

ОБОСНОВАНИЕ И АПРОБАЦИЯ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОДАТЛИВОСТИ КРЕПЕЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СОЕДИНЕНИЯХ КОМПОЗИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ

В нашей работе [1] сформулированы основные требования к системе экспериментального обеспечения и проверки проектных решений агрегатов самолета из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с механическими соединениями деталей, а в статье [2] выполнены обзор и анализ состояния этой проблемы. Отмечено, что немаловажным аспектом при расчете композитных механических соединений является обеспечение достоверности оценки податливости крепежных элементов (КЭ) – величины деформации на единицу нагрузки (обратная величина жесткости). В связи с этим ниже проведены обоснование и апробация методики определения податливости крепежных элементов в соединениях композитных деталей.

Из приведенной в [1] информации, касающейся работ, в которых вскрыты и проанализированы вопросы влияния податливости КЭ на несущую способность соединений [3 – 12], следует, что большинство исследований ориентируется на повышение точности оценки податливости и выявление существенных факторов, которые влияют на ее величину. Расчет податливости одного и того же крепежного элемента по различным зависимостям приводит к изменениям их средних значений. Кроме того, формулы расчета податливости связей носят эмпирический или полуэмпирический характер, и необходимые калибрующие коэффициенты получены в результате обработки экспериментальных данных.

Согласно теории моделирования объектов в состав параметров, описывающих объект при его моделировании, принимают только те, которые существенны и контролируемые (измеряемые и изменяемые) в заданных условиях. Таким образом, теоретически возможны такие условия, при которых податливость связей может оказаться несущественной либо неизмеримой с требуемой точностью (ограничение по измерительной аппаратуре). Для оценки степени влияния податливости связи на напряженно-деформированное состояние соединения были проведены параметрические исследования с использованием одномерной модели механического соединения (рис. 1).

Исследования проводились при следующих условиях:

– параметры соединяемых деталей и крепежных элементов вдоль стыка постоянны;

– в качестве контрольного (измеряемого) параметра использовано отношение уровня нагрузки на первый крепежный элемент (первый ряд крепежных элементов) при равномерном ее распределении вдоль стыка к нагрузке на первый крепежный элемент при расчете по одномерной

модели [3], в которой учитывается неравномерность распределения усилий вдоль стыка \bar{Q} . В этом случае коэффициент нагружения \bar{Q} становится характеристикой соединения;

– в качестве изменяемых параметров использованы: количество рядов крепежных элементов n , отношение податливости крепежного элемента к податливости первой детали \bar{P} , отношение жесткостей первой и второй деталей. Использование безразмерных параметров позволило обеспечить общность анализа результатов при минимальных затратах времени. Теоретически применение безразмерных параметров обеспечено линейностью самой модели соединения;

– количество рядов крепежных элементов изменялось в пределах от 3 до 40 (за пределами этого диапазона значений результаты стабилизируются);

– отношение податливостей крепежного элемента и детали определяется формулой

$$\bar{P} = \frac{PE\delta}{t}, \quad (1)$$

где P – податливость крепежного элемента (в данном исследовании изменялась в пределах от 10^{-3} до 10^{-8} мм/Н); E – модуль упругости первой детали вдоль стыка (в исследовании принято $E=100$ ГПа); δ – толщина первой детали (было принято $\delta=5$ мм); b – ширина стыка (задано $b=20$ мм); t – шаг расстановки крепежных элементов вдоль стыка ($t=50$ мм).

Применение формулы (1) позволило обеспечить безразмерность коэффициента \bar{P} за счет учета основных геометрических параметров соединяемой детали, которые обеспечивают формирование ее податливости. С учетом всех перечисленных значений параметр \bar{P} в исследовании изменялся в пределах от 0,002 до 200;

– отношение жесткостей первой и второй деталей изменялось в пределах от 1/5 до 5/1, что позволяет охватить весь диапазон соотношений жесткостей соединяемых на практике деталей.

Исследования показали, что изменение соотношения жесткостей соединяемых деталей практически не влияет на качественный характер распределения кривых зависимости нагружения первого ряда от количества рядов и коэффициента \bar{P} (рис. 2). Ввиду этого факта нет необходимости рассматривать для анализа все варианты соотношения жесткостей соединяемых деталей, а достаточно рассмотреть вариант равной жесткости (рис. 2).

Анализ представительных вариантов соединения (рассмотрена серия образцов с соединением деталей равной жесткости) показал, что во всем пространстве исследования можно выделить четыре основные области (рис. 2).

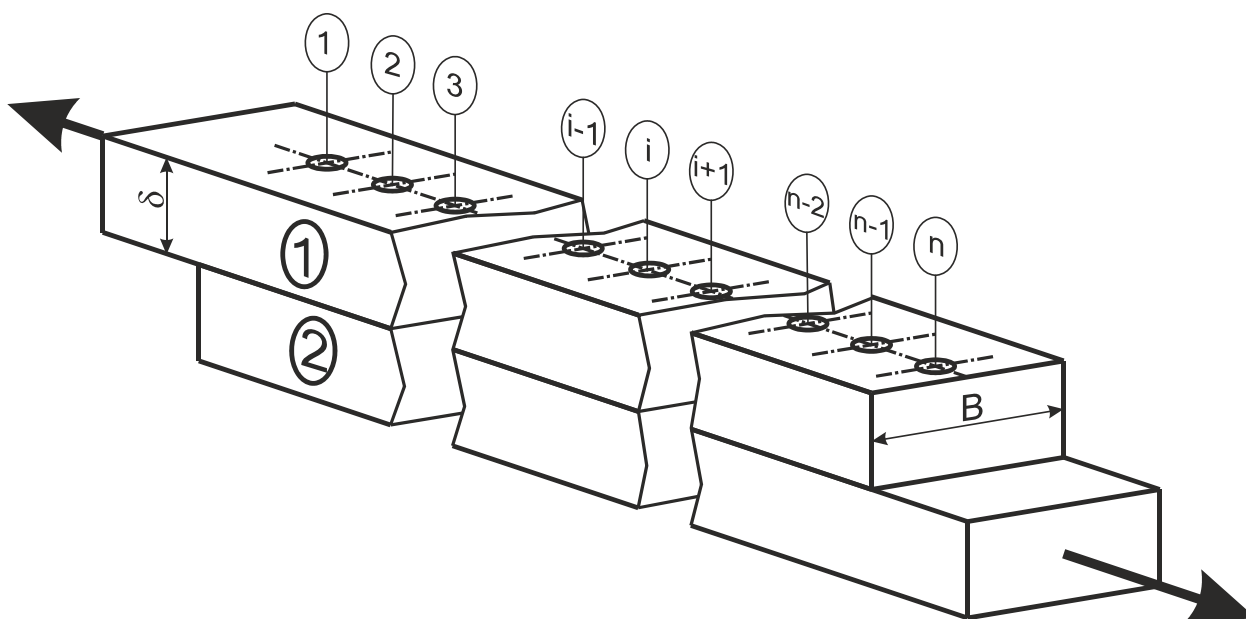


Рисунок 1 – Модель механического соединения

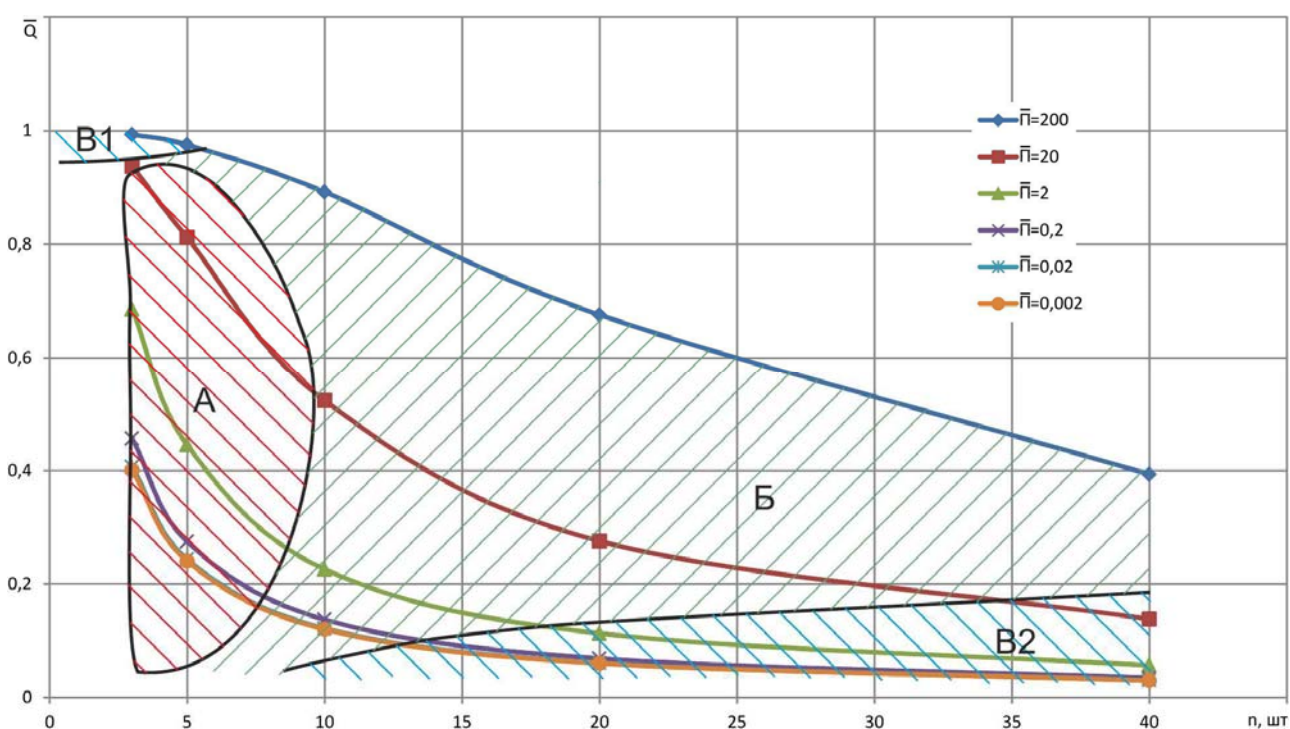


Рисунок 2 – Зависимость относительной несущей способности соединения от параметров его элементов

Область «А» характеризуется высокой степенью зависимости качества расчета соединения от качества оценки податливости силовых связей. В этом случае необходимо экспериментально подтверждать результаты расчета. Следует отметить, что необходимость в экспериментальной оценке растет в направлении сверху вниз в пределах этой области.

Область «Б» характеризуется умеренной степенью зависимости качества расчета соединения от оценки податливости силовых связей. В этом случае для получения приемлемой в инженерной практике точности расчета достаточно воспользоваться известными формулами оценки податливости крепежных элементов. Чувствительность результатов расчета в зависимости от выбора формулы податливости снижается в направлении слева направо в пределах области «Б».

Области «В1» и «В2» характеризуются практически полной независимостью результатов расчета соединения от выбора модели силовой связи. Причины проявления этого явления для каждой области различны. В пределах области «В1» распределение нагрузки по рядам близко к равномерному. В пределах области «В2» возникает центральная, практически ненагруженная зона (неравномерность распределения нагрузки по рядам максимальная). В принципе, в случае попадания в указанные области можно использовать упрощенный подход к расчету, например равномерное распределение с умножением на поправочные коэффициенты. Для области «В1» достаточно использовать коэффициент 1,1, а для области «В2» – от 6 до 20 (увеличение коэффициента наблюдается при переходе от 40-рядного соединения к 10-рядному).

На основании полученных результатов был сделан вывод, что искать единую форму записи податливости связи нет смысла, так как для обеспечения инженерных расчетов в зависимости от исходных условий требования к точности оценки податливости различны. В практическом плане данный вывод означает необходимость проведения оценки податливости крепежного элемента в несколько этапов.

На первом этапе необходимо воспользоваться результатами испытаний на оценку податливости силовой точки [3] или, по крайней мере, воспользоваться одной из выбранных зависимостей [10] для вычисления податливости крепежных элементов.

На втором этапе следует провести оценку чувствительности решений к точности оценки податливости, для чего необходимо определить \bar{P} и рассчитать \bar{Q} для трех контрольных значений количества рядов и построить график на поле областей чувствительности (см. рис. 2).

На третьем этапе для той части кривой, что не попадает в область «А», можно проводить основные расчеты соединения. Для той части кривой, которая попала в область «А» необходимо проводить поверку соединения [3 – 4] или использовать более сложные модели податливости связи [7 – 9].

Для практической отработки процедуры оценки податливости было решено поставить эксперименты по определению податливости крепежного элемента, а также провести ее расчет по известным формулам [10] и на основании полученных данных сделать выводы о точности оценки податливости крепежного элемента.

При выборе схемы испытания было учтено, что в большинстве случаев [8 – 9] исследователи придерживались симметричных вариантов схем (рис. 3).

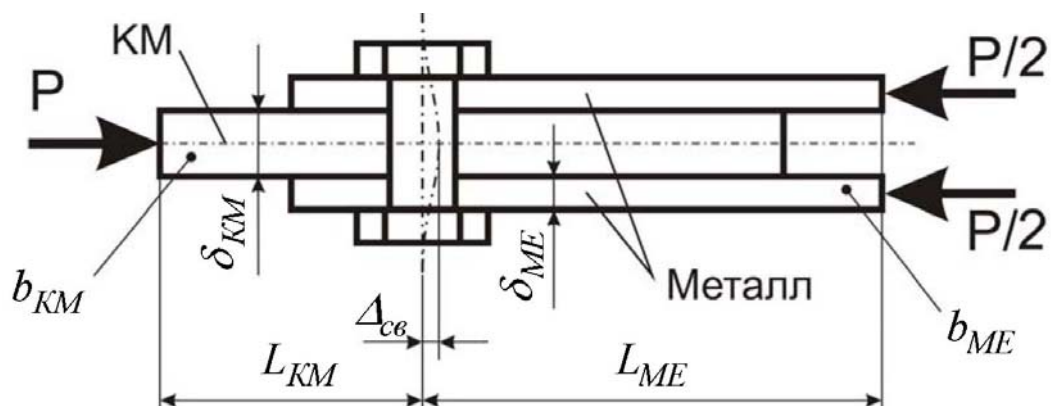


Рисунок 3 – Модель для оценки податливости

В этом случае появляется возможность не использовать никаких навесных устройств, фиксирующих взаимное перемещение реперных точек или сечений, а достаточно штатного измерителя перемещений. Кроме того, использование симметричного образца позволяет обеспечить самоуравновешивание изгибающих моментов, что устраняет необходимость в жестком закреплении концов деталей. Это позволит существенно уменьшить размеры используемых в образце соединяемых деталей и упростить оснастку (рис. 4).

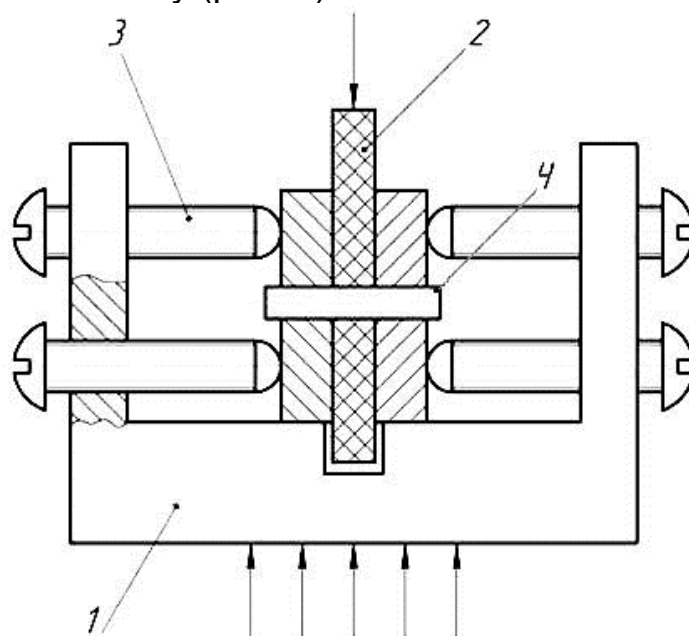


Рисунок 4 – Вариант образца с оснасткой:

1 – опора; 2 – образец; 3 – центрирующие упоры; 4 – крепежный элемент

Для проведения экспериментов выбраны следующие параметры материалов соединяемых деталей образца:

– композитная деталь состоит из пакетов препрега ЭЛУР-008 П/5-211-БН структуры: $[0^{\circ}_{0,5}; \pm 45^{\circ}_{0,4}; 90^{\circ}_{0,1}]$ равномерного распределения по пакету. Расчетное значение модуля упругости такого пакета $E_{KM} = 80,105$ ГПа;

– для металлических деталей (накладок) выбрано два материала – алюминиевый сплав ($E_{ME} = 70$ ГПа), нержавеющая хромо-никелевая сталь 1X18Н9Т ($E_{ME} = 190$ ГПа).

В качестве крепежного элемента использованы болты из стали 30ХГСА ($E_B = 200$ ГПа) различных диаметров.

Расчет податливости проводили по формуле:

$$P_{cp} = \frac{\Delta}{P} = \frac{L_{ME}}{2\delta_{ME}b_{ME}E_{ME}} + \frac{L_{KM}}{\delta_{KM}b_{KM}E_{KM}}, \quad (2)$$

где P, Δ – усилие и соответствующее ему перемещение подвижной траверсы; E_{ME}, E_{KM} – модуль упругости материалов металлической и композитной деталей; $L_{ME}, \delta_{ME}, b_{ME}, L_{KM}, \delta_{KM}, b_{KM}$ – геометрические параметры металлической и композитной деталей (см. рис. 3).

Чтобы уменьшить расход композиционного материала было решено деталь изготавливать сразу под два эксперимента (рис. 5).

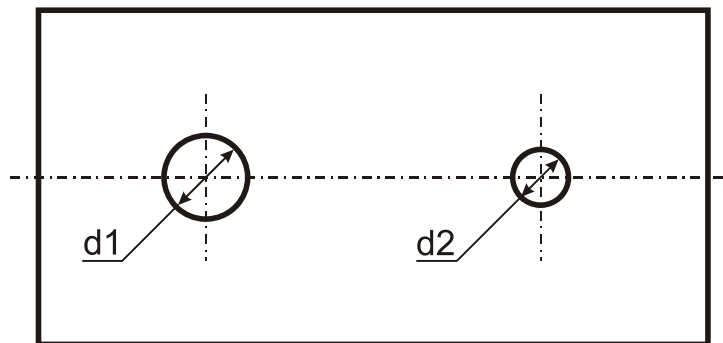


Рисунок 5 – Композитная деталь образца для испытаний на податливость

Схема эксперимента (см. рис. 3) в некоторой степени не совпадает с моделью соединения (см. рис. 1), так как контрольная длина деталей в первом случае (L_{ME} и L_{KM}) может не совпадать, а во втором – строго совпадает. Таким образом, при расчете податливости деталей необходимо учитывать их геометрические особенности:

$$\Pi_{KM} = \frac{L_{KM}}{E_{KM} \delta_{KM} b_{KM}}; \quad \Pi_{ME} = \frac{L_{ME}}{E_{ME} \delta_{ME} b_{ME}}. \quad (3)$$

С другой стороны, результаты анализа чувствительности соединения (см. рис. 2) приведены для случая равной жесткости соединяемых деталей, поэтому корректней было бы экспериментально обеспечить именно такой вариант стыка. С этой целью был проведен отбор заготовок деталей, имеющих в наличии.

Анализ параметров композитных деталей показал, что с высокой степенью точности их можно разделить на две представительные группы – из пакета в восемьдесят слоев и из пакета в сорок слоев. Средняя податливость по группам композитных деталей первой группы составляла $\Pi_{KM} = 7,835 \cdot 10^{-7}$ мм/Н, а второй – $\Pi_{KM} = 1,35 \cdot 10^{-6}$ мм/Н. Анализ параметров металлических деталей показал, что для корректного анализа следовало использовать деталь из нержавеющей стали с параметрами, приведенными в табл. 1., в паре с композитными деталями из пакета в восемьдесят слоев с параметрами, приведенными в табл. 2.

Таблица 1 – Параметры стальных деталей

Диаметр отверстия d , мм	Толщина δ_{ME} , мм	Ширина b_{ME} , мм	Полная длина L , мм	Расстояние от опоры до болта L_{ME} , мм	Податливость детали Π_{ME} , мм/Н	Средняя податливость деталей $\Pi_{\overline{ME}}$, мм/Н
8,00	4,98	49,99	75,85	60,54	$1,2799 \cdot 10^{-6}$	$1,2683 \cdot 10^{-6}$
6,00				59,44	$1,2567 \cdot 10^{-6}$	

Таблица 2 – Параметры композитных деталей образца из пакета в 80 слоев

Номер образца	Диаметр отверстия d , мм	Толщина δ_{ME} , мм	Ширина b_{ME} , мм	Полная длина L , мм	Расстояние от опоры до болта L_{ME} , мм	Податливость детали Π_{ME} , мм/Н	Средняя податливость деталей $\Pi_{\overline{ME}}$, мм/Н
1	8,00	7,13	49,97	89,90	23,47	$8,223 \cdot 10^{-7}$	$7,835 \cdot 10^{-7}$
	6,00				22,79	$7,985 \cdot 10^{-7}$	
2	8,00	7,59	49,95	89,91	23,77	$7,827 \cdot 10^{-7}$	
	6,00				22,55	$7,425 \cdot 10^{-7}$	
3	8,00	7,49	49,87	89,93	23,25	$7,77 \cdot 10^{-7}$	
	6,00				22,88	$7,647 \cdot 10^{-7}$	
4	8,00	7,46	49,89	90,20	23,33	$7,825 \cdot 10^{-7}$	
	6,00				23,19	$7,778 \cdot 10^{-7}$	
5	8,00	7,07	49,96	89,88	22,43	$7,927 \cdot 10^{-7}$	
	6,00				23,51	$8,309 \cdot 10^{-7}$	
6	8,00	7,57	49,97	90,10	22,94	$7,571 \cdot 10^{-7}$	
	6,00				23,42	$7,729 \cdot 10^{-7}$	

Теоретическая оценка податливости силовой связи была проведена по формуле Douglas [10]

$$P^D = \frac{5}{d_b E_b} + 0,8 \left(\frac{1}{E_{KM} \delta_{KM}} + \frac{1}{E_{ME} \delta_{ME}} \right), \quad (4)$$

где d_b , E_b – диаметр и модуль упругости болта.

Согласно конфигурации выбранных деталей были проведены испытания образцов с крепежными элементами диаметром 6 и 8 мм. Результаты испытаний и обработка по формуле (2), а также результаты оценки по формуле (4) приведены в табл. 3.

Таблица 3 – Результаты экспериментов

Диаметр отверстия d , мм	Величина перемещения траверсы Δ , мм	Показания силомера P , Н	Податливость связи по (2) $P_{св}$, мм/Н	Податливость связи по (4) $P_{св}^D$, мм/Н
6	0,51	4740	$6,689 \cdot 10^{-5}$	$8,03 \cdot 10^{-6}$
8	0,17	2220	$7,496 \cdot 10^{-5}$	$6,98 \cdot 10^{-6}$

Оценка относительной податливости связи по формуле (1) показала, что для практического результата $\bar{P} = 85 \dots 96$, а для теоретического – $\bar{P} = 9 \dots 10$. В обоих случаях при количестве рядов до 5 разница в несущей способности составляет до 15%. Это позволяет использовать данные без коррекции. Для использования в соединениях с большим количеством рядов желательно провести уточнение данных и скорректировать исходную формулу.

Таким образом, разработанная методика может быть использована для оптимизации расчетов многорядных соединений в направлении обеспечения отношения точности расчета и приемлемых затрат на ее обеспечение.

В заключение отметим, что проведенное выше обоснование методики определения податливости крепежных элементов в соединениях композитных деталей в совокупности с ранее полученными нами результатами по установлению прочности ПКМ в механических соединениях на смятие, разрыв, срез, межслойный сдвиг, а также коэффициент концентрации напряжений у отверстия [2, 13 – 17] практически полностью решают сформулированную в [1] проблему экспериментальной поддержки и обеспечения принятия проектных решений при формировании надежных стыков деталей агрегатов отечественных самолетов.

Выводы

1. Проведены исследования по определению основных параметров элементов соединения как факторов, влияющих на требования к точности оценки податливости связи. При этом обнаружено различное влияние количества рядов на оценку максимальных усилий в соединении, а также влияние на это отношение податливости связи к податливости детали.

2. Построено поле возможных состояний соединения (рис. 2), в пределах которых условно выделены области: «А» – высокой чувствительности к точности оценки параметров элементов соединения, которая требует экспериментального подтверждения и более точных моделей; «Б» – средней чувствительности соединения к точности оценки параметров его элементов, что позволит применять известные зависимости; «В» – область низкой чувствительности, в пределах которой можно использовать упрощенные модели.

3. В ходе апробации разработанной модели были проведены испытания в целях получения оценки податливости силовой связи, а также выполнен расчет контрольного варианта по формуле Douglas. Контрольный вариант выбран по принципу равенства податливостей соединяемых деталей. Таковым оказался образец, который собран из композитного пакета в 80 слоев и двух накладок из 1X18H9T толщиной 3,98 мм. Эти детали были соединены стальными болтами диаметром 6 и 8 мм. Полученные экспериментально значения податливости связи в 9...10 раз отличаются от расчетных значений в большую сторону. Численно отношение податливости связи к податливости детали для экспериментальных данных составляет 85...96, а для расчетных - 9...10. Это свидетельствует о нахождении соединения в переходной зоне от «А» до «Б», что требует уточнения параметров связей.

Список использованных источников

1. Бычков, С.А. О дифференциации комплексной проблемы создания отечественных самолетов транспортной категории: составляющая экспериментальной поддержки принятия проектных решений [Текст] / С.А. Бычков, А.З. Двейрин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (79).– Х., 2014. – С. 7 – 18.

2. Двейрин, А.З. Обзор и анализ состояния проблемы расчетно-экспериментального обеспечения проектирования агрегатов самолета из полимерных композитов с механическими соединениями деталей [Текст] / А.З. Двейрин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 66. – Х.: ХАИ, 2014. – С. 5 – 19.

3. Карпов, Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов [Текст] / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 359 с.
4. Кривенда, С.П. Вплив податливості з'єднувального шару на напружено-деформований стан з'єднання [Текст] / С.П. Кривенда, І.М. Тараненко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(58). – Х., 2009. – С. 25 – 31.
5. Контактное взаимодействие шарнирного металлокомпозитного соединения при наличии трещиноподобных дефектов [Текст] / О.С. Сироткин, Г.П. Зайцев, К.В. Кайков и др. // Механика композиционных материалов. – 1987. – № 1. – С. 100 – 104.
6. Механіка руйнування і міцність матеріалів: довід. посіб. / за заг. ред. В.В. Панасюка. Т. 9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій [Текст] / О.П. Осташ, В.М. Федірко, В.М. Учанін, С.А. Бичков та ін. – Л.: Вид-во «Сполом», 2007. – 1068 с.
7. Разработка теории и методов инженерных расчетов на прочность поперечных стыков авиаконструкций: науч.-техн. отчет / ЦАГИ – Шифр 018022 п.4; Инв. №3047. – М., 1982. – 75 с.
8. Barrois W. Stresses and displacements due to load transfer by fasteners in structural assemblies // Eng. Fract. Mech. – 1978. - Vol. 10. - №1. – P. 115 – 176.
9. Barrois W. The strength of structures and the applications of the fracture mechanics // Engineering Fracture Mechanics. – 1978. – Vol. 10. – P.109 – 175.
10. Berechnung von Bolzenverbindungen in CFK / S. Postupka, A. Kuhwed, F.J. Arends, J.A. Worobjow / Proceedings of Sixth International Conf. «New leading-edge technologies in machine building». – V. 6. – Rybachie (Ukraine). – 1977. – P. 181 – 185.
11. MIL-HDBK-17-1F Composite materials handbook, 2002.
12. MIL-HDBK-17-3F Composite materials handbook, 2002.
13. Слоистые конструкции из композиционных материалов и их соединения [Текст] / С.В. Воропаев, П.И. Горобец, А.З. Двейрин и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2009. - Вып. 43. – С. 37 – 46.
14. Система экспериментального обеспечения расчета на прочность механических соединений деталей из композитов [Текст] / Е.Т. Василевский, А.З. Двейрин, Я.С. Карпов и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. - Вып. 47. – С. 42 – 52.
15. Двейрин, А.З. Испытания на смятие слоистых пластиков [Текст] / А.З. Двейрин, С.П. Кривенда // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(65). – Х., 2011. – С. 20 – 28.

16. Двейрин, А.З. Прочность слоистых пластиков на срез [Текст] / А.З. Двейрин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(66). – Х., 2011. – С. 36 – 40.

17. Математическое моделирование прочности болтовых соединений композиционных материалов типа углепластиков [Текст] / С.Г. Радченко, С.Н. Лапач, А.З. Двейрин и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм ун-т «ХАИ», 2014. - Вып. 63. – С. 61 – 71.

Поступила в редакцию 01.12.2014.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*