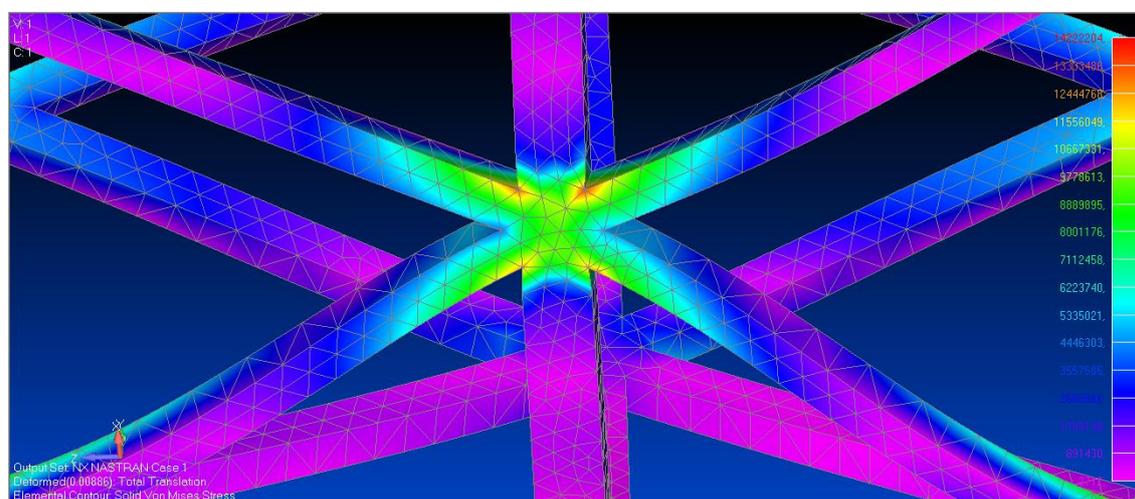


Рис. 11. Контур напряжений (по Мизесу): зона второго шпангоута от корня балки, сжатый пояс

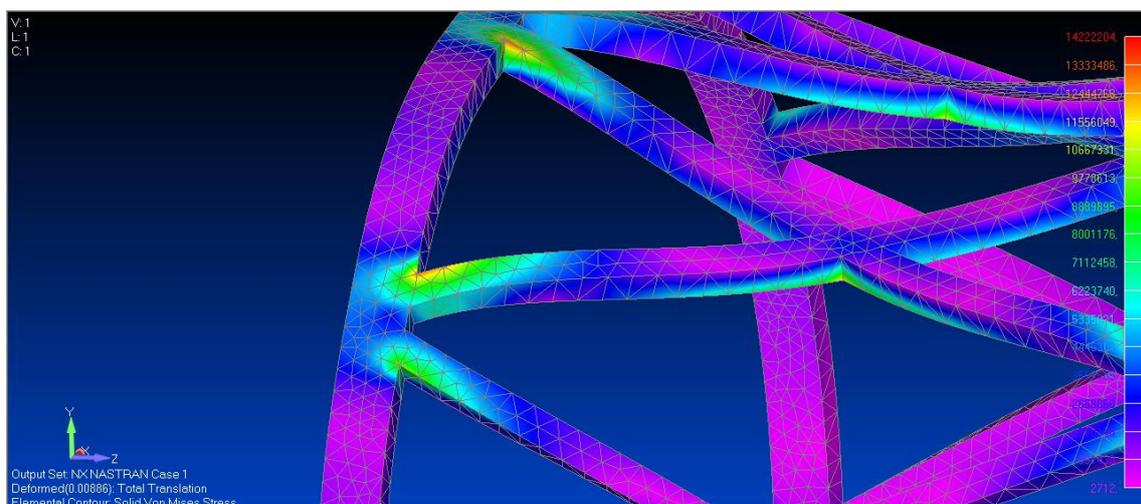


Рис. 12. Контур напряжений (по Мизесу): корень балки, растянутая зона

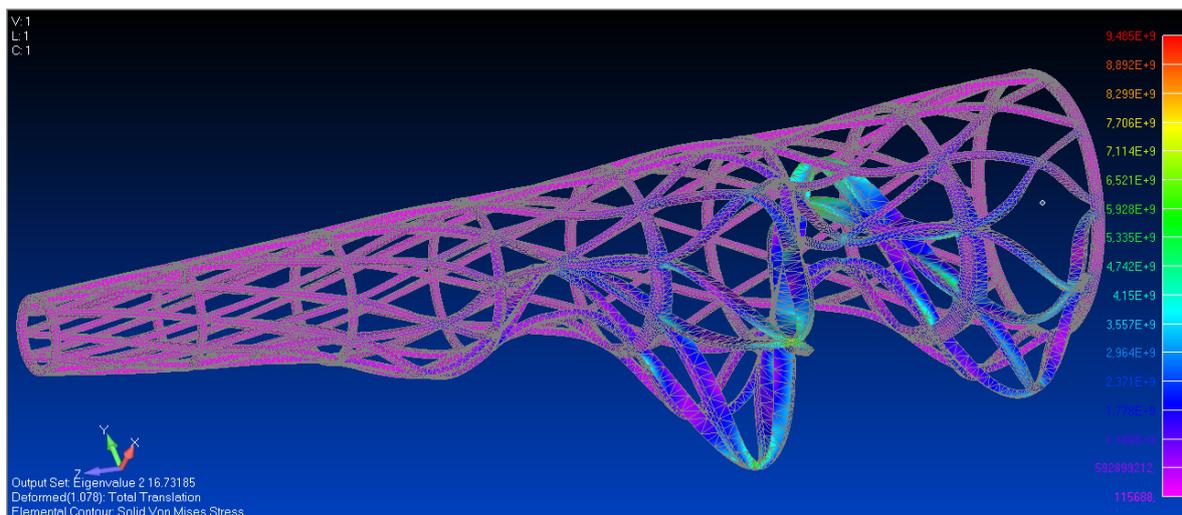


Рис. 13. Первая форма потери устойчивости

В целях удовлетворения жёстким требованиям по удельной стоимости хвостовая балка была построена, как единый интегральный агрегат, изготовленный автоматизировано намоткой и отвержденный в автоклаве. Главным при намотке являлось направление волокна графита на оправке, которое должно было иметь значение $\varphi = \pm 45^\circ$. Так впервые намотка такой сложности была использована для создания хвостовой балки. Процесс автоматизированной намотки хвостовой балки конической формы показан на рис. 14, а на рис. 15 – готовый образец конической ХБ сетчатой конструкции.



Рис. 14. Процесс автоматизированной намотки хвостовой балки конической формы

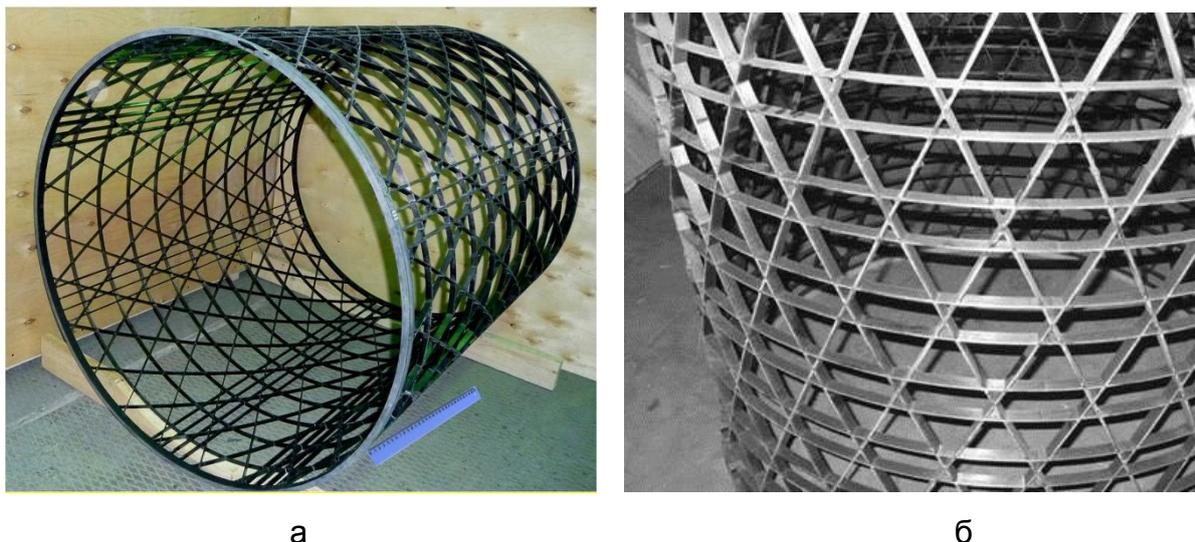


Рис. 15. Структура сетчатой конструкции ХБ (а) и её фрагмент (б)

Для намотки хвостовой балки используют разборные многоразовые оправки. Поверхность намоточной оправки хвостовой балки состоит из нескольких частей. Конструктивная часть оправки определяет форму поверхности хвостовой балки.

Намотку хвостовой балки проводят на станке с ЧПУ под углами $\pm 45^\circ$, $\pm 30^\circ$ и 90° относительно продольной оси хвостовой балки на всей ее длине в несколько технологических переходов.

Предложенную технологию автоматизированной намотки можно рекомендовать для реализации в конструкции хвостовой балки из ПКМ в вертолетах Ми-2 и Ми-8.

Выводы

1. Проведен анализ особенностей сетчатой конструкции хвостовой балки из полимерных композиционных материалов.
2. Определено НДС предложенного варианта конструкции хвостовой балки.
3. Тип базового технологического процесса, выбранного для производства хвостовой балки из ПКМ, оказывает большое влияние на конструкцию ХБ, ее прочность и стоимость.
4. Стоимость и стабильность характеристик хвостовой балки из ПКМ в значительной мере зависят от того, насколько ее конструкция пригодна к применению механизированных и автоматизированных производственных процессов.
5. Предложен способ изготовления хвостовой балки вертолета из ПКМ методом автоматизированной намотки.
6. Показан вариант компьютерного моделирования хвостовой балки сетчатой конструкции из ПКМ.
7. Технология автоматизированной намотки может быть рекомендована для реализации в конструкции композитной хвостовой балки вертолета Ми-2 и Ми-8.

Список литературы

1. Башаров, Е.А., Вагин, А.Ю. Анализ применения композиционных материалов в конструкции планеров вертолетов //Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77071>.
2. Хамидулин, И.О. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В с помощью системы Siemens NX [Текст] /И.О. Хамидулин, Р.В. Гостудым // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 57. – Харьков, 2012. – С. 35 – 45.
3. Алямовский, А.А. SolidWorks/CosmosWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 432 с.
4. Полимерные композитные конструкции /В.И. Демичев, В.А. Коваленко, И.В. Малков и др. // Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее: В 3 т. – Т.2. Передовые технологии производства /В.В. Скороход, Н.А. Никифоров, С.В. Резник и др.; по ред. С.В. Резника. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – С. 86 – 160.
5. Машиностроение. Энциклопедия /Ред.совет: К.В. Фролов (пред.) – М.: Машиностроение. Технология производства изделий из композиционных материалов, пластмасс, стекла и керамики. Т. III-6/В.С. Боголюбов, О.С. Сироткин, Г.С. Головкин и др.; Под общ. ред. В.С. Боголюбова. 2006. -576 с.
6. Сироткин, О.С., Боголюбов, В.С., Малков, И.В., Тарасов, Ю.М. Современное состояние и перспективы развития технологии формообразования намоткой изделий из КМ в наукоемких отраслях промышленности //Материалы Двадцать девятой международной конференции «Композиционные материалы в промышленности», 1–5 июня 2009 г., г. Ялта, Крым. – С. 542-545.
7. Корогодова, И.В., Зданевич, В.В. Композитные сетчатые конструкции в современном авиастроении //VI Международная научно-практическая интернет-конференция «АЛЪЯНС НАУК: УЧЕНЫЙ – УЧЕНОМУ» (25-26 февраля 2011 года).
8. Патент РФ №2089444. Способ изготовления сложнопрофильных изделий из композиционных материалов методом непрерывной намотки /В.А. Рач, Г.А. Могильный, И.В. Малков (UA). - Заявлено 25.08.95, опубликовано 10.09.97.
9. Маринин В. И., Князев Д. Н., Журихин С. М. Расчет сети намотки для сложной поверхности //Труды IV Московской международной конференции «Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов»: М., 2005.

References

1. Basharov E.A., Vagin A.Yu. Analysis of the use of composite materials in the design of helicopter gliders // Transactions of MAI. 2017. No 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77071>
2. Khamidulin, I.O. A method for determining the characteristics of the general stress-strain state of the tail boom of a rotorcraft of category B transport using the Siemens NX system [Text] /I.O. Khamidulin, R.V. Gostudym //Open information and computer integrated technologies: collection of scientific papers of the National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky "KhAI". - Vol. 57. - Kh., 2012. - P. 35 - 45.

3. Aljamovskij, A.A. SolidWorks/CosmosWorks. Inzhenernyj analiz metodom konechnyh jelementov [SolidWorks / CosmosWorks. Engineering Finite Element Analysis]. Moscow, DMK Press, 2004, 432 p.

4. Polymer composite structures /V.I. Demichev, V.A. Kovalenko, I.V. Malkov et al. // Materials and coatings in extreme conditions. A look into the future: In 3 t. - Vol. 2. Advanced production technologies /V.V. Skorokhod, N.A. Nikiforov, S.V. Resnik and others; ed. S.V. Reznik. M.: Publishing House of MSTU N.E.Bauman, 2002. -- P. 86 - 160.

5. Bogoljubov, V.S., Sirotkin, O.S., Golovkin, G.S. Tehnologija proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov, plastmass, stekla i keramiki. Mashinostroenie. Jenciklopedija. [Production technology of products from composite materials, plastic, glass and ceramics. Engineering Encyclopedia]. Moscow, Mashinostroenie, 2006, vol. III-6, 576 p.

6. Sirotkin O.S., Bogolyubov V.S., Malkov I.V., Tarasov Yu.M. The current state and development prospects of the technology of forming by winding articles from CM in high technology industries // Materials of the Twenty-Ninth International Conference "Composite Materials in Industry", June 1–5, 2009, Yalta, Crimea. - P. 542-545.

7. Korogodova I.V., Zdanevich V.V. Composite mesh constructions in modern aircraft industry //VI International Scientific and Practical Internet Conference "ALLIANCE OF SCIENCES: SCIENTIST - SCIENTIST" (February 25-26, 2011)

8. Rach, V.A., Mogil'nyj, G.A., Malkov, I. V. Sposob izgotovlenija slozhnoprofil'nyh izdelij iz kompozicionnyh materialov metodom nepreryvnoj namotki [A method of manufacturing complex profiles of composite materials by the method of continuous winding]. Patent RF, no. 2089444, 1997.

9. Marinin, V. I., Knjazev, D.N., Zhurihin S.M. Raschet seti namotki dlja slozhnoj poverhnosti [Calculation of the winding network for a complex surface]. Trudy IV Moskovskoj mezhdunarodnoj konferencii «Teorija i praktika tehnologii proizvodstva izdelij iz kompozicionnyh materialov i novyh metallicheskih splavov» [Proc. IVth Moscow Int. Conf. "Theory and practice of the production technology of products from composite materials and new metal alloys"]. Moscow, 2005. (In Russian).

Поступила в редакцию 26.06.2020, рассмотрена на редколлегии 30.06.2020.

Конструктивно-технологічні особливості хвостових балок сітчастого типу з полімерних композиційних матеріалів вертольотів транспортної категорії

Проведено аналіз конструктивно-технологічних особливостей конструкції хвостової балки (ХБ) вертольота з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ).

Виділено три конструктивно-технологічні концепції - полумонококова (підкріплена металева конструкція), монококова (тришарова конструкція) і конструкція сітчастого типу. Показано високу вагову і економічну ефективність сітчастих конструкцій, яка дозволяє застосовувати їх в аерокосмічній техніці. Оцінено фізико-механічні характеристики сітчастих структур і показано їх унікальність. Застосування сітчастих структур дозволяє знизити масу виробу в два і більше разів.

Визначено напружено-деформований стан (НДС) запропонованого варіанта конструкції хвостової балки. Проведено аналіз методів розрахунку характеристик загального НДС конічних сітчастих оболонок. Описано конструкцію хвостової балки, розроблено розрахункову схему хвостової балки гвинтокрилого апарата транспортної категорії. Створено кінцево-елементну модель за допомогою системи Siemens NX 7.5. Розрахунок напружено-деформованого стану (НДС) ХБ вертольота проведено на підставі розробленої конструктивної схеми за допомогою модуля Advanced Simulation системи Siemens NX 7.5. Визначено основні зони ймовірного втомного руйнування хвостових балок. Інженерний аналіз методом скінченних елементів дозволяє теоретично обґрунтувати проектні рішення.

Показано вплив на міцність конструкції ХБ типу технологічного процесу, вибраного для виробництва хвостової балки. Стабільність характеристик хвостової балки з ПКМ значною мірою залежить від того, наскільки її конструкція придатна до застосування механізованих і автоматизованих виробничих процесів.

Запропоновано спосіб виготовлення хвостової балки вертольота з ПКМ методом автоматизованого намотування. Показано варіант комп'ютерного моделювання хвостової балки сітчастої конструкції з ПКМ.

Технологія автоматизованого намотування може бути рекомендована для реалізації в конструкції композитної хвостової балки вертольота Мі-2 та Мі-8.

Ключові слова: вертольот, хвостова балка, сітчаста конструкція, полімерні композиційні матеріали, напружено-деформований стан, автоматизація, технологічний процес, конструктивно-технологічні рішення, метод намотування.

Design and technological features tail beams mesh type polymer composite materials of transport category helicopters

The analysis of the design and technological features of the tail boom (TB) of a helicopter made of polymer composite materials (PCM) is carried out.

Three structural and technological concepts are distinguished - semi-monocoque (reinforced metal structure), monocoque (three-layer structure) and mesh-type structure. The high weight and economic efficiency of mesh structures is shown, which allows them to be used in aerospace engineering. The physicomaterial characteristics of the network structures are estimated and their uniqueness is shown. The use of mesh structures can reduce the weight of the product by a factor of two or more.

The stress-strain state (SSS) of the proposed tail boom design is determined. The analysis of methods for calculating the characteristics of the total SSS of conical mesh shells is carried out. The design of the tail boom is presented, the design diagram of the tail boom of the transport category rotorcraft is developed. A finite element model was created using the Siemens NX 7.5 system. The calculation of the stress-strain state (SSS) of the HC of the helicopter was carried out on the basis of the developed structural scheme using the Advanced Simulation module of the Siemens NX 7.5 system. The main zones of probable fatigue failure of tail booms are determined. Finite Element Analysis (FEA) provides a theoretical basis for design decisions.

Shown is the effect of the type of technological process selected for the production of the tail boom on the strength of the HB structure. The stability of the

characteristics of the PCM tail boom largely depends on the extent to which its design is suitable for the use of mechanized and automated production processes.

A method for the manufacture of a helicopter tail boom from PCM by the automated winding method is proposed. A variant of computer modeling of the tail boom of a mesh structure made of PCM is shown.

The automated winding technology can be recommended for implementation in the design of the composite tail boom of the Mi-2 and Mi-8 helicopters.

Keywords: helicopter, tail beam, reticulated construction, polymer composite materials, stress-strain state, automation, technological process, structural and technological solutions, winding method.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, профессор, зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: agrebenikov@khai.edu

Малков Игорь Владиславович – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: i.malkov@khai.edu

Москаленко Николай Иванович – главный конструктор, начальник управления по разработке и модификации вертолетной техники ОКБ «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

Урбанович Владимир Антонович - доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: urb_vl@ukr.net

Колодийчик Дмитрий Сергеевич - магистрант каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

About the Authors:

Grebenikov Alexander – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Dep. No. 103 “Aircraft and Helicopter Design”, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine, e-mail: agrebenikov@khai.edu

Urbanovich Vladimir – Associate Professor, Dep. No. 103 “Aircraft and Helicopter Design”, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine, e-mail: urb_vl@ukr.net

Malkov Igor – Doctor of Technical Sciences, Professor, Dep. No. 103 “Aircraft and Helicopter Design”, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine, e-mail: i.malkov@khai.edu

Moskalenko Nikolay – General Designer, Head of Department for Development and Modification of Helicopter Equipment, Motor Sich Design Bureau, Zaporozhye, Ukraine.

Kolodiychik Dmitry – Master, Dep. No. 103 “Aircraft and Helicopter Design”, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine.