

Расчетно-экспериментальное исследование трехслойных плоских панелей с обшивками из полимерных композитов

© Л.Н. Рабинский, М.И. Мартиросов, Д.В. Дедова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Представлены результаты расчетно-экспериментального исследования трехслойных плоских панелей с сотовым наполнителем и обшивками из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Исследование проводилось при воздействии сжимающей нагрузки, направленной по нормали к плоскости панели. Натурный эксперимент выполнялся на испытательной машине INSTRON 5985. Необходимые численные расчеты проводились с помощью программного комплекса LS-DYNA методом конечных элементов. Выполнена валидация методики моделирования и определения прочности трехслойных панелей с сотовым наполнителем и обшивками из ПКМ по результатам натурного эксперимента путем сравнения критической нагрузки разрушения панели и картины разрушения сотовой панели. Результаты валидации показали, что максимальная разрушающая нагрузка панели, полученная экспериментально в ходе натурных испытаний и определенная численно методом конечных элементов, различается не более чем на 8 %.

Ключевые слова: трехслойная панель, полимерные композиционные материалы, сотовый наполнитель, экспериментальное исследование, метод конечных элементов, валидация

Введение. Трехслойные сотовые панели представляют собой конструкцию, состоящую из двух прочных внешних слоев (обшивок), в данном случае выполненных из полимерных композиционных материалов (ПКМ), и внутреннего сотового наполнителя. Для конструкций с наполнителем при действии внешних нагрузок характерна совместная работа всех составных элементов рассматриваемого слоистого пакета. Обшивки панели воспринимают продольное растяжение, сжатие, изгиб и поперечный сдвиг в своей плоскости, предохраняют от внешнего воздействия наполнитель, чувствительный, например, к сосредоточенным нагрузкам. Наполнитель воспринимает нагрузку в плоскости несущих слоев, поперечное сжатие и поперечный сдвиг и предохраняет тонкие несущие слои обшивки от местной и общей потери устойчивости, обеспечивая их совместную работу и высокую жесткость. Такое сочетание и взаимодействие составных элементов обеспечивает жесткость, прочность и устойчивость трехслойных панелей [1–3].

В статье [4] представлено исследование повреждения и разрушения трехслойной панели с сотовым наполнителем из алюминия при четырехточечном изгибе, а также показано влияние плотности сотового наполнителя на максимальную нагрузку разрушения панели.

В статье [5] показано, что на поведение сотовых панелей с заполнителем из алюминия при ударе и трехточечном изгибе влияют адгезионные и конструктивные параметры панели. На основе экспериментальных данных в этой работе получены математические выражения для испытаний на трехточечный изгиб, позволяющие прогнозировать максимальную нагрузку разрушения панели.

В статье [6] проведен теоретико-экспериментальный анализ стойкости сотовых панелей с заполнителем из алюминия при воздействии метеоро-техногенных частиц на панели космического летательного аппарата, а также даны рекомендации по улучшению стойкости к повреждению от воздействия высокоскоростных частиц.

Цель данной работы — валидация предложенной в работах [7–9] методики моделирования и определения прочности трехслойных панелей с сотовым заполнителем.

Постановка задачи. Объектом исследования является трехслойная плоская панель с сотовым заполнителем с габаритными размерами $a = 50$ мм, $b = 50$ мм и высотой сотового заполнителя $H = 10$ мм (рис. 1).

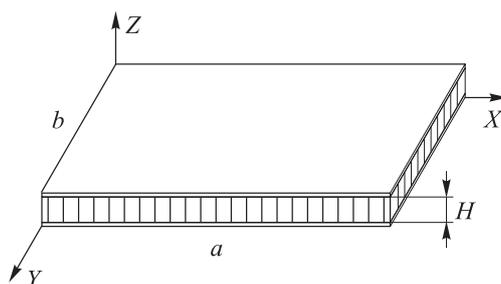


Рис. 1. Общий вид сотовой панели

Обшивки панели выполнены из препрега марки АСМ102-С200Т (на основе углеродной ткани и эпоксидного связующего марки АСМ102), применяемого, в частности, в конструкции механизации несущих поверхностей пассажирского самолета. Укладка монослоев обшивок смешанная, имеет следующий вид: $[-45^\circ/+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/+45^\circ/]$ (всего пять монослоев в каждой обшивке). Физико-механические характеристики материала АСМ102-С200Т обшивок представлены ниже [10]:

Толщина монослоя h , мм	0,2
Предел прочности при растяжении X_t , МПа	870
Предел прочности при межслоевом сдвиге S , МПа	60
Модуль упругости при растяжении E_{11} , ГПа	55
Коэффициент Пуассона μ	0,15

Сотовый заполнитель выполнен из полимеросотопласта марки ПСП-1-2,0-48 с гексагональной формой сотовой ячейки на основе арамидноволокнистой синтетической каландрированной бумаги (типа

Номекс по зарубежной терминологии) и фенольного связующего на основе лака ЛБС. Соты такой формы обеспечивают высокие характеристики прочности и устойчивости конструкции в целом и относительно просты в изготовлении. Физико-механические характеристики материала сот ПСП-1-2,0-48 приведены ниже [11]:

Размер грани ячейки s , мм	2
Плотность ρ , кг/м ³	48
Предел прочности, МПа:	
при сдвиге, параллельном плоскости элементов ячеек X_{II}	3,8
при сжатии по основе X_c	1,4
при сдвиге, перпендикулярном плоскости элементов ячеек X_{\perp} ...	0,6
Модуль упругости, МПа:	
при сдвиге, параллельном плоскости элементов ячеек G_{II}	34,3
при сдвиге, перпендикулярном плоскости элементов ячеек G_{\perp} ...	19,6

Приведенные характеристики соответствуют режиму испытаний RTD (Room Temperature Dry) — испытания, проведенные при комнатной температуре +23 °С и влажности в состоянии поставки (состояние, в котором находятся образцы сразу после изготовления, содержание влаги в них не превышает 10 % максимального влагонасыщения при относительной влажности 85 %).

Представленные выше физико-механические характеристики материалов являются паспортными, они получены производителями этих материалов экспериментально на основе существующих стандартов.

Экспериментальное исследование. Испытания проводились в соответствии с ГОСТ Р 56816–2015 [12] на сервогидравлической испытательной машине INSTRON 5985. Общий вид и расположение испытуемого образца показаны на рис. 2. Скорость нагружения $V = 0,25$ мм/мин.



Рис. 2. Общий вид испытательной машины и расположение образца



Рис. 3. Пример образца испытаний

Общее количество испытанных образцов — 12 шт. с номинальной толщиной сотовой панели 12 мм (высота сот + толщина двух обшивок, каждая из которых состоит из пяти монослоев используемого ПКМ). Пример образца для испытаний приведен на рис. 3.

Численное исследование. Численное моделирование проводилось в программном комплексе LS-DYNA. Каждый монослой моделировался отдельным набором конечных элементов (КЭ) типа Solid, сотовый наполнитель — КЭ типа Shell. Граничные условия моделируют нагружение образца в ходе натурных испытаний. Конечно-элементная модель (КЭМ) панели представлена на рис. 4.

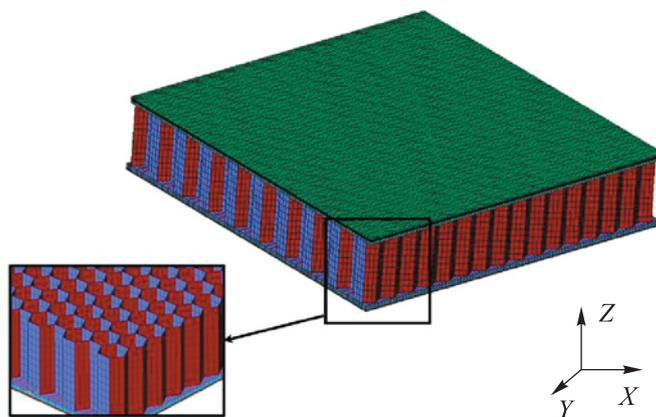


Рис. 4. Конечно-элементная модель сотовой панели

Соединение слоев обшивок панели между собой и с сотовым наполнителем осуществлялось «узел в узел». Всего модель содержит 81 990 КЭ.

Результаты расчетно-экспериментального исследования. В ходе проведенного исследования определялись критическая сила и картина разрушения сотовой панели. Изменение критической силы разрушения сотовой панели, полученной в результате численного (МКЭ)

исследования, представлено на рис. 5. Из анализа графика следует, что панель начала разрушаться в момент времени ~ 34 с, критическая сила разрушения сотовой панели $P = 6,3$ кН.

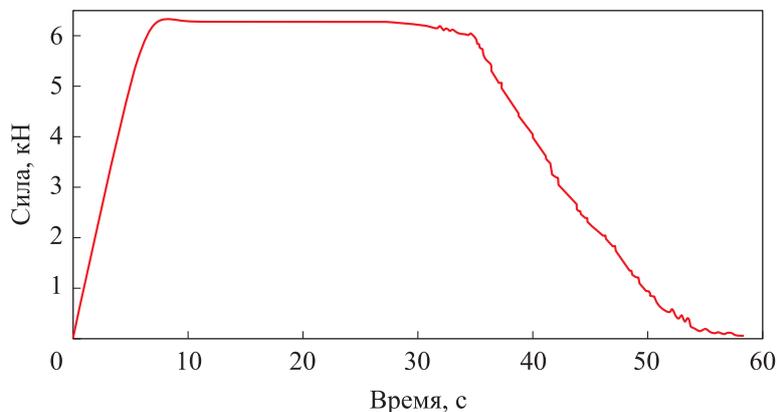


Рис. 5. Изменение критической силы разрушения панели

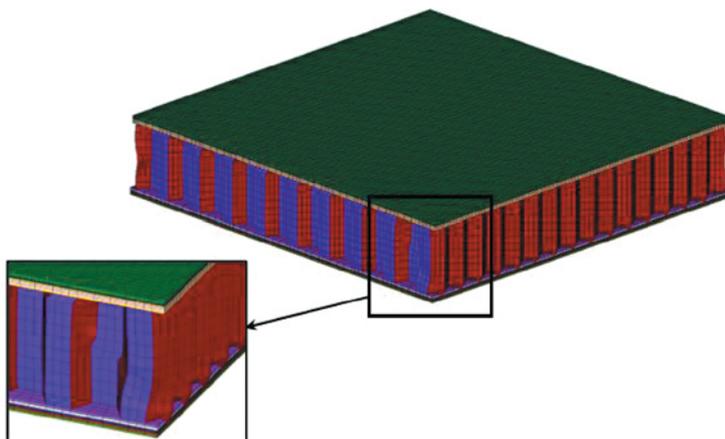


Рис. 6. Общая картина разрушения сотовой панели

Общая картина разрушения сотовой панели, полученная в результате исследования с помощью МКЭ, показана на рис. 6. Результаты натурных испытаний образцов трехслойных панелей приведены в таблице.

Код формы разрушения соответствует стандарту ASTM C365/C365M-11a [13], где символ X обозначает тип разрушения вследствие потери устойчивости образца, символ G — область разрушения в рабочей зоне образца, символ M — направление разрушения посередине.

Результаты натуральных испытаний

Номер образца	Ширина панели, мм	Толщина панели, мм	P , кН	Код формы разрушения
1	50	12,05	8,0	XGM
2	50	12,23	6,2	XGM
3	50	12,14	6,3	XGM
4	50	12,06	6,3	XGM
5	50	12,10	6,4	XGM
6	50	11,95	8,0	XGM
7	50	12,25	8,5	XGM
8	50	12,08	5,8	XGM
9	50	12,37	7,6	XGM
10	50	12,16	5,2	XGM
11	50	12,15	8,3	XGM
12	50	12,07	6,2	XGM
Среднее значение			6,79	–

Согласно приведенным данным, относительная разница результатов численного исследования и натуральных испытаний составляет 7,63 %. Наблюдается одинаковая картина разрушения сотовой панели, полученная в результате натурального и численного эксперимента.

Заключение. Проведенные экспериментальные и численные исследования трехслойных панелей с сотовым наполнителем хорошо согласуются друг с другом, что подтверждает эффективность предложенной в работах [7–9] методики моделирования и определения прочности трехслойных панелей с сотовым наполнителем.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Любин Дж., Дастин С. *Аэрокосмическое применение композитов. Справочник по композиционным материалам*: в двух книгах. Книга 2. Москва, Машиностроение, 1988, 584 с.
- [2] Вольмир А.С. Современные концепции применения композитных материалов в летательных аппаратах и двигателях. *Механика композитных материалов*, 1985, № 6, с. 1049–1056.
- [3] Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. *Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов*. Москва, Физматлит, 2013, 272 с.
- [4] Belouettar S., Abbadi A., Azari Z., Belouettar R., Freres P. Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests. *Composite Structures*, 2009, vol. 87, pp. 265–273.
- [5] Guangyong Sun, Xintao Huo, Dongdong Chen, Qing Li. Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression. *Materials & Design*, 2017, vol. 133, pp. 154–168.
- [6] Добрица Д.Б. Теоретико-экспериментальная оценка стойкости сотовых панелей космического корабля при воздействии метеорно-техногенных частиц. *Вестник Томского государственного университета*, 2014, № 2, с. 58–68.

- [7] Medvedskiy A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Dedova D.V. Behaviour of a cylindrical reinforced carbon fibre shell under impact load. *TEM Journal*, 2021, vol. 10, no. 4, pp. 1597–1604.
- [8] Rabinskiy L.N., Martirosov M.I., Dedova D.V., Khomchenko A.V. Dynamics of composite cylindrical panels with honeycomb filler after internal damage by aircraft engine jet. *Russian Engineering Research*, 2024, vol. 44, no. 5, pp. 726–729.
- [9] Дедова Д.В., Кузнецова Е.Л., Мартиросов М.И., Хомченко А.В. Численное исследование влияния внутренних дефектов на напряженно-деформированное состояние трехслойной панели с различными типами сотового заполнителя. *СТИН*, 2023, № 10, с. 27–30.
- [10] ТУ 23.99.14-102-61664530–20218. Препреги на основе углеволокнистых армирующих материалов и связующего АСМ 102.
- [11] ТУ 1-596-231-01. Полимеросотопласты ПСП-1.
- [12] ГОСТ Р 56816-2015. Композиты полимерные. Определение механических характеристик при сжатии полимерные. Определение механических характеристик при сжатии материала внутреннего слоя «сэндвич»-конструкций перпендикулярно к плоскости образца. Москва, Стандартинформ, 2016, 14 с.
- [13] ASTM C365/C365M-11a. Standard test method for flatwise compressive properties of sandwich cores. 4 p.

Статья поступила в редакцию 18.03.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Рабинский Л.Н., Мартиросов М.И., Дедова Д.В. Расчетно-экспериментальное исследование трехслойных плоских панелей с обшивками из полимерных композиций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 4. EDN RBEFSY

Рабинский Лев Наумович — д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий кафедрой, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: rabinskiy@mail.ru

Мартиросов Михаил Иванович — канд. техн. наук, доцент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: michaelmartirosov@yandex.ru

Дедова Дарина Викторовна — аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: darina.dedova98@gmail.com

Computation experimental study of three-layer flat panels with the polymer composite sheaths

© L.N. Rabinsky, M.I. Martirosov, D.V. Dedova

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The paper presents results of the computation experimental study of three-layer flat panels with the honeycomb core and sheaths made of the polymer composite material (PCM). The study was conducted under a compressive normal load to the panel plane. The full-scale experiment was carried out using the INSTRON 5985 testing machine. The necessary computation was performed numerically with the LS-DYNA software package and the finite element method. Methodology for simulating and determining strength of the three-layer panels with the honeycomb core and the PCM sheaths was validated based on results of the full-scale experiment by comparing the panel critical failure load and the honeycomb panel failure pattern. Validation results showed that the panel maximum failure load obtained experimentally as a result of the full-scale testing and numerically using the finite element method was differing by no more than 8%.

Keywords: three-layer panel, polymer composite materials, honeycomb core, experimental study, finite element method, validation

REFERENCES

- [1] Lubin G., Dastin S. *Aerospace Applications of Composites. Handbook of Composites*. Van Nostrand Reinhold, New York, 1982 [In Russ.: Lyubin Dzh., Dastin S. *Aerokosmicheskoe primeneniye kompozitov. Spravochnik po kompozitsionnym materialam: v dvukh knigakh. Kniga 2*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 584 p.].
- [2] Volmir A.S. *Sovremennyye kontseptsii primeneniya kompozitnykh materialov v letatelnykh apparatakh i dvigatelyakh* [Modern concepts of composite materials application in aircraft and engines]. *Mekhanika kompozitnykh materialov — Mechanics of Composite Materials*, 1985, no. 6, pp. 1049–1056.
- [3] Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudarkov Yu.I. *Prochnost i ustoychivost elementov i soedineniy aviatsionnykh konstruksiy iz kompozitov* [Strength and stability of elements and joints of aircraft structures made of composites] Moscow, Fizmatlit Publ., 2013, 272 p.
- [4] Belouettar S., Abbadi A., Azari Z., Belouettar R., Freres P. Experimental investigation of static and fatigue behavior of composites honeycomb materials using four point bending tests. *Composite Structures*, 2009, vol. 87, pp. 265–273.
- [5] Guangyong Sun, Xintao Huo, Dongdong Chen, Qing Li. Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression. *Materials & Design*, 2017, vol. 133, pp. 154–168.
- [6] Dobritsa D.B. *Teoretiko-eksperimentalnaya otsenka stoykosti sotovykh paneley kosmicheskogo korablya pri vozdeystvii meteorno-tekhnogennykh chastits* [Theoretical-experimental estimate of resistance of spacecraft honeycomb panels upon impacts from meteoroids and space debris]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta — Tomsk State University Journal*, 2014, no. 2, pp. 58–68.
- [7] Medvedskiy A.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V., Dedova D.V. Behaviour of a cylindrical reinforced carbon fibre shell under impact load. *TEM Journal*, 2021, vol. 10, no. 4, pp. 1597–1604.

- [8] Rabinskiy L.N., Martirosov M.I., Dedova D.V., Khomchenko A.V. Dynamics of composite cylindrical panels with honeycomb filler after internal damage by aircraft engine jet. *Russian Engineering Research*, 2024, vol. 44, no. 5, pp. 726–729.
- [9] Dedova D.V., Kuznetsova E.L., Martirosov M.I., Khomchenko A.V. Chislennoe issledovanie vliyaniya vnytrennikh defektov na napryazhenno-deformirovanoe sostoyanie trekhsloynoy paneli s razlichnymi tipami sotovogo zapolnitelya [Numerical study of the influence of internal defects on the stress-strain state of a three-layer panel with different types of the honeycomb core]. *STIN*, 2023, no. 10, pp. 27–30.
- [10] TU 23.99.14-102-61664530–20218. *Prepregi na osnove uglevoloknistykh armiruyushchikh materialov i svyazuyushchego ASM 102* [TU 23.99.14-102-61664530–20218. Prepregs based on carbon fiber reinforcing materials and ASM 102 binder].
- [11] TU 1-596-231-01. *Polimerosotoplasty PSP-1* [TU 1-596-231-01. Polymer-coated honeycomb plastics PSP-1].
- [12] GOST R 56816-2015. *Kompozity polimernye. Opredelenie mekhanicheskikh kharakteristik pri szhatii materiala vnutrennego sloya "sendvich"-konstruktsiy perpendikulyarno k ploskosti obraztsa* [GOST R 56816-2015. Polymer composites. Determination of flatwise compressive properties of sandwich cores]. Moscow, Standartinform Publ., 2016, 14 p.
- [13] ASTM C365/C365M-11a. *Standard test method for flatwise compressive properties of sandwich cores*. 4 p.

Rabinsky L.N., Dr. Sc. (Phys.-Math.), Professor, Head of Department, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: rabinskiy@mail.ru

Martirosov M.I., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: michaelmartirosov@yandex.ru

Dedova D.V., Postgraduate, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: darina.dedova98@gmail.com