

УДК 539.3

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ПОДКРЕПЛЕННОЙ КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ С УДАРНЫМ ПОВРЕЖДЕНИЕМ

© 2018 г. **Рябов А.А.¹, Маслов Е.Е.¹, Стрелец Д.Ю.²,
Слободчиков В.Г.³**

¹*Саровский инженерный центр, Нижегородская обл., Дивеевский район,
Сатис, Российская Федерация*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет), Москва, Российская Федерация*

³*АО «АэроКомпозит», Москва, Российская Федерация*

alex.ryabov@saec.ru

Поступила в редакцию 11.01.2018

Приведены результаты расчетов подкрепленной стрингерами многослойной композитной панели при локальном динамическом нагружении и последующем осевом квазистатическом сжатии поврежденной панели при медленном увеличении продольной нагрузки. Расчеты выполнены на основе программного комплекса LS-DYNA. Проанализировано влияние ударного повреждения панели из полимерного композитного материала на статическую несущую способность сжатой подкрепленной панели. Анализ показывает, что увеличение массы ударника с 1 до 10 кг при фиксированной кинетической энергии 136 Дж приводит к увеличению зоны повреждения на 15–20%. Наличие зоны локального динамического повреждения снижает несущую способность сжатой панели более чем в 2 раза. Достоверность численных расчетов подтверждается близостью расчетных и экспериментальных данных.

Ключевые слова: полимерные композитные материалы, панель, стрингер, ударное нагружение, квазистатическое сжатие, несущая способность, численный анализ.

Введение

Полимерные композитные материалы (ПКМ), обладающие высокими прочностными характеристиками, находят все более широкое применение в авиастроении, судостроении и других наукоемких отраслях при разработке новых конструкций. Исследования прочности и устойчивости тонкостенных композитных конструкций широко проводятся в течение последних десятилетий [1–15]. Особенности численного моделирования деформирования и разрушения авиационных изделий из композитных материалов подробно представлены в [16].

В [16] отмечается, в частности, что деформирование тонкостенных конструкций из ПКМ существенно отличается от деформирования металлических конструкций из-за сложной структуры материала, состоящего из слоев разнонаправленных арми-

рующих волокон и связующей матрицы. При решении проблем прочности изделий из ПКМ необходим учет геометрической и физической нелинейности поведения конструкций для оценки взаимного влияния возможной потери устойчивости как исходного состояния равновесия, так и процессов деформирования и развития поврежденности, снижающей прочностные свойства композитного материала. Известно, что композитные конструкции весьма чувствительны к локальным динамическим воздействиям – падению инструмента, ударам града и даже попаданию небольших камней, поднимаемых с взлетно-посадочных полос. В [17] отмечается, что при относительно низких уровнях кинетической энергии удара повреждение развивается внутри ПКМ и практически не видно снаружи. В этом случае повреждение, согласно экспериментальным данным [18], представляет собой деламинированный (расслоенный) объем конической формы с вершиной на оси удара (рис. 1).

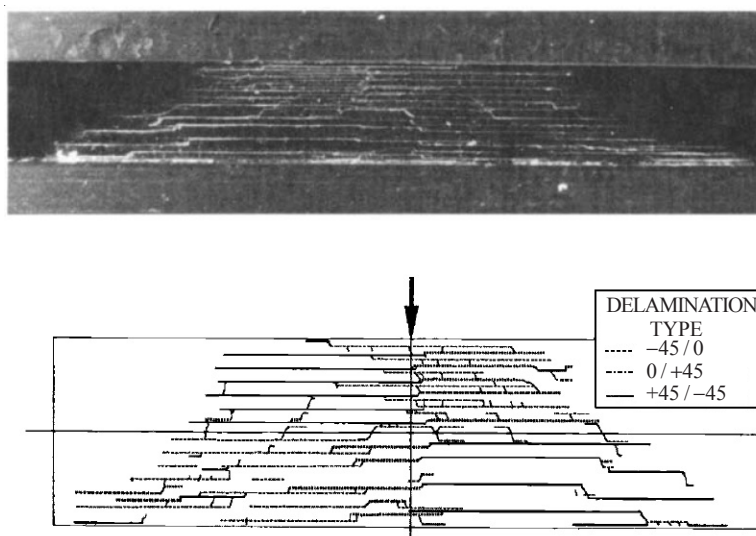


Рис. 1. Ударное повреждение в 56-слойном композите XAS-914C

В национальных и международных авиационных правилах к элементам конструкций летательных аппаратов из ПКМ предъявляются весьма жесткие требования по надежности. Разработчик, в частности, должен подтвердить статическую прочность изделий из ПКМ, предварительно локально нагруженных импульсом динамической нагрузки с энергией $E_k = 136$ Дж. Этот импульс передается ударником со сферическим наконечником диаметром 25,4 мм. В результате этого динамического нагружения внутри обшивки из ПКМ возникает зона повреждения, которую фиксируют средства ультразвукового контроля (УЗК). Исследование характера и параметров повреждения и его влияния на несущую способность панели из ПКМ является актуальной научной проблемой, решению которой посвящена настоящая статья.

1. Постановка и метод решения задачи

Рассматривается задача последовательного локального динамического и общего статического деформирования подкрепленной стрингерами прямоугольной плоской панели из ПКМ с размерами $a \times 2b$ и постоянной толщиной δ . На первом этапе панель нагружается динамической силой P в результате воздействия ударника. Локаль-

ное динамическое нагружение панели силой P происходит в результате свободного падения ударника с закругленным концом диаметром $d = 25,4$ мм и кинетической энергией $E_k = 136$ Дж. Удар наносится в центре панели. Эксперименты показывают [18], что при таком воздействии внутри панели возникает зона повреждения, характерный размер которой по данным ультразвукового контроля соизмерим с шагом стрингеров. Затем на втором этапе панель статически деформируется продольной сжимающей нагрузкой, формируемой равномерными продольными перемещениями на свободном конце. Противоположная нагруженной кромке сторона панели жестко закреплена, на боковых сторонах панели задаются условия симметрии.

Для описания деформирования композитной панели используется модель ортотропного материала MAT_022 (MAT_COMPOSITE_DAMAGE) [19], в которой учитываются три типа повреждения слоев: разрыв волокон при растяжении, растрескивание матрицы при растяжении и сжатии. Учитывается также разделение монослоев при превышении допустимых нормальных и касательных напряжений [19].

Дискретная модель панели строится на основе твердотельных восьмиузловых конечных элементов. Каждый слой ПКМ представлен отдельно.

Решение как динамической, так и статической задачи проводится на основе явной схемы интегрирования, реализованной в пакете LS-DYNA [20].

При моделировании статического сжатия во внутренней области панели в окрестности точки приложения динамической нагрузки P задается поврежденность в форме расслоения монослоев с условиями контактного взаимодействия. Для исключения динамических эффектов статическое нагружение моделируется медленным увеличением краевой нагрузки, задаваемой продольным смещением кромки.

2. Локальное динамическое нагружение панели

Результаты расчетов динамического поведения панели приведены на рис. 2–4. Рассматриваются два возможных варианта нагружения стержней: с массой $m_1 = 1$ кг и массой $m_2 = 10$ кг. На рис. 2 показан характер изменения усилия P контактного взаимодействия стержня с панелью. Из рисунка видно, что для обеих масс амплитуды силы достигают примерно одинакового уровня $P_{\max} \sim 45\text{--}50$ кН. Длительность импульса Δt_1 для массы $m_1 = 1$ кг составляет $\sim 1,2$ мс, а для массы $m_2 = 10$ кг – почти в три раза больше ($\sim 3,2$ мс).

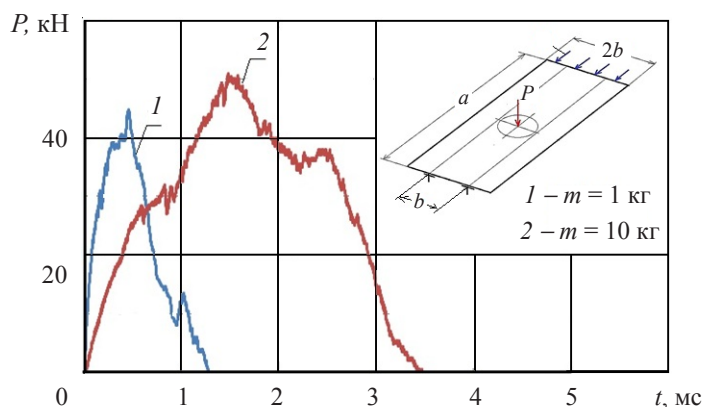


Рис. 2. Нагружение подкрепленной композитной панели

На рис. 3 приведены зависимости изменения безразмерных нормальных напряжений вдоль (σ_1) и поперек (σ_2) волокон в верхнем монослое (штриховые линии) и в нижнем монослое (сплошные линии). Безразмерные напряжения отнесены к соответствующим допустимым напряжениям растяжения (+) и сжатия (–) волокон и матрицы. Расчеты для обеих масс стержня показывают, что по оси удара нижние волокна сохраняют прочность, а верхние – не сохраняют. Разрушение верхних сжатых волокон для обеих масс начинается примерно при $t \sim 0,4\text{--}0,5$ мс. Напряжения в матрице в верхнем монослое (σ_2) не достигают предела прочности на сжатие, а в нижнем незначительно его превышают только при падении стержня массой $m_2 = 10$ кг. По-видимому, обнаруженная в опытах небольшая вмятина на внешней поверхности является следствием смятия верхних волокон, повреждение ПКМ на внутренней поверхности панели отсутствует.

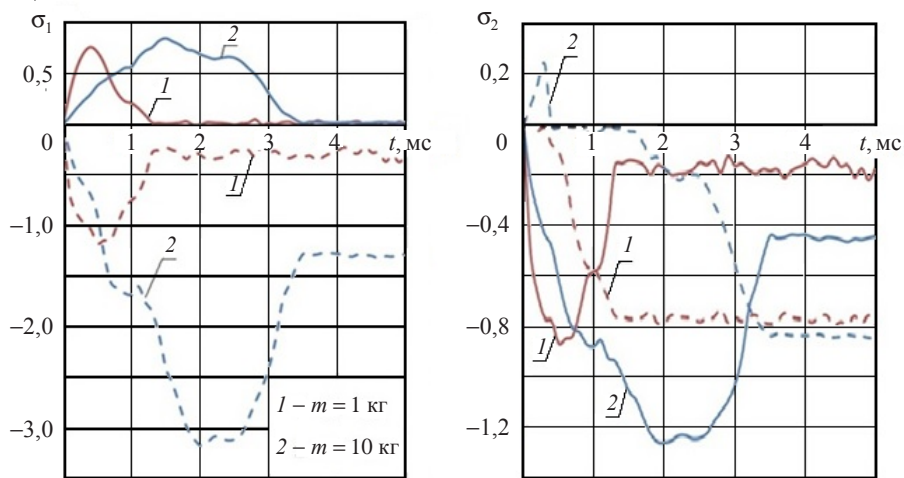


Рис. 3. Напряжения в волокнах σ_1 и в матрице σ_2

В результате удара в материале возникают повреждения как в самих слоях, так и в межслоевом материале. В слоях может произойти обрыв волокон при растяжении или излом при сжатии, а также повреждение матрицы (растрескивание связующего материала в слое при растяжении или сжатии). Расчеты показывают, что качественно характер зон растрескивания и расслоения, возникающих при воздействии ударников массой $m_1 = 1$ кг и $m_2 = 10$ кг, близок, однако их размеры различаются.

На рис. 4 показаны зоны в продольном сечении панели, проходящем через ось удара.

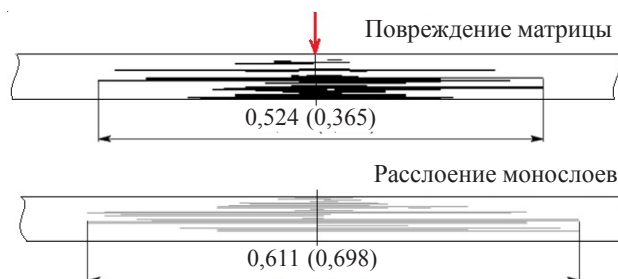


Рис. 4. Зоны ударного повреждения

Расчетные размеры зон близки к экспериментальным данным и отнесены к шагу стрингеров b . Без скобок указаны размеры при падении ударника массой $m_1 = 1$ кг, в скобках – при падении ударника массой $m_2 = 10$ кг.

Видно, что размеры зоны расслоения монослоев примерно на 10–15% больше размеров зоны повреждения матрицы. Падение более тяжелого ударника приводит к увеличению размеров обеих зон на 15–20%.

3. Квазистатическое сжатие панели

Результаты расчетов неповрежденной и поврежденной панелей приводятся на рис. 5–7.

На рис. 5 представлены безразмерные зависимости нагрузка–перемещение для неповрежденной (кривая 1) и поврежденной (кривая 2) панелей. Безразмерная нагрузка \bar{q} отнесена к критическому уровню, а безразмерные перемещения \bar{w} – к толщине обшивки.

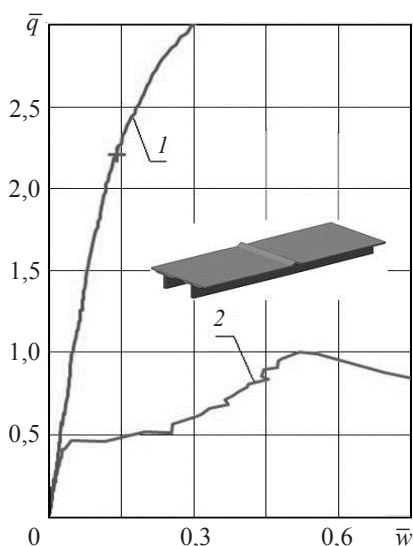


Рис. 5. Прогиб исходной и поврежденной панелей

В неповрежденной панели максимальный прогиб монотонно возрастает, а в поврежденной имеет сложный характер, обусловленный локальной потерей устойчивости в зоне повреждения. При $\bar{q} = 0,4$ начинается слабое выпучивание монослоев в зоне повреждения, сопровождающееся некоторым упрочнением. При достижении нагрузкой значения $\bar{q} = 1,0$ начинается отслоение стрингеров, которое приводит к образованию поперечной складки (см. рис. 5) и полному исчерпанию несущей способности подкрепленной панели. Уровень нагрузки, при которой достигается предел прочности панели при сжатии вдоль волокон неповрежденной панели, отмечен крестиком на кривой 1. Таким образом, наличие локального ударного повреждения более чем в 2 раза снижает несущую способность панели из ПКМ.

Формирование складки в продольном и поперечном сечениях показано на рис. 6.

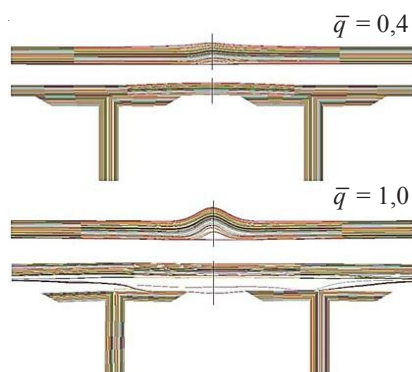


Рис. 6. Закритическая деформация поврежденной панели

На рис. 7 показаны кривые изменения продольных деформаций в характерных точках в окрестности зоны ударного повреждения на наружной поверхности панели. Номера кривых соответствуют номерам контрольных точек, отмеченных на этом рисунке. Сжатие панели происходит в направлении линии расположения датчиков 4–7. Результаты расчетов, близкие к данным испытаний, показывают, что до уровня $\bar{q} \approx 0,4-0,45$ деформации во всех точках практически линейно возрастают до $\epsilon \sim 0,26-0,27\%$, а затем при увеличении нагрузки до $\bar{q} = 1,0$ существенно меняются. В точке 2, расположенной на гребне складки, сжимающие деформации быстро снижаются, переходя в растягивающие деформации. Некоторое снижение сжимающих деформаций наблюдается и в точках 5 и 6, прилегающих к зоне расслоения ПКМ. В соседних точках 4 и 7, лежащих на той же оси, деформации практически не меняются до уровня $\bar{q} = 1,0$, а в точках 1 и 3 возрастают до значений $\epsilon \sim 0,4-0,5\%$. Качественно и количественно результаты расчетов близки к экспериментальным данным [18].

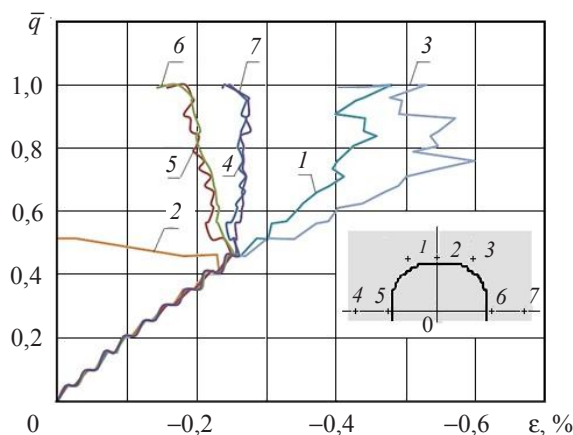


Рис. 7. Деформации в контрольных точках

Заключение

Проанализировано влияние ударного повреждения панели из ПКМ на статическую несущую способность сжатой подкрепленной панели. Достоверность численных расчетов подтверждается их близостью к экспериментальным данным как по характеру, так и по уровням деформирования панели.

Увеличение массы ударника с 1 до 10 кг при фиксированной кинетической энергии $E_k = 136$ Дж приводит к увеличению зоны повреждения на 15–20%. Наличие зоны локального ударного повреждения снижает несущую способность сжатой панели более чем в 2 раза.

Список литературы

1. Григоренко Я.М. *Изотропные и анизотропные слоистые оболочки вращения переменной жесткости*. Киев: Наукова думка, 1973. 228 с.
2. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. *Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов*. М.: Машиностроение, 1977. 144 с.
3. Ванин Г.А., Семенюк Н.П., Емельянов Р.Ф. *Устойчивость оболочек из армированных материалов*. Киев: Наукова думка, 1978. 212 с.
4. Болотин В.В., Новичков Ю.Н. *Механика многослойных конструкций*. М.: Машиностроение, 1980. 375 с.

5. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. *Расчет многослойных пластин и оболочек*. М.: Машиностроение, 1984. 264 с.
6. Абросимов Н.А., Баженов В.Г. *Нелинейные задачи динамики композитных конструкций*. Нижний Новгород: Изд-во ННГУ, 2002. 400 с.
7. Ladeveze P., Le Dantec E. Damage modeling of the elementary ply for laminated composites. *Composites Science and Technology*. 1992. Vol. 43. Iss. 3. P. 257–267.
8. Kenane M., Benzeggagh M.L. Mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites under fatigue loading. *Composites Science and Technology*. 1997. Vol. 57. Iss. 5. P. 597–605.
9. Zinoviev P.A., Grigoriev S.V., Lebedeva O.V., Tairova L.P. The strength of multilayered composites under a plane-stress state. *Composites Science and Technology*. 1998. Vol. 57. Iss. 7. P. 1209–1223.
10. Camanho P.P., Dávila C.G., Pinho S.T., Iannucci L., Robinson P. Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear. *Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2006. Vol. 37. P. 165–213.
11. Davila C.G., Camanho P.P., Turon A. Effective simulation of delamination in aeronautical structures using shells and cohesive elements. *Journal of Aircraft*. 2008. Vol. 45. No 2. P. 663–672. DOI: 10.2514/1.32832 Source:OAI.
12. Krueger R., Ratcliffe J.G., Minguet P.J. Panel stiffener debonding analysis using A shell/3D modeling technique. *Composites Science and Technology*. 2009. Vol. 69. Iss. 14. P. 2352–2362.
13. Gutkin R., Pinho S.T., Robinson P., Curtis P.T. On the transition from shear-driven fiber compressive failure to fiber kinking in notched CFRP laminates under longitudinal compression. *Composites Science and Technology*. 2010. Vol. 70. Iss. 8. P. 1223–1231.
14. Patel B.P., Gupta A.K. An investigation on nonlocal continuum damage models for composite laminated panels. *Composites. Part B: Engineering*. 2014. Vol. 60. P. 485–494.
15. Wan Y., Sun B., Gu B. Multi-scale structure modeling of damage behaviors of 3D orthogonal woven composite materials subject to quasi-static and high strain rate compression. *Mechanics of Materials*. 2016. Vol. 94. P. 1–25.
16. Ostergaard M.G., Ibbotson A.R., Le Roux O., Prior A.M. Virtual testing of aircraft structures. *CEAS Aeronautical Journal*. 2011. No 1. P. 83–103.
17. Backer A., Dutton S., Kelly D. *Composite Materials for Aircraft Structures*. Reston, VA: American Institute of Aeronautic and Astronautic, 2004. 400 p.
18. Clark G., Saunders D.S. Morphology of impact damage growth by fatigue in carbon fiber composite laminates. *Materials Forum*. 1991. Vol. 15. P. 333–342.
19. Hallquist J.O. *LS-DYNA. Theory Manual LSTC*. Livermore. CA. USA. 2006.
20. *LS-DYNA® Aerospace Working Group. Modeling Guidelines Document*. LSTC.CA. 2017.

References

1. Grigorenko Ia.M. *Izotropnye i anizotropnye sloistye obolochki vrashcheniya peremennoy zhestkosti [Isotropic and Anisotropic Layered Shells of Rotation with Variable Rigidity]*. Kiev. Naukova dumka Publ. 1973. 228 p. (In Russian).
2. Obratsov I.F., Vasil'ev V.V., Bunakov V.A. *Optimalnoe armirovanie obolochek vrashcheniya iz kompozitsionnykh materialov [Optimal Reinforcement Shells of Revolution Made of Composite Materials]*. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1977. 144 p. (In Russian).
3. Vanin G.A., Semeniuk N.P., Emel'ianov R.F. *Ustoychivost obolochek iz armirovannykh materialov [Stability of Shells of Reinforced Materials]*. Kiev. Naukova dumka Publ. 1978. 212 p. (In Russian).
4. Bolotin V.V., Novichkov Yu.N. *Mekhanika mnogosloynnykh konstruksiy [Mechanics of Multilayered Structures]*. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1980. 375 p. (In Russian).
5. Alfutov N.A., Zinov'ev P.A., Popov B.G. *Raschet mnogosloynnykh plastin i obolochek [Calculation of Laminated Plates and Shells]*. Moscow. Mashinostroenie Publ. 1984. 264 p. (In Russian).
6. Abrosimov N.A., Bazhenov V.G. *Nelineynye zadachi dinamiki kompozitnykh konstruksiy [Nonlinear Problems of Dynamics of Composite Structures]*. Nizhni Novgorod. NNGU Publ. 2002. 400 p. (In Russian).

7. Ladeveze P., Le Dantec E. Damage modeling of the elementary ply for laminated composites. *Composites Science and Technology*. 1992. Vol. 43. Iss. 3. P. 257–267.
8. Kenane M., Benzeggagh M.L. Mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites under fatigue loading. *Composites Science and Technology*. 1997. Vol. 57. Iss. 5. P. 597–605.
9. Zinoviev P.A., Grigoriev S.V., Lebedeva O.V., Tairova L.P. The strength of multilayered composites under a plane-stress state. *Composites Science and Technology*. 1998. Vol. 57. Iss. 7. P. 1209–1223.
10. Camanho P.P., Dávila C.G., Pinho S.T., Iannucci L., Robinson P. Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear. *Composites. Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2006. Vol. 37. P. 165–213.
11. Dávila C.G., Camanho P.P., Turon A. Effective simulation of delamination in aeronautical structures using shells and cohesive elements. *Journal of Aircraft*. 2008. Vol. 45. No 2. P. 663–672. DOI: 10.2514/1.32832 Source:OAI.
12. Krueger R., Ratcliffe J.G., Minguet P.J. Panel stiffener debonding analysis using A shell/3D modeling technique. *Composites Science and Technology*. 2009. Vol. 69. Iss. 14. P. 2352–2362.
13. Gutkin R., Pinho S.T., Robinson P., Curtis P.T. On the transition from shear-driven fiber compressive failure to fiber kinking in notched CFRP laminates under longitudinal compression. *Composites Science and Technology*. 2010. Vol. 70. Iss. 8. P. 1223–1231.
14. Patel B.P., Gupta A.K. An investigation on nonlocal continuum damage models for composite laminated panels. *Composites. Part B: Engineering*. 2014. Vol. 60. P. 485–494.
15. Wan Y., Sun B., Gu B. Multi-scale structure modeling of damage behaviors of 3D orthogonal woven composite materials subject to quasi-static and high strain rate compression. *Mechanics of Materials*. 2016. Vol. 94. P. 1–25.
16. Ostergaard M.G., Ibbotson A.R., Le Roux O., Prior A.M. Virtual testing of aircraft structures. *CEAS Aeronautical Journal*. 2011. No 1. P. 83–103.
17. Backer A., Dutton S., Kelly D. *Composite Materials for Aircraft Structures*. Reston, VA. American Institute of Aeronautic and Astronautic. 2004. 400 p.
18. Clark G., Saunders D.S. Morphology of impact damage growth by fatigue in carbon fiber composite laminates. *Materials Forum*. 1991. Vol. 15. P. 333–342.
19. Hallquist J.O. *LS-DYNA. Theory Manual*. LSTC. Livermore, CA, USA. 2006.
20. *LS-DYNA® Aerospace Working Group. Modeling Guidelines Document*. LSTC, CA. 2017.

THE NUMERICAL ANALYSIS OF THE CARRYING CAPACITY OF A STIFFENED COMPOSITE PANEL WITH IMPACT DAMAGE

Ryabov A.A.¹, Maslov E.E.¹, Strelets D.Yu.², Slobodchikov V.G.³

¹*Sarov Engineering Center, Nizhni Novgorod region, Diveevo district, Satis, Russian Federation*

²*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation*

³*JSC “AeroKompozit”, Moscow, Russian Federation*

The results of numerically analyzing a stringer-stiffened multilayer composite panel under local dynamic loading, followed by axial quasi-static compression of the damaged panel with slowly increasing longitudinal loading, are presented. The analysis was done in the framework of LS-DYNA software complex. The effect of impact damage of the panel of a polymeric composite material on the static carrying capacity of a stiffened panel loaded in compression was analyzed. The analysis shows that increasing the mass of the striker from 1 to 10 kg for a fixed kinetic energy of 136 J results in the increase of the damaged zone by 15–20%. The presence of a local dynamic damage zone reduces the carrying capacity of a panel loaded in compression by more than two times. The reliability of the numerical results is corroborated by good agreement between the computational and experimental data.

Keywords: polymeric composite materials, panel, stringer, impact loading, quasi-static compression, carrying capacity, numerical analysis.