

УДК 620.177

В.В. Автаев¹, Е.А. Котова¹, А.В. Гладких¹, А.С. Бойчук¹**ОСНАСТКА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ НА ИЗГИБ
КОНСТРУКТИВНО-ПОДОБНЫХ ОБРАЗЦОВ
СВАРНЫХ ГИБРИДНЫХ ПАНЕЛЕЙ КРЫЛА**

DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-9-83-91

Рассмотрены особенности различных способов статического нагружения конструктивно-подобных образцов сварных панелей крыла с гибридными накладками для определения их силовых характеристик. Определено, что на выбор оптимального способа нагружения влияют: необходимость в определении силовой устойчивости всего элемента конструкции или зоны гибридных элементов, уровень сдвиговых напряжений в конструкции, возможности испытательной техники и трудоемкость испытаний. Показано, что для исследования зоны гибридных накладок и основного материала панели, в том числе при определении качества и стабильности технологии их склеивания, предпочтительной схемой нагружения является изгиб.

Разработана оснастка в виде двух одинаковых опор и нагружающего наконечника со скругленными контактными поверхностями для испытаний на трехточечный изгиб конструктивно-подобных образцов сварной гибридной панели крыла с продольными стрингерами.

Ключевые слова: оснастка, испытание на изгиб, конструктивно-подобный образец, сварная гибридная панель крыла, силовые характеристики.

V.V. Avtaev¹, E.A. Kotova¹, A.V. Gladkikh¹, A.S. Boychuk¹**EQUIPMENT FOR BENDING TESTS CONSTRUCTIVE
AND SIMILAR SAMPLES WELDED HYBRID PANELS OF THE WING**

The article describes the various methods of static loading constructive-like specimen of a hybrid welded wing-skin panel for determining of strength characteristics. It is determined that selection of optimal loading method is influenced by the necessity of structure element resistance force determination or zone hybrid elements, the shear stress level in the design, test equipment and test complexity possible. It is shown that for the hybrid and welded panel zone investigation, including the quality and stability bonding technology determination, is preferred by bending loading scheme.

Testing equipment is proposed in the form of two identical supports and a loading tip with rounded contact surfaces for three-point bending test of constructive-like specimen of a hybrid welded wing-skin panel with longitudinal stringers.

Keywords: testing equipment, bending test, constructive-like specimen, hybrid welded wing-skin panel, strength characteristics.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials» State Research Center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

Введение

Повышение весовой эффективности и ресурса перспективных изделий авиационной техники невозможно без применения принципиально новых подходов к созданию элементов конструкции. Приоритетным направлением для решения данной задачи

является применение в конструкции планера материалов нового поколения с улучшенным комплексом свойств, а также прогрессивных методов соединения элементов, включая сварку трением с перемешиванием.

Анализ мировых тенденций показывает, что за рубежом активно ведутся работы в области создания гибридных конструкций крыла с компонентами на базе полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе углеродных армирующих наполнителей и алюминий-литиевых сплавов пониженной плотности. Однако внедрение материалов нового поколения, кроме получения определенных преимуществ в весовой эффективности, ведет к заметным изменениям в принципах и методах их эксплуатации в конструкциях. Кроме того, применение новых гибридных материалов в конструкциях авиационной техники ставит задачу накопления экспериментальных данных по их прочности [1–3].

Наряду с достоинствами гибридных материалов существует ряд проблем при контактном взаимодействии их компонентов. Известна проблема контакта ПКМ на основе углеродных армирующих наполнителей с алюминиевым сплавом, который образует коррозионную пару. Кроме того, недостатком таких гибридных материалов при силовом воздействии является проблема возникновения сдвиговых напряжений на границе разномодульных компонентов, что может явиться причиной преждевременного разрушения элемента конструкции. Это накладывает дополнительное условие контроля качества гибридных материалов, в большей степени определяемое технологией соединения гибридных накладок с металлическим материалом. При этом необходимо учитывать разницу в уровнях сдвиговых напряжений при испытаниях элементарных образцов гибридных материалов и при работе деталей в авиационной конструкции. Поэтому, в частности, для панелей крыла проводят испытания конструктивно-подобных образцов (КПО). В общем случае геометрическая форма КПО панели крыла представляет собой прямоугольный фрагмент панели с параллельными стрингерами Г-образного или таврового сечения (в количестве от двух до пяти). Увеличение жесткости и напряжения потери устойчивости КПО панели крыла будет реализовано при размещении гибридных накладок максимально удаленно от центра массы панели [4–6].

Известны способы нагружения панелей крыла согласно действию средних нормальных напряжений в конструкции [7]. Для имитации эксплуатационных нагрузок испытания КПО проводят с приложением нагрузок к торцам панели: нижние панели крыла нагружают по схеме растяжения с приложением циклических нагрузок, а верхние – по схеме сжатия с приложением монотонно возрастающей нагрузки до момента потери устойчивости панели. Однако такой способ испытания КПО гибридных панелей на сжатие сложно осуществлять из-за необходимости обеспечивать дополнительное подкрепление торцов в местах соединений гибридных накладок с основным материалом панели, проводить расчеты центра массы сечения с учетом разности в жесткости гибридных накладок и основного материала, а также использовать испытательные машины с большим усилием.

Для исследования зоны гибридных накладок и основного материала панели предпочтительной схемой нагружения КПО является изгиб, при котором наиболее сильно нагружаются поверхностные (относительно действия нагрузки) слои панели, на которых располагаются гибридные накладки. При этом возникающие напряжения при изгибе в местах крепления гибридных накладок рассчитываются известными из сопротивления материалов способами, а смена схемы нагружения с сжатия на изгиб позволяет снизить максимальные нагрузки при испытаниях конструктивно-подобного образца.

Известны стандартизированные способы испытаний на изгиб металлических и неметаллических образцов прямоугольного поперечного сечения (ГОСТ 25.604 [8], ГОСТ 14019 [9], ГОСТ 4648, ГОСТ 9454, ГОСТ 9550, ГОСТ 18228, ГОСТ 27208), для которых применяются стандартные приспособления (оснастка) в виде двух опор и нагружающего наконечника со скругленной контактной поверхностью. Размер оснастки для испытаний стандартных образцов не позволяет использовать ее для испытания КПО и фрагментов из него, в том числе его обшивочной части в виде листового образца основного материала, соединенного с гибридной накладкой, поскольку незначительная площадь контактной поверхности нагружающего наконечника и поверхности образца приведет к хрупкому разрушению гибридной накладки.

Увеличение размеров стандартных приспособлений в некоторых случаях может позволить провести испытание обшивочной части гибридной панели на трехточечный изгиб, однако сдвиговые напряжения, создаваемые в тонком сечении на границе гибридной накладки и основного материала, не адекватны напряжениям, создаваемым в образце сложного сечения (со стрингерами), что приводит к изменению напряженно-деформированного состояния зоны усиления с гибридными накладками и, как следствие, к необъективной оценке силовых характеристик КПО. Такие испытания могут быть рекомендованы только в качестве сравнительных при выборе гибридных материалов.

В настоящее время не выявлены приспособления, применяемые для испытания КПО панели крыла с гибридными накладками и стрингерами на трехточечный изгиб [10, 11]. Однако известны приспособления с прорезями для фиксации образца в опорах или в наконечнике (в зависимости от способа нагружения) для испытаний на изгиб образцов углепластика в форме балки Т-образного сечения [12]. Фиксирование образца позволяет повысить точность результатов испытания.

Задачи данной работы состояли в разработке и опробовании оснастки для испытаний КПО сварных гибридных панелей крыла со стрингерами на трехточечный изгиб, что позволит проводить сравнительный анализ эффективности применения различных конструктивных вариантов и контроль качества технологии изготовления панелей крыла с гибридными накладками. Оснастка в виде двух опор и нагружающего наконечника должна позволять фиксировать стрингеры и обеспечить устойчивость КПО сварной гибридной панели в процессе испытания, а также предотвращать возможность локального смятия и хрупкого разрушения гибридных накладок за счет снижения контактных напряжений, возникающих в образце при испытании.

Оснастку для испытаний на трехточечный изгиб конструктивно-подобных образцов сварной гибридной панели крыла с продольными стрингерами необходимо изготавливать из материала с твердостью >45 HRC, предпочтительно из высокопрочной стали.

Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 2. «Фундаментально-ориентированные исследования, квалификация материалов, неразрушающий контроль» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [13, 14].

Материалы и методы

Объектом исследований является КПО, который представляет собой фрагмент сварной гибридной панели крыла с толщиной сварного соединения 4 мм (технология сварки трения с перемешиванием), изготовленный из прессованного профиля сплава В-1469-Т1, с усиливающими накладками из ПКМ. Накладки состоят из слоев стеклопластика на основе клеевого препрега горячего отверждения КМКС-2м.120-Т64 для обеспечения защиты основного материала КПО от коррозии и усиливающих слоев углепластика ВКУ-30К.Р14535. Общий вид КПО гибридной панели крыла представлен

на рис. 1. КПО проектировали в качестве замены верхней панели центроплана самолета Ту-204СМ из сплава В950.ч.-Т2 (панель-прототип) из условия равенства эксплуатационных нагрузок с учетом получения преимуществ в весовой эффективности и несущей способности.

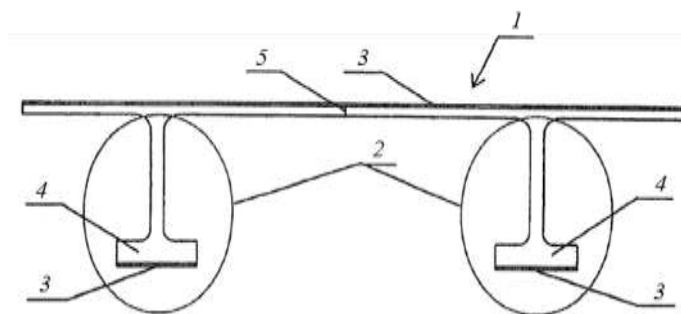


Рис. 1. Поперечное сечение КПО гибридной панели крыла (1) с двумя стрингерами (2), гибридными накладками (3) на полках (4) стрингера и над сварным швом (5)

При разработке оснастки для испытаний на трехточечный изгиб геометрические размеры нагружающего наконечника и нижних опор выбирают таким образом, чтобы исключить их деформирование при испытаниях. Вырезы для стрингеров в опорах выполняют сквозными. Такой вариант исполнения позволяет изменять расстояние между нижними опорами и создавать разные уровни сдвиговых напряжений, максимум которых находится в приповерхностных слоях, включая место контакта гибридных накладок с основным материалом панели.

С учетом указанных особенностей эксплуатационного нагружения разработана оснастка в виде двух одинаковых опор и нагружающего наконечника со скругленными контактными поверхностями для испытаний на трехточечный изгиб КПО сварной гибридной панели крыла с продольными стрингерами. Длина нагружающего наконечника оснастки больше длины КПО панели. Каждая опора имеет форму прямого бруса с прямоугольным поперечным сечением, длина каждой опоры больше расстояния между внешними боковыми гранями полок крайних стрингеров. Каждая опора имеет вырез прямоугольного сечения для каждого стрингера глубиной не менее высоты полки стрингера и шириной основания выреза, равной ширине полки стрингера с основным отклонением H и точностью не хуже 9 квалитета. Оснастка для испытаний на изгиб КПО гибридной панели крыла с двумя стрингерами показана на рис. 2.

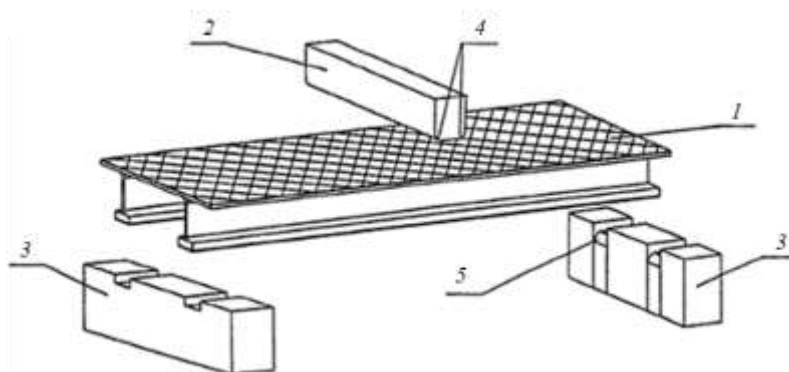


Рис. 2. Оснастка для испытаний на трехточечный изгиб КПО сварной гибридной панели крыла: 1 – КПО сварной гибридной панели крыла; 2 – нагружающий наконечник; 3 – опоры со сквозными вырезами; 4 – скругленная контактная поверхность нагружающего наконечника; 5 – скругленная контактная поверхность опоры

Площадь контактной поверхности нагружающего наконечника и площадь контактной поверхности каждой опоры определяются из условия возникновения в образце напряжений при испытании меньше напряжения локального смятия и хрупкого разрушения гибридных накладок. Процессы локального разрушения в образце контролировали после испытаний с помощью неразрушающего контроля. Опробование оснастки при испытаниях КПО при статическом нагружении на изгиб с целью определения его силовых характеристик проводили в ГЦКИ на вертикальном стенде для испытаний крупногабаритных конструкций LFMZ 400 – EC 400/300 kN (фирма Walter+Bai AG, Швейцария).

Конструктивно-подобные образцы при испытании располагали на опорах, помещая полки стрингеров в соответствующие вырезы. Опоры размещали параллельно друг другу на равном расстоянии от нагружающего наконечника на неподвижной основе испытательной машины. Обшивки панели и гибридные накладки испытывают при сжимающем напряжении, а стрингеры с накладками – при растягивающем напряжении. Схема нагружения и расположение КПО сварной гибридной панели крыла на стенде для проведения испытаний представлена на рис. 3.

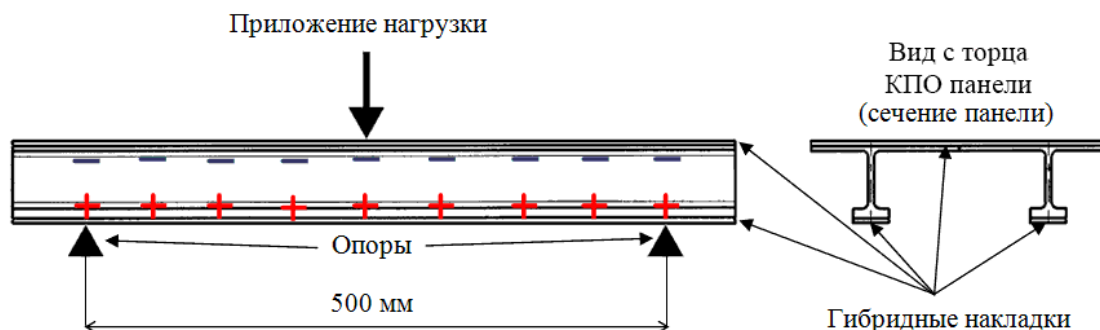


Рис. 3. Схема нагружения КПО сварной гибридной панели крыла на трехточечный изгиб («+» – напряжения растяжения; «—» – напряжения сжатия)

Проведен расчет максимальной нагрузки при изгибе, которая нагрузит верхние слои – обшивку со сварным швом и приклеенной гибридной накладкой размером 247,5×600 мм, с напряжениями потери устойчивости в 441 МПа, соответствующими предельным эксплуатационным напряжениям в панели-прототипе.

1. Определен центр массы сечения $y_c - z_c$ и расстояние от центра массы сечения до обшивки со сварным швом $y_{сж}$:

- $y_c = -26,12$ мм;
- $z_c = 0$ (сечение панели симметрично);
- $y_{сж} = 31,88$ мм.

2. Определены моменты инерции сечения панели в двух взаимно перпендикулярных направлениях I_z и I_y :

- $I_z = 1142054$ мм²;
- $I_y = 10312141$ мм².

3. Изменение напряжений по сечению вдоль действия нагрузок зависит от величины I_z , поэтому расчет момента сопротивления сечения W проведен только для W_z :

$$W_z = \frac{I_z}{|y_{сж}|} = 40613,6 \text{ мм}^3.$$

4. Напряжения при изгибе $S_{изг}$ рассчитаны по формуле

$$S_{изг} = \frac{M}{W_z} = \frac{PL_v}{4W_z},$$

где M – момент инерции; P – нагрузка при изгибе, Н; $L_v = 500$ мм – расстояние между опорами.

5. Поскольку панель до потери устойчивости деформируется в упругой области, напряжение при сжатии рассчитано по формуле

$$\sigma_{сж} = E \cdot \varepsilon,$$

где $E=80,6$ ГПа – модуль упругости при сжатии; $\varepsilon=5,47 \cdot 10^{-3}$ – деформация, соответствующая напряжению потери устойчивости.

6. Минимальная нагрузка при изгибе определена из максимальной расчетной нагрузки при сжатии панели-прототипа, равной $P_{\max}^{\text{прот}} = 70$ тс:

$$P_{\min}^{\text{изг}} = \frac{4W_z \sigma_{\max}^{\text{прот}}}{L_v} = 97472 \text{ Н} = 97 \text{ кН}.$$

Конструктивно-подобный образец нагружался ступенчато до уровня нагрузок, равных $(0,4; 0,8; 1,2) \cdot P_{\max}^{\text{прот}}$. После каждого нагружения КПО разгружался, проводился анализ экспериментальных данных, а также визуальный осмотр на предмет локального разрушения гибридных накладок у опор и нагружающего наконечника или потери устойчивости.

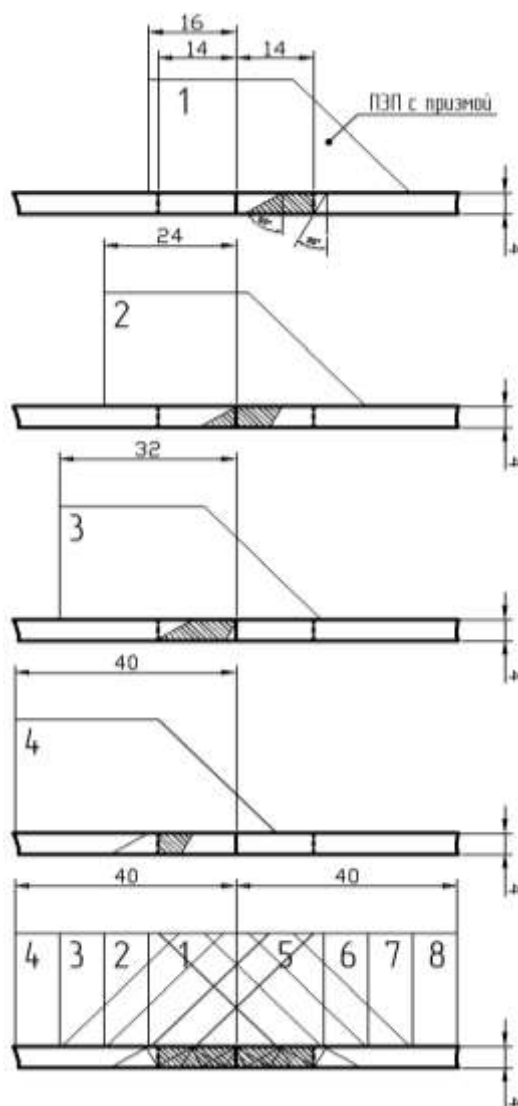


Рис. 4. Схема ультразвукового контроля КПО сварной гибридной панели крыла

После испытаний проведен неразрушающий контроль испытанного на трехточечный изгиб КПО сварной гибридной панели. Настройка оборудования и проведение ультразвукового контроля осуществлялись по методике, разработанной во ФГУП «ВИАМ» (ММ1.2.163–2015). Схема контроля представлена на рис. 4.

Результаты и обсуждение

Диаграммы деформирования КПО сварной гибридной панели крыла при испытании на трехточечный изгиб в ГЦКИ представлены на рис. 5.

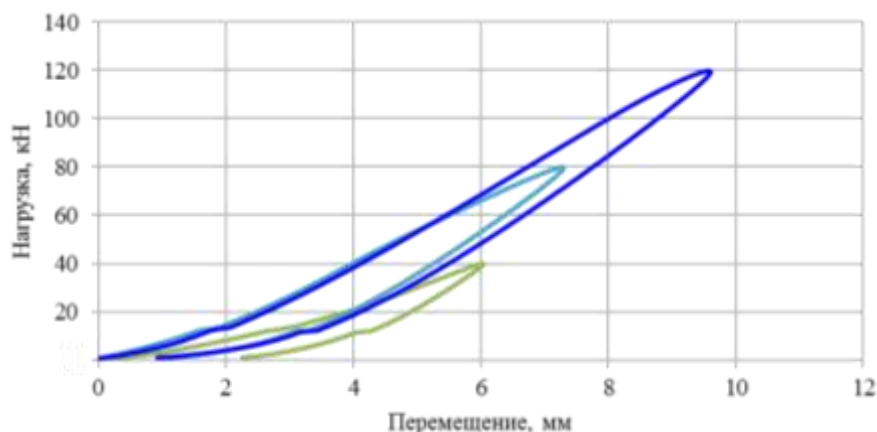


Рис. 5. Диаграммы деформирования КПО сварной гибридной панели крыла при испытании на трехточечный изгиб в ГЦКИ

По результатам испытания установлено, что при напряжениях, превышающих расчетные для панели-прототипа, на КПО сварной гибридной панели крыла признаков начала локального разрушения гибридных накладок у опор оснастки и нагружающего наконечника не обнаружено, что свидетельствует о работоспособности предложенной оснастки для испытаний на изгиб.

По результатам неразрушающего контроля эхо-сигналов, превышающих уровень строга, не обнаружено, что свидетельствует об отсутствии в сварном шве и околошовной зоне несплошностей, эквивалентных площади плоскодонного отражателя диаметром 1,5 мм. Результат контроля представлен в виде C-скана (рис. 6).

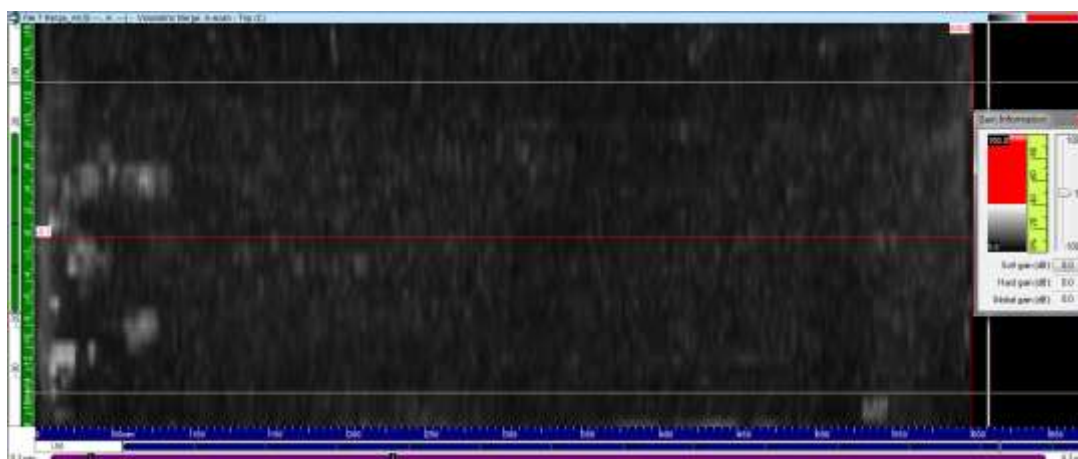


Рис. 6. Результат контроля КПО сварной гибридной панели крыла после испытаний на трехточечный изгиб

Заключения

Разработана оснастка в виде двух одинаковых опор и нагружающего наконечника со скругленными контактными поверхностями для испытаний на трехточечный изгиб КПО сварной гибридной панели крыла с продольными стрингерами.

Для возможности проведения испытания КПО в двух взаимно перпендикулярных направлениях длину нагружающего наконечника оснастки необходимо выполнять большей, чем максимальный размер обшивки КПО. Для фиксации стрингеров и устойчивости КПО в процессе испытания на трехточечный изгиб каждая опора оснастки имеет вырез прямоугольного сечения для каждого стрингера глубиной не менее высоты полки стрингера и шириной основания выреза, равной ширине полки стрингера с основным отклонением H , и точностью не хуже 9 квалитета. Площади контактной поверхности нагружающего наконечника и каждой опоры определяются из условия возникновения в образце значений напряжений при испытании менее значения напряжения локального смятия и хрупкого разрушения гибридных накладок.

Разработанная оснастка опробована в ГЦКИ при статическом нагружении на трехточечный изгиб КПО сварной гибридной панели крыла с целью определения его силовых характеристик. Результаты визуального осмотра и неразрушающего контроля после испытаний показали отсутствие локального смятия и хрупкого разрушения гибридных накладок, в том числе в зоне сварного шва, а также работоспособность оснастки.

Оснастка позволяет проводить сравнительный анализ эффективности применения различных конструктивных вариантов и контроль качества технологии изготовления панелей крыла с гибридными накладками.

По результатам работы получен патент RU 262685 С2 от 18.07.2017 г. «Оснастка для испытаний на изгиб конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла» авторов Е.Н. Каблова, В.С. Ерасова, В.В. Автаева, Н.Ю. Подживотова, Е.А. Котовой, Е.И. Орешко [15].

ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е.Н., Ерасов В.С., Панин С.В., Курс М.Г., Гладких А.В., Автаев В.В., Сорокина Н.И., Лукьянычев Д.А. Исследование совместного влияния механических нагрузок и климатических факторов на свойства материалов в составе крупногабаритной конструкции экспериментального отсека крыла после 4 лет испытаний // Коррозия, старение и биостойкость материалов в морском климате: сб. докл. II Междунар. науч.-технич. конф. М.: ВИАМ, 2016 (CD).
2. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Луценко А.Н. Расчет на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозита // Авиационные материалы и технологии. 2016. №1 (40). С. 53–61. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-1-53-61.
3. Серебренникова Н.Ю., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ерасов В.С., Каширин В.В. Гибридные слоистые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов применительно к панелям крыла самолета // Авиационные материалы и технологии. 2016. №3 (42). С. 3–8. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-3-3-8.
4. Каблов Е.Н., Деев И.С., Ефимов В.А., Кавун Н.С. и др. Влияние атмосферных факторов и механических напряжений на микроструктурные особенности разрушения полимерных композиционных материалов // Сб. докл. VII науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон–2008». Геленджик, 2008. С. 279–286.
5. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Выбор схемы расположения высокопрочных слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости // Авиационные материалы и технологии. 2014. №S4. С. 109–117. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-s4-109-117.

6. Лавров А.В., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Автаев В.В. Оптимизация структуры гибридных композиционных материалов авиационного назначения // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2016. №11. Ст. 07. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 31.05.2018). DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-11-7-7.
7. Воропаев С.А., Семенчук И.Н., Вдовиченко А.Г., Полинник А.Н. Определение остаточной прочности трехстрингерной клепаной панели с поперечной центральной трещиной в обшивке и разрушенным стрингером методом конечных элементов с помощью ВК MSC.Marc // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2012. №53. С. 112–123.
8. ГОСТ 25.604–82. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания на изгиб при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Изд-во стандартов, 1983. С. 15.
9. ГОСТ 14019–2003. Материалы металлические. Метод испытания на изгиб. М.: Изд-во стандартов, 2004. С. 12.
10. Bending test pressure head: pat. 204177670 U China. №CN20142711013U; publ. 25.02.15.
11. Device for preventing metal welded joint bending test samples from deviating in test process: pat. 203479602 U China. №CN20132512200U; pub. 12.03.14.
12. Tool for testing bending performance of carbon fiber composite material of T-shaped beam: pat. 204101369 U China. №CN20142654406U; pub. 14.01.15.
13. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
14. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А. Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов // Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 440–448.
15. Оснастка для испытаний на изгиб конструктивно-подобных образцов гибридной панели крыла: пат. 262685 С2 Рос. Федерация. №2015144207; заявл. 15.10.15; опубл. 18.07.17, Бюл. №20. 10 с.