

Краткое описание выполненной работы

Ключевой проблемой при проектировании авиационной техники является снижение массы и себестоимости конструкции. Повышение весовой эффективности авиационной техники связано с увеличением применения композиционных материалов в их конструкции и сокращении количества механических соединений за счет повышения интегральности данных конструкций.

Большинство существующих композитных агрегатов имеют конструктивно-силовую схему типа «черный алюминий» с членением, характерным для металлических конструкций и использованием традиционных приемов сборки с помощью механического или клее-механического крепежа. Такой подход не всегда целесообразен ввиду особенностей композиционного материала, в частности, значительной анизотропии механических свойств, влияния низкой межслоевой прочности при восприятии изгибающих моментов в поперечном сечении конструкции, влияния концентраторов напряжений от локальных вырезов и отверстий под крепежные элементы, что вызывает необходимость усиления конструкции в данных местах и приводит к снижению общей весовой эффективности.

Наиболее перспективным путем преодоления недостатков сборных конструкций является разработка композитных агрегатов с высокой степенью интегральности, которые изготавливаются за один технологический переход и объединяют в себе несколько конструктивных элементов, например, силовой набор, обшивки, узлы навески. Изготовить такие конструкции обычными способами сложно и дорого.

Поэтому актуальной задачей является разработка новых методов проектирования, конструктивно-технологических подходов для изготовления интегральных композитных конструкций и создание научно обоснованных методик их моделирования, расчета и проектирования.

Новые подходы позволят реализовать конструкции с более высокими механическими характеристиками, сократить число сборочных операций и повысить точность изготовления. Кроме того, использование новых методов создания преформ, имеющих армирование в трансверсальном направлении по отношению к основным слоям, позволяет значительно повысить межслоевую прочность материала и обеспечить более высокий ресурс и живучесть конструкции.

Следуя актуальным мировым тенденциям по заказу ФГУП «ЦАГИ» и ЗАО «АэроКомпозит» коллективом Центра композитных технологий КНИТУ-КАИ и кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов СГАУ в течение нескольких лет велись научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по разработкам технологии изготовления элемента механизации крыла из композиционных материалов. Работы по созданию новых конструктивно-технологических схем велись в ЦКТ КНИТУ-КАИ под руководством Халиулина Валентина Илдаровича, а работы по проектированию и оптимизации конструкции с использованием оригинальных методов велись в СГАУ под руководством Комарова Валерия Андреевича. Цель данных работ – создать конструктивно-технологические решения элемента механизации крыла многостеночной конструкции с высокой степенью интегральности.

Первыми образцами элементов механизации крыла стали многостеночные разъемные конструкции, изготовленные методом автоклавного формования (рисунок 1). Данные конструкции имели силовой набор, интегрированный с одной из обшивок, и требовали присоединения второй обшивки. Недостатки таких конструкций – низкая степень интегральности и точность.

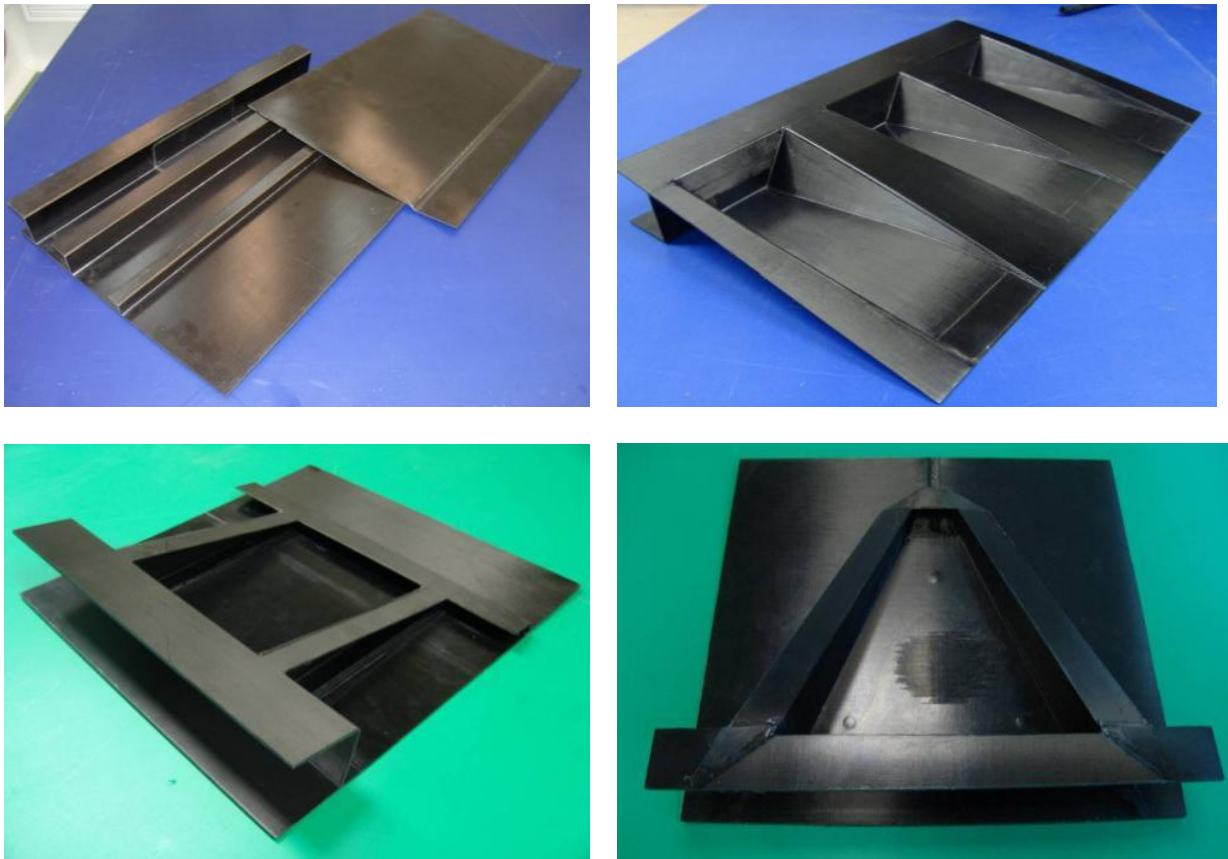


Рисунок 1 - Многостеночные разъемные конструкции

На следующем этапе работ была создана интегральная конструкция с треугольными каналами, показанная на рисунке 2. Данная конструкция имеет высокую степень интегральности (формование обшивки и силового набора происходит одновременно, дальнейшие сборочные операции не требуются), но низкую технологичность изготовления. Метод формования – автоклавный.

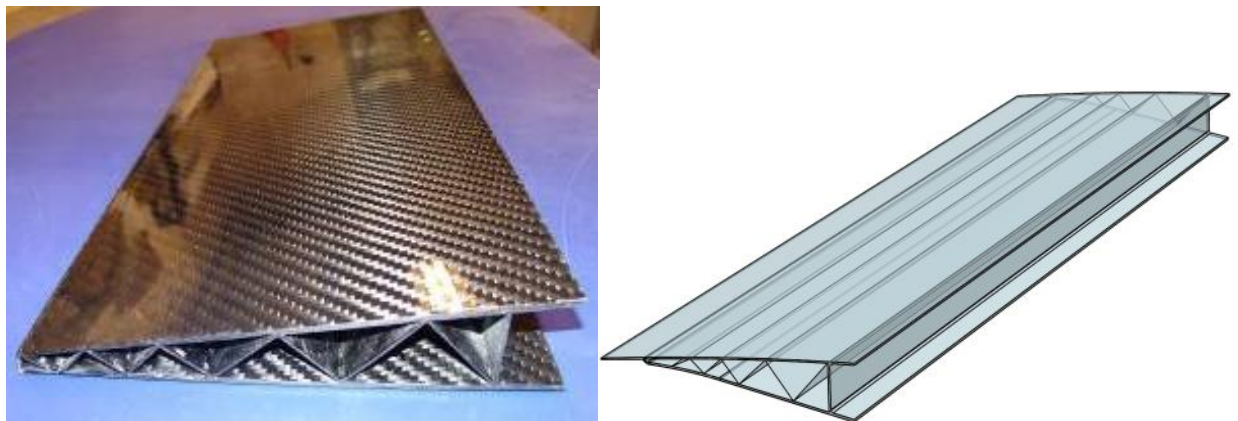


Рисунок 2 - Интегральная конструкция с треугольными каналами

Следующим шагом в рамках данных работ стало использование трансферных методов формования (RTM, Infusion) для изготовления многостеночных конструкций. На рисунке 3 показана модель конструкции и конструкция, изготовленная из КМ методом RTM. По сравнению с предыдущими конструкциями технологичность данной конструкции выше.

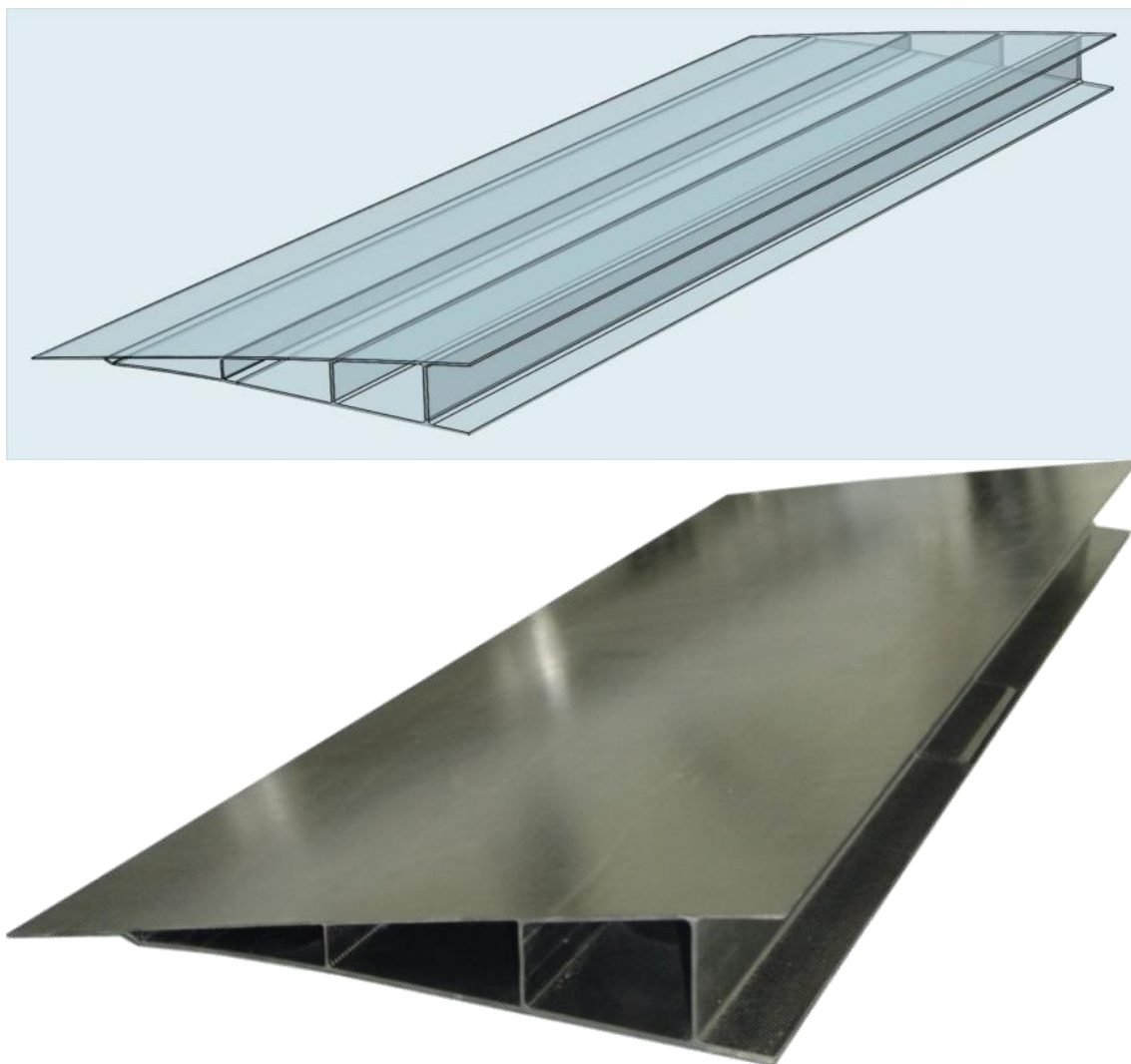


Рисунок 3– Многостеночная интегральная конструкция, изготовленная методом RTM

На следующем этапе работ была поставлена задача создания элемента механизации крыла из композиционных материалов с узлом навески и привода. Встал вопрос о том, каким образом выполнить соединение традиционного металлического узла навески и привода и элемента механизации крыла из КМ. В итоге было принято решение использовать в конструкции металлические закладные элементы (рисунок 4). Недостатком такой технологии стала низкая прочность в зоне «металл-композит».

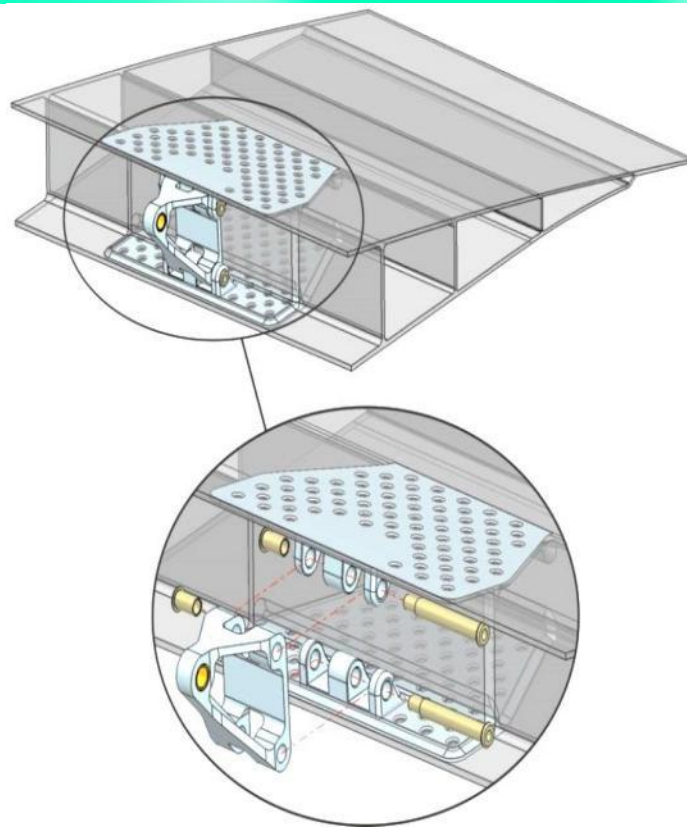
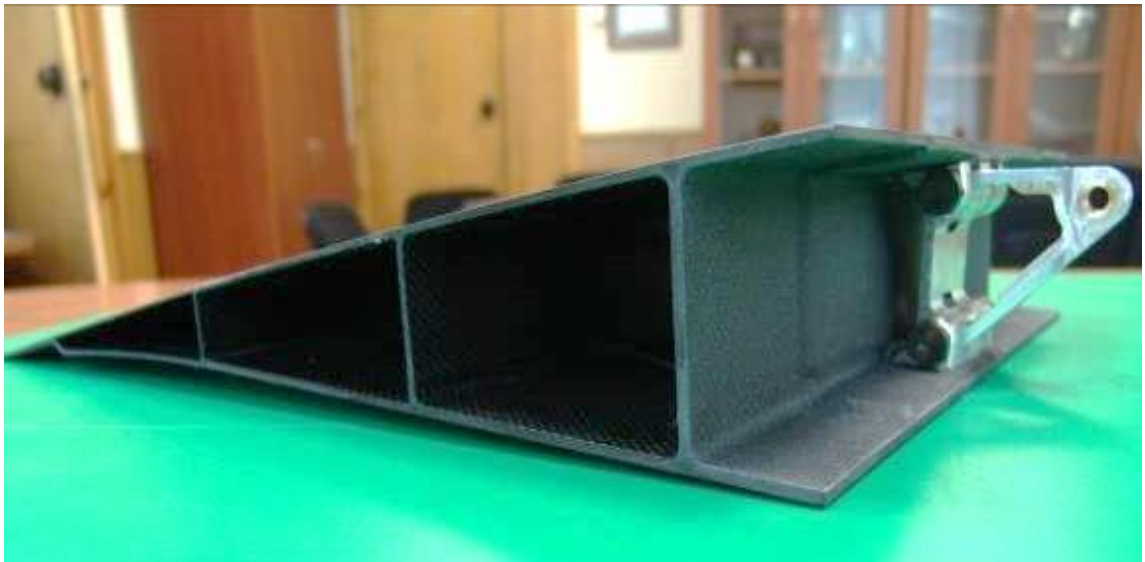


Рисунок 4 – Конструкция с металлическими закладными элементами

С целью повышения степени интегральности элемента механизации крыла и устранения недостатка, связанного с зоной «металл-композит», следующая конструкция имела интегрированный узел навески и привода и КМ (рисунок 5). Данная конструкция также была изготовлена методом RTM. Ее недостаток – неоптимальная конструктивно-силовая схема.

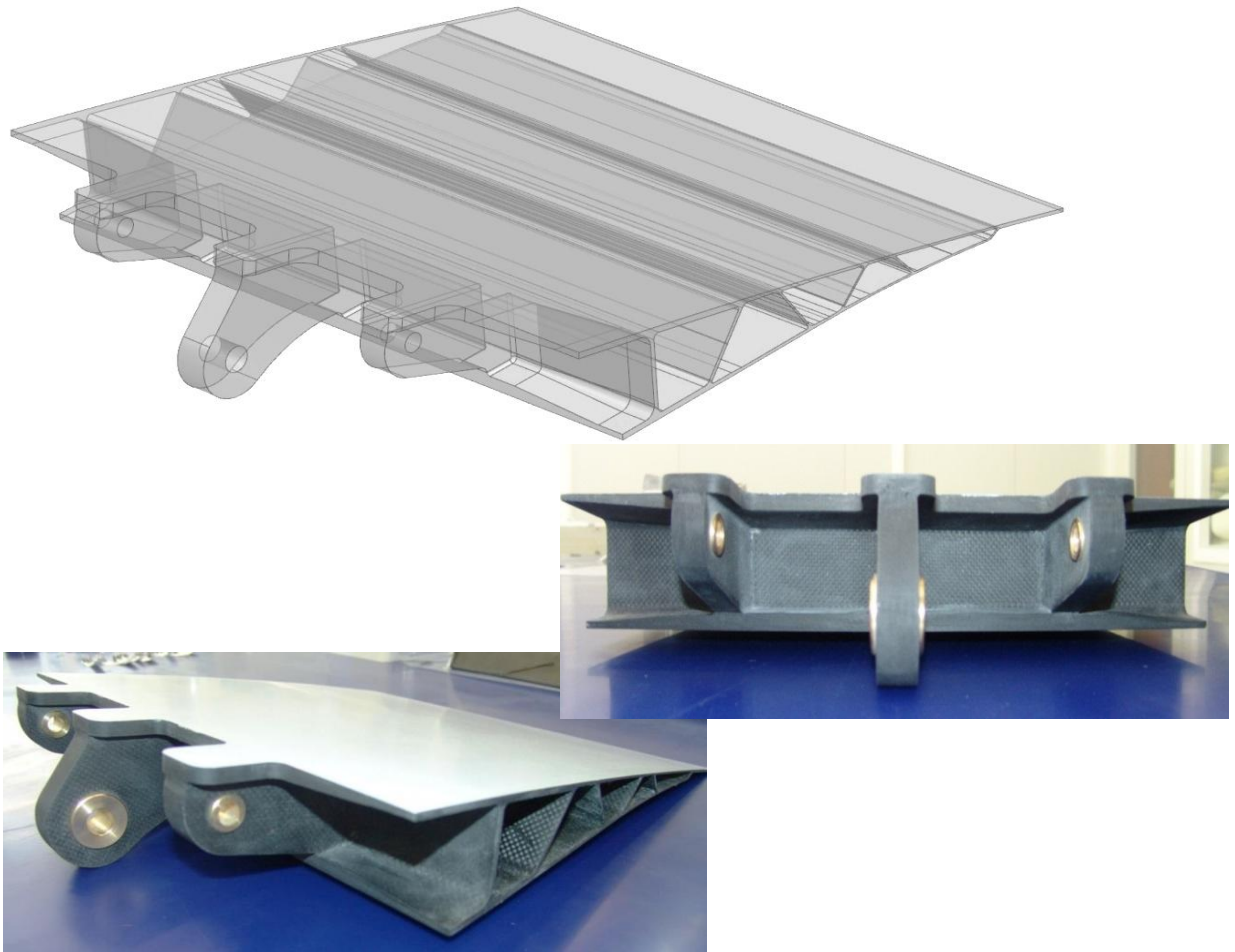


Рисунок 5 – Конструкция с интегрированным симметричным узлом навески и привода из КМ

На следующем этапе работ была создана конструкция с интегрированным узлом навески и привода и оптимизированной стеночно-нервюрной конструкцией (рисунок 6). Недостатком данной конструкции стала низкая межслоевая прочность в зоне узла навески и привода.

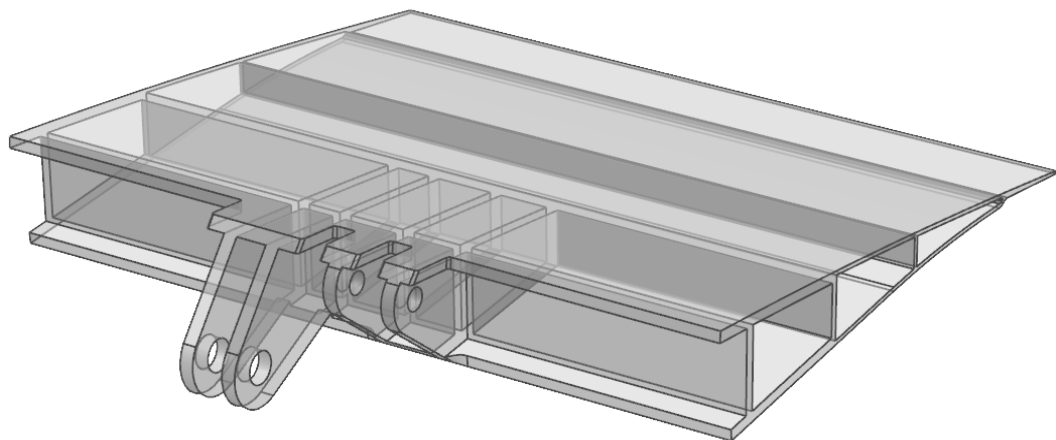
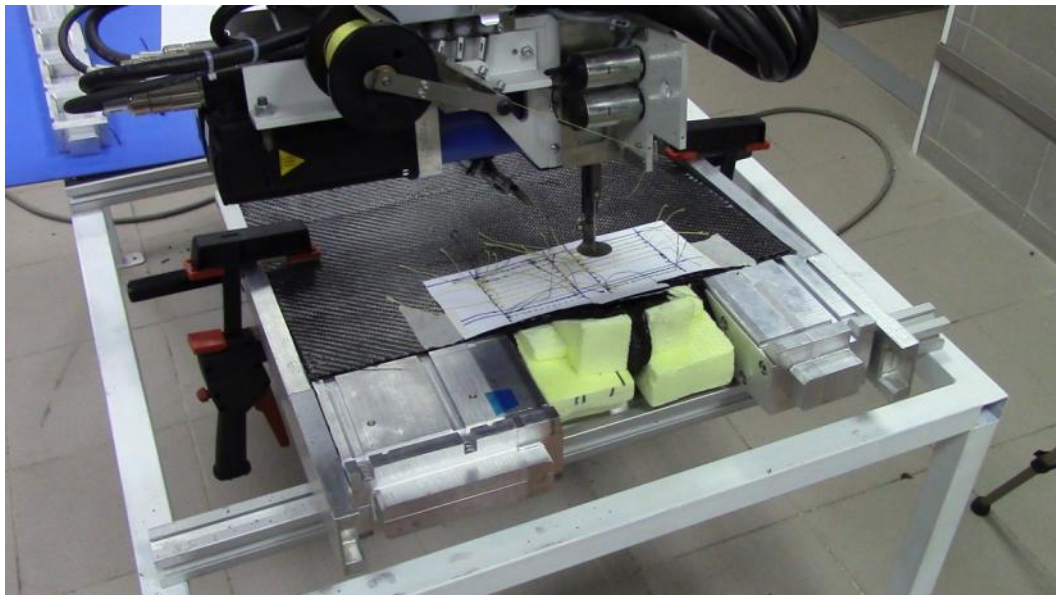


Рисунок 6 - Конструкция с интегрированным несимметричным узлом навески и привода из КМ



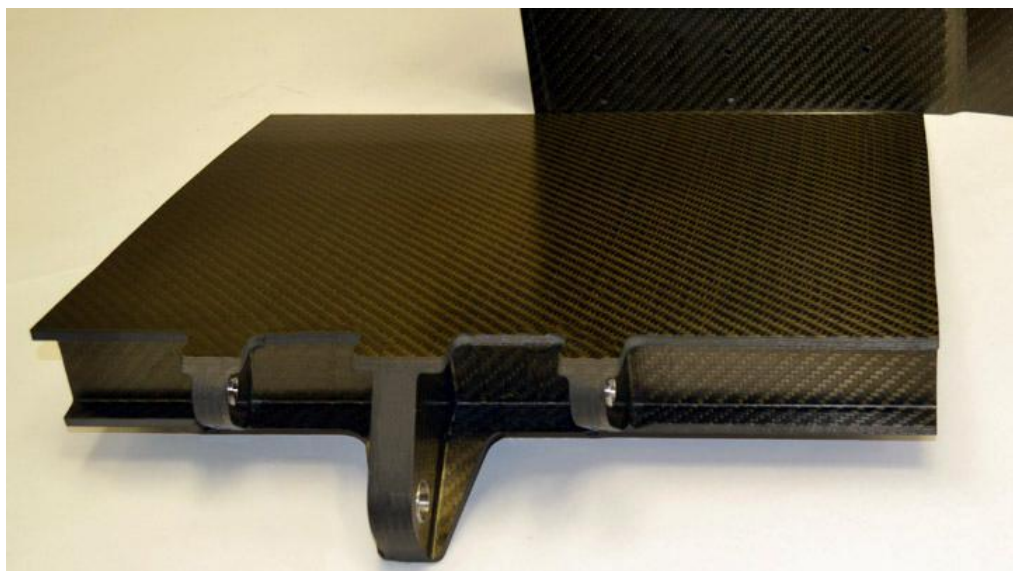
Рисунок 6(продолжение) - Конструкция с интегрированным несимметричным узлом навески и привода из КМ

Последней разработкой в области создания элемента механизации крыла многостеночной конструкции с высокой степенью интегральности стал фрагмент воздушного тормоза, показанный на рисунке 7. Преформа воздушного тормоза была создана методом укладки сухой ткани с применением технологии радиального плетения, которая использовалась для изготовления субпреформ трубчатого типа с разной плотностью укладки материала на оправку. В наиболее нагруженных зонах, примыкающих к узлам навески и привода, выполнено поперечное армирование по технологии трансверсальной прошивки («тафтинг»). Стеночно-нервюрная конструкция имеет замкнутые полости, ограниченные стенками, нервюрами и обшивками. Форма этих полостей образована вкладышами из материала ROHACELL®.



a

a – процесс трансверсальной прошивки фрагмента конструкции; *b* – готовая конструкция
 Рисунок 7 – Многостеночная конструкция с высокой степенью интегральности из КМ с интегрированным узлом навески и привода



б

a – процесс трансверсальной прошивки фрагмента конструкции; *б* – готовая конструкция
Рисунок 7 (продолжение) – Многослойная конструкция с высокой степенью интегральности из КМ с интегрированным узлом навески и привода