

УДК. 629.73

## **Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов**

**Ендогур А.И.<sup>1\*</sup>, Кравцов В.А.<sup>2\*\*</sup>, Солошенко В.Н.<sup>1\*\*\*</sup>**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*<sup>2</sup>Компания «Сухой», ул. Поликарпова, 23 б, Москва, 123007, Россия*

*\*e-mail: endogur@yandex.ru*

*\*\*e-mail: vakravtsov@yandex.ru*

*\*\*\*e-mail: vladimir.soloshenko@gmail.com*

### **Аннотация**

Изложены принципы рационального проектирования конструкций с применением композиционных материалов (КМ), основанные на учете особенностей конструирования стыковых соединений. Проанализировано распределение локальных напряжений в зоне установки болтовых соединений при растяжении и сжатии (смятии) КМ. Сформулирован принцип преимущественного влияния на весовую эффективность применения КМ в конструкциях массы стыковых соединений. Сформулирован принцип обязательного согласования КСС агрегата и возможностей способа изготовления конструкции из КМ. Сформулирован принцип необходимости согласования допусков на посадочные размеры соединяемых деталей

**Ключевые слова:** композиционный материал, рациональная конструкция, технология, агрегат

### **Введение**

В большинстве работ, посвященных проектированию конструкций с применением композиционных материалов (КМ), отмечается, что КМ является новым материалом для создания рациональных конструкций. При

этом почему-то забывается, что КМ был один из двух материалов, которые превратили обезьяну в человека. Материал этот – древесина (палка).

Древесина – волокнистый композиционный материал, применяемый для многих изделий. Широкое применение древесины на заре цивилизации связано с тем, что древесина легко обрабатывается методами дробления и расщепления. Эти формы разрушения – межслоевой срез (сдвиг) и расслаивание (неравномерный отрыв волокон друг от друга) и сегодня являются наиболее опасными для конструкций из КМ, потому что прочность связи между отдельными волокнами в КМ значительно ниже прочности волокон КМ. Учет напряжений межволоконного (межслоевого) среза и разрыва актуален как для регулярной зоны конструкции из КМ, так и, особенно, для мест стыков (нерегулярной зоны).

### **Весовая эффективность применения КМ в конструкциях**

Целесообразность применения КМ в конструкциях обусловлена высокой удельной прочностью КМ (отношение максимальных разрушающих напряжений к массовой плотности материала). Удельная прочность пакета современного КМ, состоящего из слоев с различными направлениями волокон, значительно превосходит прочность конструкционных сплавов на основе алюминия и титана. Однако, значение максимальной прочности у КМ справедливо только для растяжения КМ с волокнами, расположенными вдоль действующей силы (направление  $0^\circ$ ). При нагружении КМ с другими направлениями волокон и, особенно в зонах стыков, характеристики КМ значительно меньше. Снижение общих характеристик прочности обусловлено тем, что перераспределение нагрузок между основными силовыми элементами КМ – волокнами материала – происходит через отрыв и срез связующего, имеющего невысокие механические характеристики. При разрушении связующего нарушается целостность КМ и его общие характеристики прочности резко уменьшаются.

Проектирование нерегулярных зон конструкции из КМ (в зонах размещения крепежных элементов) требует особого внимания. В этих зонах, где в условиях нелинейного распределения жесткостей в сечениях материала появляются локальные сосредоточенные статически неопределимые силы, оценка напряженно деформированного состояния (НДС) материала значительно осложняется. Композиционные материалы, в отличие от металлических, работают, в основном, в упругой зоне деформаций – у них отсутствует пластическая податливость материала, сглаживающая концентрацию напряжений в зоне установки крепежных элементов. К тому же, при всех случаях нагружения КМ (растяжение-сжатие, сдвиг, изгиб и кручение), в зонах присоединения КМ к смежной конструкции появляются опасные местные действующие или реактивные напряжения сжатия (смятия) КМ.

Если металлические конструкции в зонах стыков могут нагружаться до средних напряжений, соизмеримых с пределом прочности материала, то допустимые средние напряжения в зонах стыков КМ, как правило, в 4-8 раз меньше допустимых напряжений в регулярных зонах конструкции. Наличие зон соединений (нерегулярных зон) в конструкциях неизбежно, поэтому общая весовая эффективность применения КМ снижается соответственно падению прочности материала в нерегулярных зонах. Если бы силовые авиационные конструкции из КМ состояли только из регулярных зон, то они могли бы быть (пропорционально отношению удельной прочности КМ к металлам) легче металлических конструкций в 2-4 раза. При наличии стыков КМ, суммарный выигрыш массы конкретного узла конструкции или агрегата в целом уменьшается до значения, в среднем, 20-30%.

На рис. 1 показано рассчитанное методом конечных элементов распределение напряжений при растяжении образца из КМ с отверстием. Видно, что максимальные локальные напряжения на контуре отверстия в несколько раз превышают напряжения в регулярной зоне.

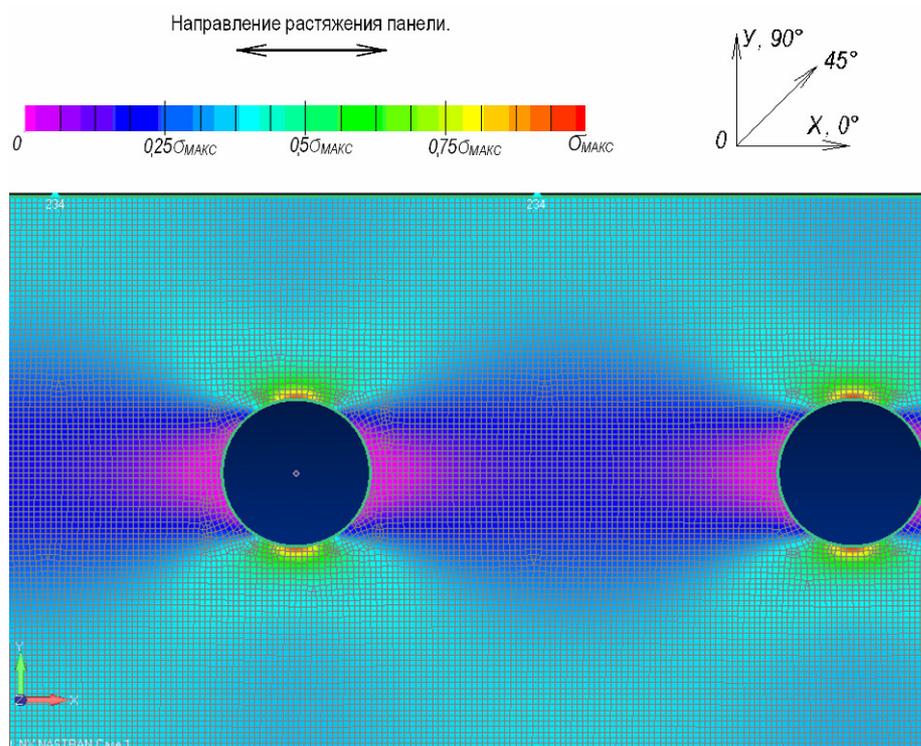


Рис. 1. Распределение напряжений в КМ при растяжении образца с отверстиями (без установки крепежного элемента)

На рис. 2 Показано распределение напряжений в образце при наличии крепежного элемента. Видны напряжения сжатия КМ и местные контактные напряжения межволоконного разрыва, достигающие максимальных значений в зоне смятия под крепежным элементом.

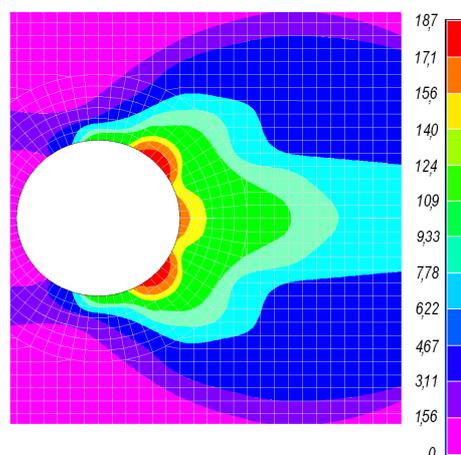


Рис. 2. Распределение напряжений в зоне смятия КМ под крепежным элементом

Общих теоретических методик расчета локальных напряжений в КМ при нагружении крепежных соединений пока не создано из-за многократной статической неопределенности системы. Каждое ОКБ решает проблему выбора конструкции соединения, типа крепежных элементов, их диаметров и способов их установки на основе практического опыта, оценочных расчетов и предположений. Для оптимизации и подтверждения принятых решений проводятся масштабные обширные испытания как конструктивно-подобных

образцов с различными вариантами соединений, так и изготовленных экспериментальных агрегатов с последующим созданием цифровых моделей НДС для каждой конкретной конструкции.

Таким образом, первый принцип проектирования конструкций из КМ: *весовую эффективность и надежность конструкции в целом определяет рациональность конструирования стыковых зон соединений со смежной конструкцией*. Следовательно, при проектировании конструкций с применением КМ, главное внимание следует уделять конструкции нерегулярных зон (соединений).

### **Согласование КСС агрегата и технологии изготовления**

Очень часто желание быстро реализовать конструктивно-технологические преимущества применения КМ в конструкции самолета приводит к тому, что существующую серийную, традиционную металлическую конструкцию, например, органов механизации крыла (элеронов, закрылков, щитков или интерцепторов) с уже имеющимися на крыле узлами крепления, пытаются заменить на новую конструкцию из КМ, изготовленную по новой перспективной технологии изготовления (например, РТМ, когда связующее внедряется в сухие слои волокон под внешним давлением). При этом не учитывается, что для имеющейся конкретной конструктивно-силовой схемы (КСС) агрегата новая технология изготовления конструкции с применением КМ может быть нерациональной. Для получения наиболее рациональной конструкции агрегата из КМ необходимо либо применение другого технологического способа изготовления, либо изменение конструктивно-силовой схемы агрегата, например, другого расположения узлов крепления.

В качестве примера на рис. 3, а показана типовая конструкция органа механизации с центральным приводом, представляющая собой в плане трапецию, нагруженную по поверхности аэродинамическим давлением. В точках крепления узлов подвески 1, 2 и привода 3, создающего шарнирный

момент  $M_{ш}$  (рис. 3, б), устанавливаются силовые нервюры для восприятия действующих сил  $P_{аэр}$  и реакций  $R$ , возникающих при отклонении механизации. На рис. 3, б представлены типовые эпюры распределения по длине агрегата перерезывающей силы, изгибающего и крутящего моментов. Видно, что максимальные значения перерезывающей силы  $Q$ , изгибающего момента  $M$  и крутящего момента  $M_{кр}$  приходятся на сечение в точке 3, где находится привод и требуется установить силовую нервюру для восприятия момента и сосредоточенной перерезывающей силы.

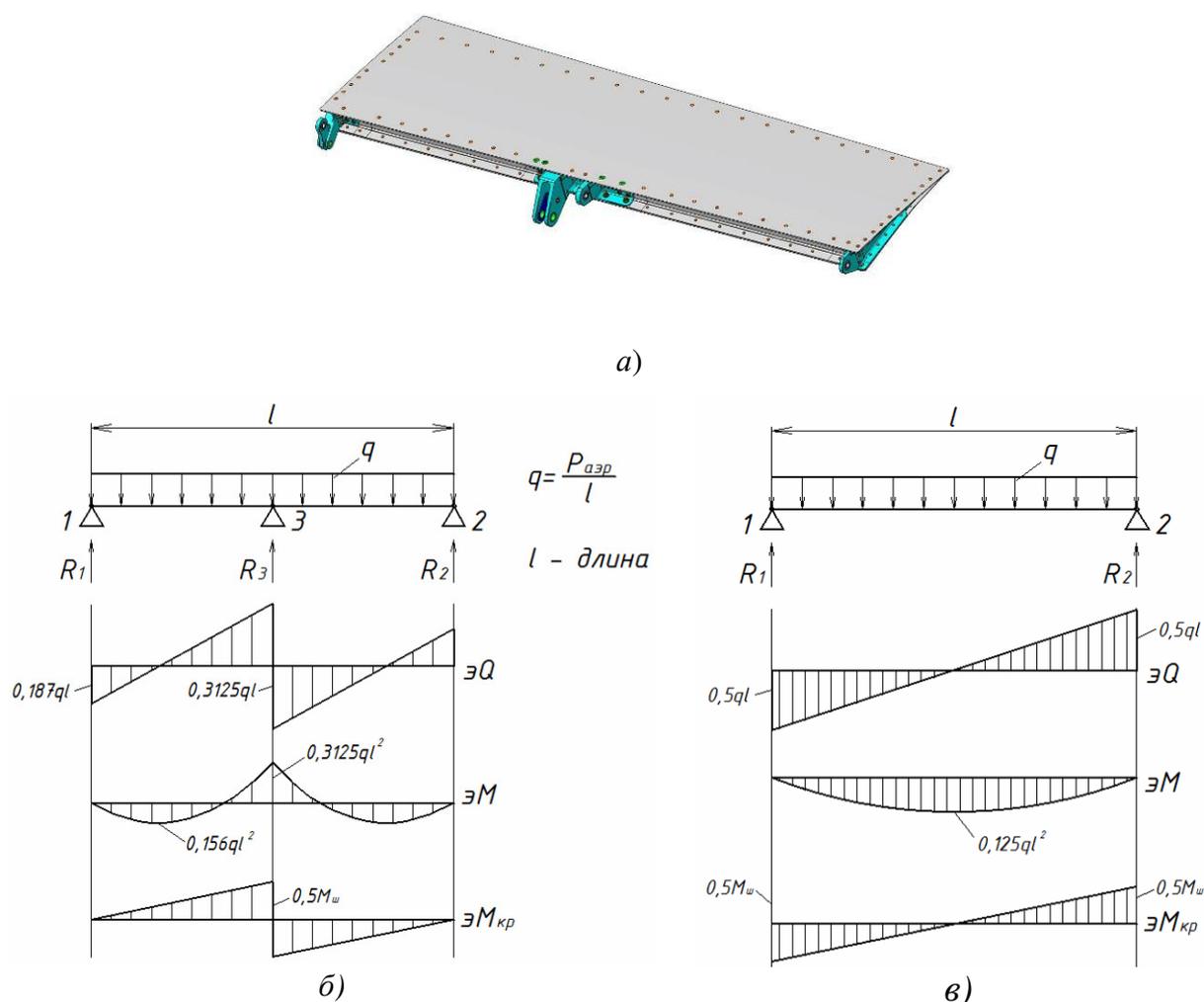


Рис. 3. Типовая конструкция органа механизации:

а– общий вид конструкции с центральным приводом; б– распределение нагрузок при размещении привода в точке 3; в– распределение нагрузок при размещении приводов в точках 1 и 2

На рис. 3, в показана схема нагружения агрегата при установке двух приводов (с шарнирными моментами  $M_{ш}/2$ ) в точках подвески интерцептора 1 и 2. Видно, что в этом варианте нагрузки по длине агрегата распределены

более равномерно. Преимуществом этого варианта является также и то, что число силовых нервюр уменьшается, так как бортовые силовые нервюры узлов подвески и приводов совмещаются.

В настоящее время наиболее распространены два технологических способа изготовления подобных конструкций:

*Способ первый* (традиционный). Пакеты обшивок из разнонаправленных слоев препрега КМ (смоченные связующим волокна) и расположенный между ними сотовый наполнитель, выкладываются на технологическую оснастку. Во внутренней полости создается вакуум, а в автоклаве – внешнее давление на поверхность детали. При этом обшивки прижимаются к сотовому наполнителю, а пакет КМ уплотняется. Силовые нервюры и лонжерон могут быть поставлены внутри конструкции при общей сборке. Последующая полимеризация связующего создает единую конструкцию. При этом способе плотность пакета КМ максимальная.

В конструкции, показанной на рис. 4, а, изгибающие моменты воспринимаются поясами силовых элементов и усиленной обшивкой, а перерезывающие силы – стенками силового каркаса и сотовым наполнителем. Роль силовой нервюры в месте установки привода могут также выполнять усиленная обшивка и сотовый наполнитель.

*Способ второй* (технология РТМ). Наружная поверхность детали из КМ образуется технологической оснасткой. Внутренние однонаправленные замкнутые полости заполняются удаляемыми технологическими оправками. Связующее *внедряется* (диффузия) внутрь пакета слоев КМ (рис. 4, б) *под давлением*. Для этого автоклав не нужен. Требуется компрессор для создания давления и связующее с уменьшенной вязкостью. Допуски на толщину полимеризованного пакета и плотность КМ в этом случае менее стабильны, чем в первом случае, поскольку давление раздвигает слои волокон КМ, а технологическая оснастка, фиксирующая внешние и внутренние обводы, не обладает абсолютной жесткостью. Силовую нервюру узла подвески и привода 3 вставить внутрь интегральной конструкции КМ в этом случае при

изготовлении невозможно, отдельно изготовленные узлы крепления присоединяются к детали из КМ (рис. 4, б).

Примечание: Существует также вариант внедрения связующего созданием вакуума внутри пакета сухих волокон (инфузия). Однако, как правило, при сложной конфигурации сечения детали из КМ добиться равномерного допуска на толщину пакета сложно.

Рассмотрим примеры выполнения типовой конструкции секции механизации крыла с центральным приводом (рис. 3, а) при изготовлении по двум технологиям: традиционной технологии – рис. 4, а и технологии РТМ – рис. 4, б.

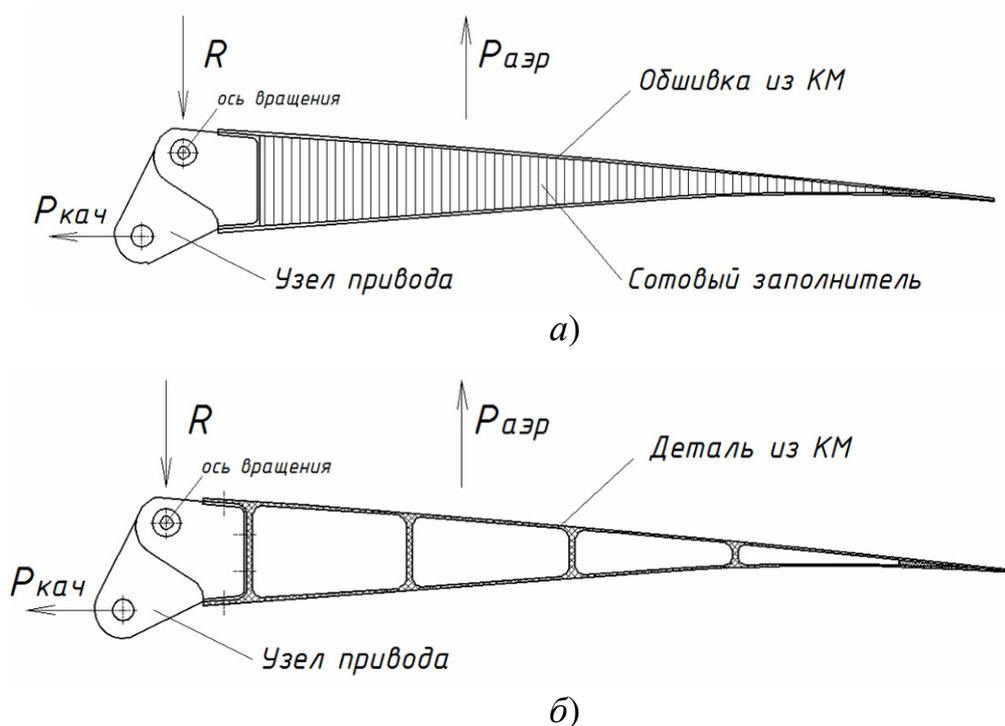


Рис. 4. Сечение типовой конструкции, изготовленной различными технологическими способами

На рис 5 показано распределение деформации (прогибов) конструкции при нагружении согласно рис. 3, б. Видно, что вследствие отсутствия силовой нервюры, при одинаковых обшивках из КМ и одинаковой массе конструкции суммарные прогибы при изготовлении по технологии РТМ (рис. 5, б) больше, чем при изготовлении при первом, традиционном способе (рис. 5, а). Следовательно, конструкция, выполненная по традиционной технологии более жесткая.

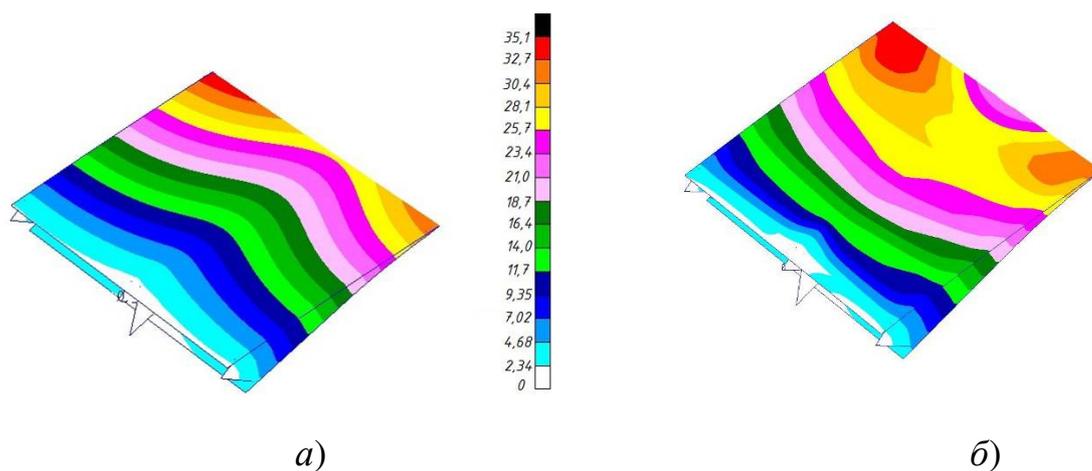


Рис. 5. Перемещения конструкции, мм:  
*a* – традиционная с сотовым заполнителем;  
*б* – с продольными стенками (технология РТМ)

На рис. 6 показано распределение действующих напряжений сдвига от кручения в обшивках конструкции. Видно, что при изготовлении по технологии РТМ (рис. 6, *б*) больше участков обшивок, где напряжения выше, чем у конструкции, изготовленной по традиционной технологии (рис. 6, *а*), следовательно, для создания одинаковой прочности конструкции, у варианта, приведенного на рис. 6, *б*, больше должна быть и толщина обшивок.

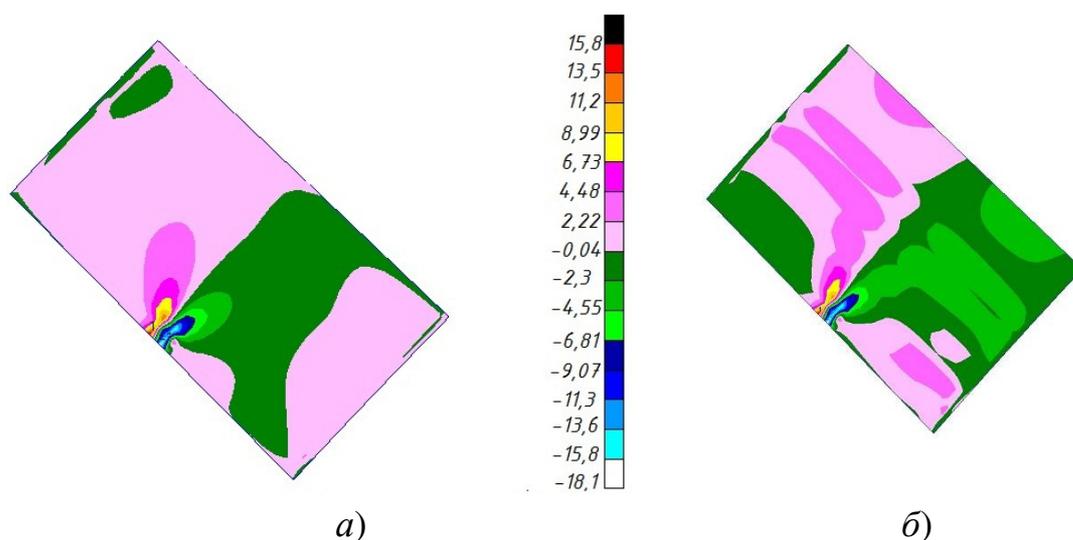


Рис. 6. Сравнение потоков касательных напряжений в обшивках, кгс/мм:  
*a* – вариант с сотовым заполнителем; *б* – вариант РТМ

В целом, в случае центрального привода при одинаковых нагрузках и допустимых напряжениях в КМ масса конструкции, выполненной по традиционной технологии будет меньше, а жесткость больше.

При использовании технологии РТМ более рациональна конструкция секции механизации с двумя приводами на бортовых нервюрах (схема нагружения – рис. 3, в). При этом сечение конструкции, показанное на рис. 4, б, хорошо работает на продольный изгиб и кручение. В этом случае можно получить конструкцию, имеющую меньшую массу, чем конструкция секции механизации с сотовым наполнителем при изготовлении по традиционной технологии.

Отсюда следует второй принцип: *конструктивно-силовая схема конструкции с применением КМ (наличие поперечных и продольных силовых элементов, их соединение между собой) должна соответствовать возможностям технологического способа изготовления конструкции или, наоборот – технология изготовления деталей из КМ должна соответствовать заданной КСС агрегата самолета.*

### **Согласование допусков на размеры стыкуемых деталей**

Независимо от способов изготовления агрегата при необходимости соединения детали из КМ с механически обработанной деталью, например, с кронштейном навески, необходимо учитывать согласование допусков стыкуемых деталей.

После фрезерования стыковочный размер  $A_k$  кронштейна привода будет иметь допуски, соответствующие квалитетам  $h8$  или  $h9$  (рис. 7). В тоже время стыковочный размер  $A_{км}$  детали из КМ после изготовления будет иметь свободный допуск, соответствующий технологическому способу изготовления композиционной детали. Наличие увеличенных зазоров между конструкцией из КМ и металлической деталью присоединяемого узла, без которых невозможно собрать конструкцию, может значительно повлиять на

прочность болтовых или заклепочных соединений, а также и на надежность конструкции в целом.

В то же время, механическая обработка места стыковочного размера  $A_{\text{КМ}}$  в детали из КМ до получения соответствующих кронштейну допусков  $h8$  или  $h9$ , вызовет повреждение волокон слоев КМ и появление локальной концентрации напряжений, что приведет к возможному уменьшению надежности, а также к увеличению массы конструкции из-за необходимости дополнительного увеличения толщин КМ в местах обработки.

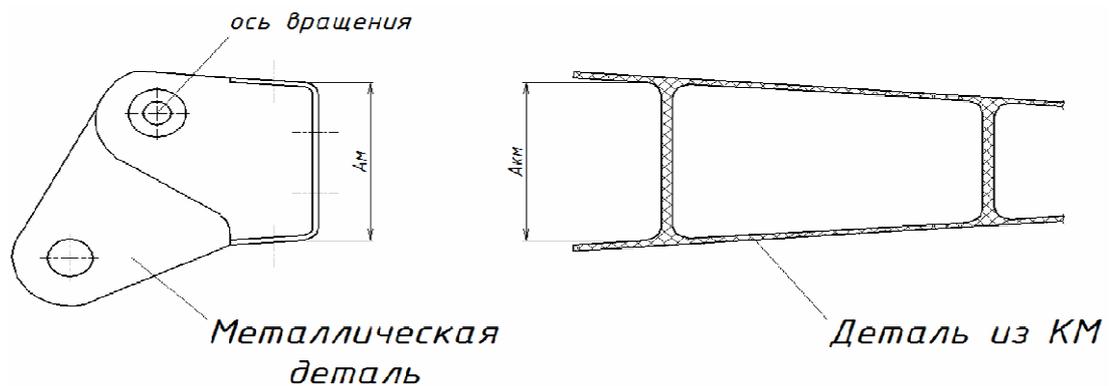


Рис. 7. Согласование допусков при установке кронштейна

Отсюда вытекает третий принцип: *при необходимости присоединения металлических деталей к конструкции из КМ, требуется согласование допусков на посадочные размеры соединяемой металлической детали и детали из КМ.*

Если в каком либо случае согласование допусков деталей трудно выполнимо, то необходимо менять либо конструкцию металлических деталей (например, вводить компенсатор), либо технологию изготовления общей конструкции для согласования стыкуемых размеров (например, применять совместную технологию изготовления конструкции из металла и КМ).

## Выводы

1. Весовую эффективность применения КМ в авиационных конструкциях в значительной степени определяет рациональность проектирования стыковых зон.

2. Для получения рациональной конструкции с применением КМ необходимо взаимное согласование технологического способа изготовления и требуемой конструктивно-силовой схемы агрегата.
3. При соединении металлических деталей и деталей из КМ необходимо возможными технологическими или конструкторскими способами согласовывать допуски на посадочные размеры стыкуемых деталей.

### **Библиографический список**

1. Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов. Учеб. Пособие /Васильев В.В., Добряков А.А., Молодцов Г.А., Царахов Ю.С. – М.: МАИ, 1985. С.218.
2. Ендогур А.И. Конструкция самолетов. Конструирование агрегатов планера: Учебник. – М.:Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. – 496 с.:ил.