

Визначення максимальної глибини утяжки супертонких несучих обшивок сендвічевої панелі сонячної батареї космічного літального апарату

¹ Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»,

² Харківський національний університет міського господарства
ім. О. М. Бекетова

Континуальні утяжки супертонких обшивок є суто специфічними дефектами, які виявляються в процесі виготовлення сендвічевих панелей сонячних батарей космічних літальних апаратів. В даний час цим видам дефектів, як у плані природи їх появи, так і у аспекті зниження (усунення) приділяється пильна увага. Статтю присвячено проведенню аналізу даного типу дефекту, що виникає в процесі складання сендвічевої конструкції склеюванням супертонких несучих обшивок з стільниковим заповнювачем. Для оцінювання утяжок розроблено математичну модель, що враховує термічне розширення обшивки та стільникового заповнювача при температурі склеювання панелі з подальшим охолодженням та фіксуванням клею в розігрітому стані, а потім – охолодженням склеєної панелі до нормальної температури. На основі даної моделі отримано аналітичні залежності для визначення максимальної глибини утяжок. Показано, що континуальні утяжки мають порівняно малу величину і є неминучим наслідком реалізації оптимального проекту, за винятком єдиного параметру – перепаду температури при охолодженні від температури склеювання панелі до нормальної. Тому застосування клеїв, що полімеризуються при нижчих температурах (як і сполучних для виготовлення композитних обшивок панелей) може знизити величину утяжки. Отримані результати досліджень дозволяють вирішити низку нових завдань технології складання конструкцій з полімерних композиційних матеріалів для аерокосмічної техніки та можуть бути використані при виробництві інших прецизійних виробів конверсійного призначення.

Ключові слова: стільниковий заповнювач, континуальні утяжки, термонеєврівноважена структура

Вступ

В даний час спостерігається стійке зростання об'єму виробництва конструкцій із полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), що застосовуються у різних галузях техніки [1]. Постійно розширюється сфера застосування ПКМ та конструкцій на їх основі [2]. Так, сучасний розвиток аерокосмічної техніки характеризується зростаючим застосуванням у розміростабільних виробках різного призначення сендвічевих конструкцій з супертонкими несучими композитними обшивками з 2...3 моношарів та стільниковим заповнювачем з алюмінієвої фольги товщиною 0,01...0,03 мм [3]. Така конструктивна схема дозволяє реалізувати одні з найвищих показників питомої міцності та жорсткості, що є визначальним критерієм ефективності класу конструкцій, що розглядається. Прикладом можуть бути елементи конструкцій великогабаритних дзеркальних антен конструкції панелей сонячних батарей космічних апаратів, оптичних телескопів та ін. [4]. Однією з основних вимог до таких розміростабільних конструкцій, які функціонують в умовах відкритого космосу, є висока точність виготовлення [5]. Ця точність може вимірюватись відхиленнями від геометрично заданих форм частками міліметра [6]. При виробництві

сендвічевих конструкцій досить часто трапляються випадки, коли виготовлені конструкції змінюють свою початкову геометрію [7]. В результаті такі конструкції виявляються непридатними до використання за вимогами забезпечення точності геометрії [8]. Незважаючи на те, що технологія виробництва сендвічевих конструкцій в авіабудуванні добре освоєна [9, 10], специфіка формування супертонких несучих обшивок вимагає вирішення ряду нових технологічних завдань. До них у першу чергу відносяться завдання, пов'язані з особливостями використання супертонких обшивок, що мають в силу специфіки навантаження конструкції, термонеєврівноважену структуру [11]. Виникають також нові завдання при розробленні процесу складання склеюванням таких супертонких обшивок зі стільниковим заповнювачем. Так у процесі експериментальних досліджень [12, 13] було виявлено ряд технологічних проблем. Серед них однією з основних є поява рівномірно розподілених (континуальних) утяжок несучих обшивок у зоні чарунки стільникового заповнювача. За результатами вимірів їх глибина становила 50...70 мкм при товщині обшивки 0,02 мм для розміру чарунки стільників 6 мм (рис. 1).

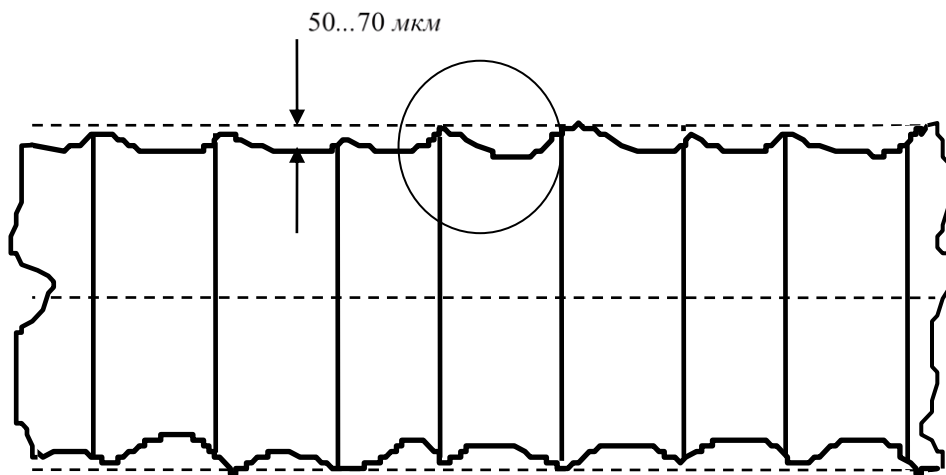


Рис. 1. Схема рівномірно розподілених (континуальних) утяжок тонких несучих обшивок сендвічевих панелей сонячних батарей космічного літального апарату

Аналіз проблеми та постановка мети дослідження

Питанням створення сендвічевих конструкцій з супертонкими композитними обшивками і стільниковим заповнювачем мінімальної поверхневої маси в даний час приділяється значна увага. Так, у роботі [14] вивчено вплив розподілу дефектів стільникових конструкцій на механічні характеристики конструкцій. Для зниження впливу дефектів у роботі запропоновано методологію машинного зору для спостереження за деформуванням несучих обшивок у межах кожної чарунки стільникового заповнювача.

У роботі [15] представлено результати досліджень забезпечення несучої здатності сендвічевих конструкцій у тих випадках, коли їх характеристики виходять за межі допустимих значень внаслідок технологічних відхилень. Отримані результати дозволили удосконалити типові технологічні процеси виробництва сендвічевих конструкцій. Однак, вони не дозволили встановити

конкретний механізм впливу технологічних недосконалостей на несучу здатність конструкцій.

У роботі [16] досліджено механічну поведінку сендвічевих конструкцій із супертонкими несучими обшивками. Проведено аналіз залежності жорсткості таких конструкцій від параметрів армування несучих обшивок та їх технологічних відхилень.

У роботі [17] для усунення дефектів, що виникають у процесі складання склеюванням сендвічевих конструкцій, запропоновано проводити одночасне спільне затвердіння несучих обшивок та стільникового заповнювача. У роботі показано, що збільшення тиску всередині конструкції за рахунок створення надлишкового надатмосферного тиску у вакуумному мішку є найбільш ефективним способом зниження спучування несучих обшивок над чарунками стільникового заповнювача.

У роботі [18] припущено, що якщо навантаження у площині панелі незначні, а розмір чарунки стільників відносно невеликий, кількість континуальних утяжок визначається геометричними властивостями несучої обшивки, клейового шару та клейової галтелі.

У роботі [12] проведено експериментальний та скінченно-елементний моніторинг континуальних утяжок несучих обшивок сендвічевих конструкцій. У роботі також розроблено аналітичну модель для прогнозування профілю поглиблення. Однак, як зазначають самі автори роботи, необхідна розробка більш ефективного методу оцінювання розміру утяжки за даними виміру деформацій. Розвитком цього напрямку досліджень стала робота [19]. У ній континуальні утяжки несучих обшивок досліджувалися з акцентом на їх експериментальний моніторинг та математичне прогнозування. Розподіл деформацій уздовж оптичних волокон, вбудованих у несучу обшивку, контролювався під час виготовлення конструкції. У роботі розроблено уточнену аналітичну модель, засновану на теорії балок, для прогнозування глибини утяжок на основі даних про експериментальний рівень деформацій.

У роботі [20] виявлено, що причиною утворення континуальних обтяжок несучих обшивок може бути втрата стійкості стінок чарунок стільників. Це призводить до стиснення надчарунчатих зон обшивок у їхній площині, особливо, якщо вони вже перебувають у стані позакритичного деформування тиском склеювання конструкції. У роботі запропонована математична модель, що враховує термічне розширення обшивки та стільникового заповнювача при температурі склеювання конструкції з подальшим охолодженням та фіксуванням клею в розігрітому стані, а потім – охолодженням склеєної конструкції до нормальної температури. Однак у цій роботі не враховувалися термічні деформації несучої обшивки, що виникають при її охолодженні внаслідок термонеєрівноваженості ПКМ.

У роботах [21, 22] проведені аналітичні дослідження напружень несучих обшивок, що мають різний ступінь термонеєрівноваженості за різних умов спірання панелі. Отримані у цих роботах результати дозволили авторам роботи [13] розробити аналітичну залежність для глибини максимальної континуальної утяжки. Також у цій роботі на підставі результатів роботи [20] показано, що континуальні утяжки є неминучими при використанні в сендвічевих конструкціях супертонких композитних несучих обшивок з 2...3 моношарів та стільникового заповнювача з алюмінієвої фольги.

Виходячи з цього, метою роботи є розробка математичної моделі утворення континуальних утяжок супертонких несучих обшивок сендвічевої панелі сонячної батареї космічного літального апарату у процесі їх склеювання із стільниковим заповнювачем.

Основна частина

Для оцінювання континуальних утяжок використаємо запропоновану нами раніше математичну модель [13, 20], що враховує термічне розширення обшивки і стільникового заповнювача при температурі склеювання панелі з подальшим охолодженням і фіксуванням клею в розігрітому стані, а потім – охолодженні склеєної панелі до нормальної температури. Розглянемо чарунку стільникового заповнювача рівновеликої площі з вихідною (рис. 2), в якій ізольований елемент обшивки шириною $b_{36}/3$ та довжиною a_c пов'язаний зі здвоєною фольгою стільникового заповнювача (рис. 3).

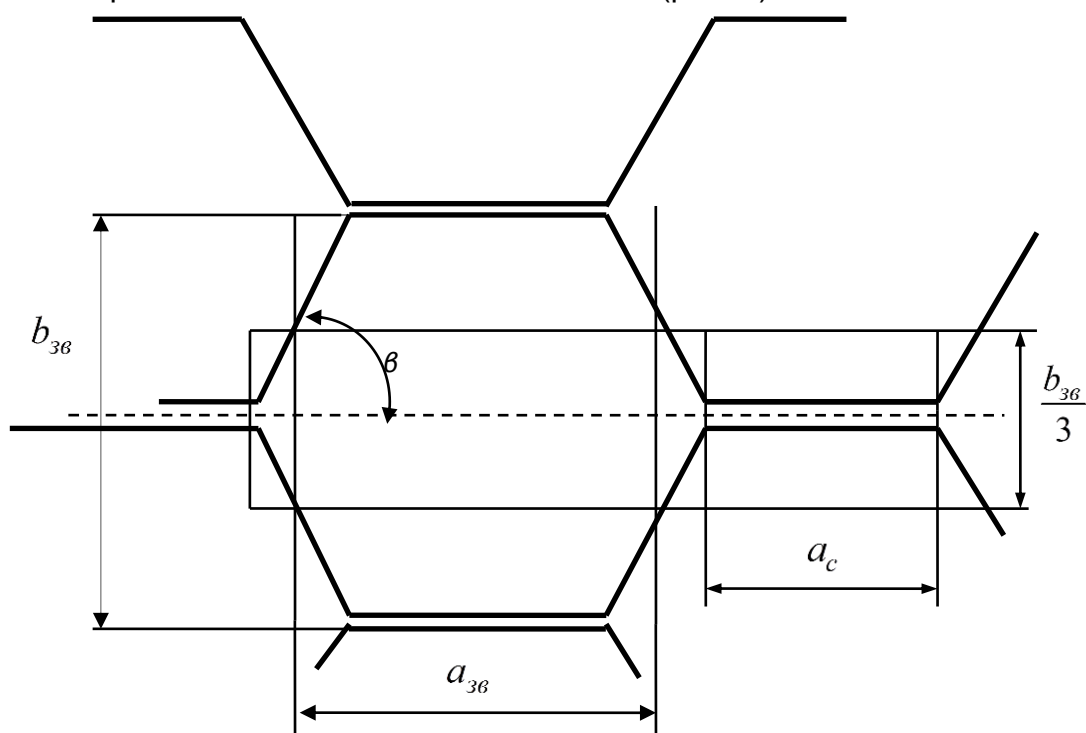


Рис. 2. Зведена чарунка стільникового заповнювача

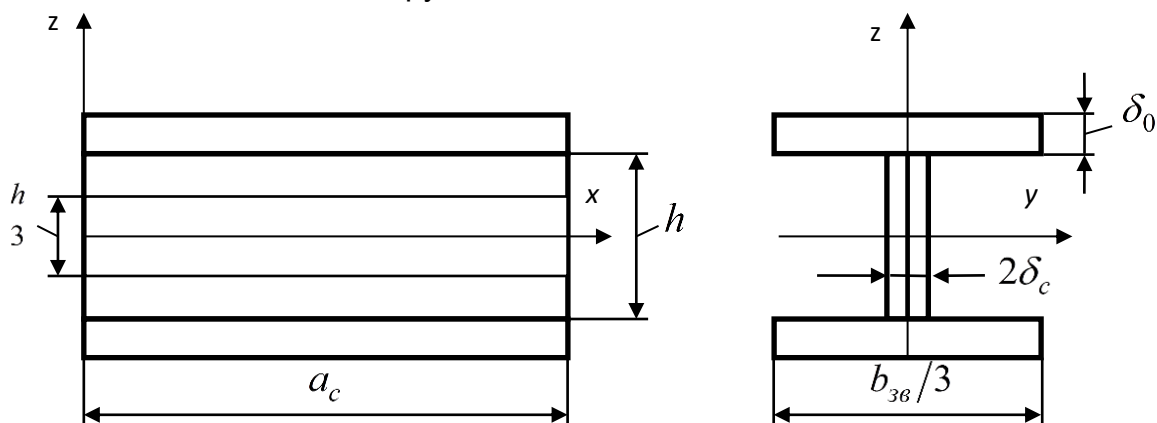


Рис. 3. Елемент обшивки у зоні здвоєної фольги стільникового заповнювача

При охолодженні цього елемента від температури склеювання (формування) панелі T_ϕ до нормальної T_0 , що становить величину $\Delta T_\phi = T_\phi - T_0$, прийнемо, що термопружні деформації вздовж осі y згасають за деяким законом, який дозволяє прийняти їх однаковими на ширині $b_{3\phi}/3$. Аналогічно вважаємо, що область спільних термопружних деформацій по координаті Z зверху та знизу поширюється лише на ширину $30\delta_c$, причому на цій ширині вони постійні (принцип приєднаної обшивки). Такими припущеннями забезпечується термопружний вигин верхнього та нижнього поясів двотаврової балки (рис. 4).

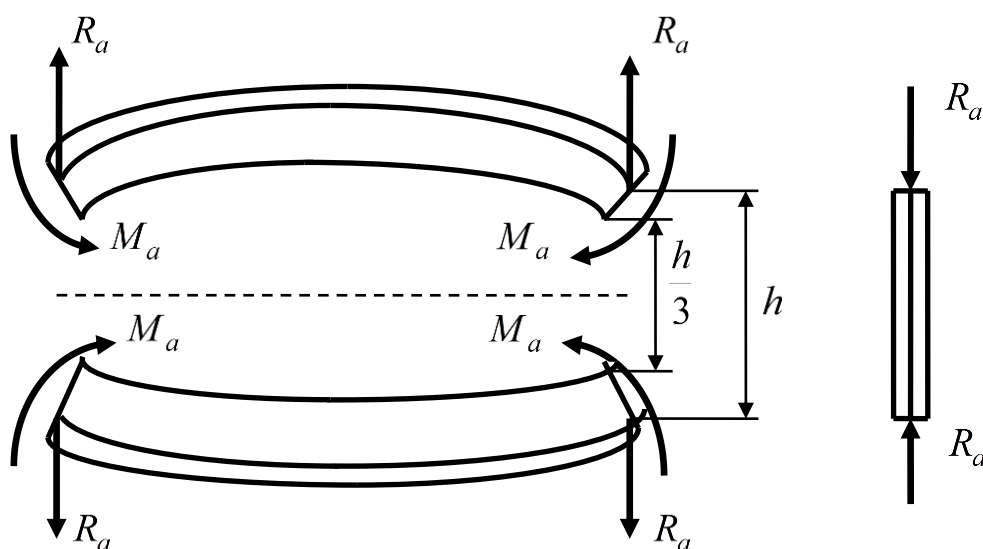


Рис. 4. Модель навантаженого елемента обшивки із стільниковим заповнювачем

Для двотаврової балки моменти M_a і реакції R_a статично дорівнюють нулю, проте фізично ці моменти можуть мати місце внаслідок дуже різної жорсткості несучих шарів і стінок стільників, але локалізовані поблизу деякої області, прийнятої рівній $30\delta_c$.

Згинальний момент M_a буде дорівнювати [20, 23]:

$$M_a = \frac{40(\delta_o + 30\delta_c)\delta_c^2 E_c \Delta T_\phi E_a \delta_o b_{3\phi} (\alpha_c - \alpha_o)}{60\delta_c^2 E_c + \frac{b_{3\phi}}{3} E_a \delta_o}, \quad (1)$$

де δ_o – товщина несучої обшивки;

δ_c – товщина фольги, з якої виготовлений стільниковий заповнювач;

E_a , α_a – модуль пружності, коефіцієнт лінійного термічного розширення матеріалу несучої обшивки;

E_c , α_c – модуль пружності, коефіцієнт лінійного термічного розширення матеріалу фольги стільникового заповнювача відповідно.

Отриманий момент M_a прагне вигнути балку зі здвоєною стінкою довжиною a_c , але він же вдавлює несійний шар – сусідню балку довжиною a_{36} , яка виділена із стільникової чарунки зведених розмірів (рис. 5).

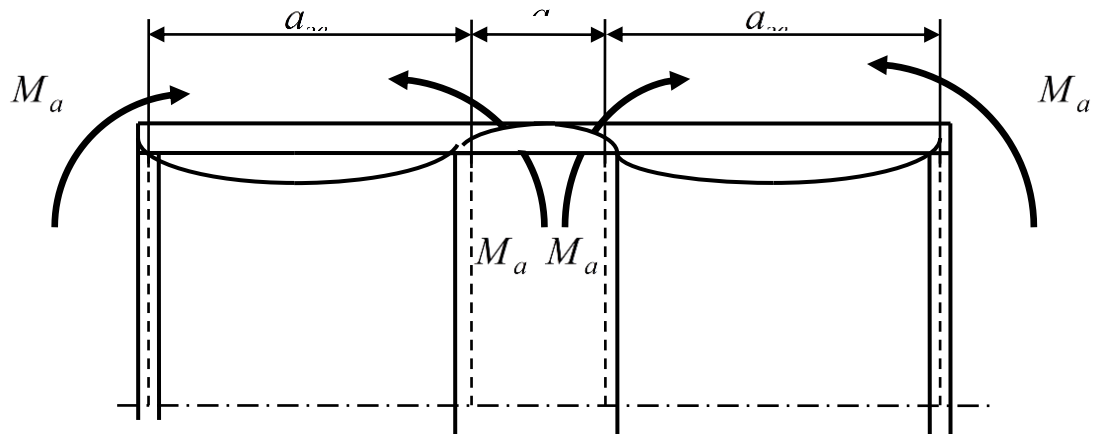


Рис. 5. Механізм утворення утяжки

Максимальний прогин цієї балки буде дорівнювати:

$$f_{max} = \frac{60(\delta_o + 30\delta_c)\delta_c^2 \Delta T_\phi (\alpha_c - \alpha_o) E_c a_c^2 (1 + \cos \beta)^2}{\delta_o^2 \left(60\delta_c^2 \frac{E_c}{E_a} + \frac{2}{3} a_c \delta_o \sin \beta \right) E_a}, \quad (2)$$

де a_c , β – розмір чарунки стільникового заповнювача та кут її розкриття.

Результати

Розглянемо приклад. Алюмінієвий стільниковий заповнювач з модулем пружності фольги $E_c=72$ ГПа та коефіцієнтом лінійного термічного розширення $\alpha_c=25 \cdot 10^{-6}$ $1/^\circ\text{C}$; модуль пружності матеріалу несучої обшивки $E_a=140$ ГПа та коефіцієнтом лінійного термічного розширення $\alpha_a=5 \cdot 10^{-6}$ $1/^\circ\text{C}$; товщина фольги $\delta_c=0,02$ мм; висота стільників $h=9$ мм; товщина несійної обшивки $\delta_o=0,2$ мм; розмір чарунки стільникового заповнювача $a_c=6$ мм; кут її розкриття $\beta=30^\circ$; перепад температури при охолодженні від температури склеювання панелі до нормальної $\Delta T_\phi=150^\circ\text{C}$.

При цих вихідних даних максимальний прогин дорівнює $f_{max}=0,14$ мм.

Зазначимо, що математична модель (2) дозволяє оцінити утяжку обшивки, пов'язану із спільним деформуванням при її охолодженні сукупно зі здвоєною стінкою стільників. Термічні деформації обшивки, що виникають при її охолодженні внаслідок термонеєврівноваженості матеріалу, не враховуються моделлю (2). Врахування термонеєврівноваженості обшивки проведено нами у роботі [20]. В результаті чого отримуємо формулу для глибини максимальної утяжки з врахуванням термонеєврівноваженості обшивки:

$$w_{max} = \frac{8E_2\delta_1\delta_2(\alpha_2 - \alpha_1)\Delta T_\phi a_c^2(1 + \cos \beta)^2}{(\delta_1 + \delta_2)^2 \left(1 + \frac{E_2}{E_1}\right)^3} \times \left(\frac{1 - 4tg^2 \frac{\beta}{2} \cdot \frac{\mu_{12}\delta_2}{\delta_1 + \delta_2}}{\delta_1 + \delta_2 \frac{E_2}{E_1}} - \frac{4tg^2 \frac{\beta}{2} - \frac{\left(\delta_2 + \delta_1 \frac{E_2}{E_1}\right)\mu_{12}\delta_2}{(\delta_1 + \delta_2)\left(\delta_1 + \delta_2 \frac{E_2}{E_1}\right)}}{\delta_2 + \delta_1 \frac{E_2}{E_1}} \right), \quad (3)$$

де індекси 1 і 2 відносяться до параметрів ортогональних складових несучих шарів теромоневрівноваженої обшивки.

Оскільки моменти M_a у моделі рис. 5 і моделі, що враховує термоневрівноваженість обшивки, спрямовані в протилежні сторони, то максимальна утяжка визначається різницею прогинів f_{max} і w_{max} :

$$w_\Sigma = f_{max} - w_{max}. \quad (4)$$

З урахуванням (3) при попередніх значеннях параметрів розглянутого вище прикладу отримаємо $w_{max}=0,1$ мм, а $w_\Sigma=0,14-0,1=0,04$ мм, що відповідає величинам утяжок, виміряних на дослідному фрагменті панелі сонячної батареї [19, 20], які дорівнюють 0,05...0,07 мм. Таким чином, континуальні утяжки мають порівняно малу величину і є, як показано в роботах [13, 19], неминучим наслідком реалізації оптимального проекту, за винятком єдиного параметра ΔT_ϕ , від якого величина прогину, як у випадку (2), так і (3) залежить лінійно. Тому застосування клеїв, що полімеризуються при нижчих температурах (як і сполучних для виготовлення композитних обшивок панелей), може знизити утяжку. Наприклад, при зниженні T_ϕ з 175°C до 80°C величина утяжки

$$\text{знижується } \frac{175 - 20}{80 - 20} = 2,6 \text{ рази.}$$

Висновки

Розроблено математичну модель утворення континуальних утяжок супертонких несучих обшивок сендвічевої панелі сонячної батареї космічного літального апарату у процесі їх склеювання із стільниковим заповнювачем, на основі якої отримано аналітичні залежності для визначення максимальної глибини утяжок.

Отримані результати досліджень дозволяють вирішити низку нових завдань технології складання конструкцій з полімерних композиційних

матеріалів для аерокосмічної техніки та можуть бути використані при виробництві інших прецизійних виробів конверсійного призначення.

Список літератури

1. Rajak, D. K., Pagar, D. D., Menezes, P. L., Linul, E. Fiber-reinforced polymer composites: manufacturing, properties, and applications. – Polymers. – 2019. – Vol. 11(10). – 1667. <https://doi.org/10.3390/polym11101667>
2. Hsissou, R., Seghiri, R., Benzekri, Z., Hilali, M., Rafik, M., Elharfi, A. Polymer composite materials: A comprehensive review. – Composite Structures. – 2021. – No. 262. – 113640. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113640>
3. Birman, V., Kardomateas, G.A. Review of current trends in research and applications of sandwich structures. – Composites Part B: Engineering. – 2018. – Vol. 142. – P. 221 – 240. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.01.027>
4. Schubert, M., Perfetto, S., Dafnis, A., Atzrodt, H., Mayer, D. Multifunctional and lightweight load-bearing composite structures for satellites. – MATEC Web Confer. – 2018. – Vol. 233. – 00019. <https://doi.org/10.1051/matecconf/201823300019>
5. Tiwary, A., Kumar, R., Chohan, J.S. A review on characteristics of composite and advanced materials used for aerospace applications. – Materials Today: Proceedings. – 2022. – Vol. 51(1). – P. 865 – 870. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.06.276>
6. Slyvynskiy, V.I., Alyamovskiy, A.I., Kondratjev, A.V., Kharchenko, M.E. Carbon honeycomb plastic as light-weight and durable structural material. – 63th International Astronautical Congress, IAC 2012. Naples, Italy, 1 - 5 October 2012 – Red Hook, NY: Curran, 2012. – Vol. 8. – P. 6519 – 6529.
7. Castanie, B., Bouvet, C., Ginot, M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. – Composites Part C: Open Access. – 2020. – No. 1. – 100004. <https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2020.100004>
8. Vargas-Rojas, E., Nocetti-Cotelo, C.A.: Alternative proposal, based on systems-engineering methods, aimed at substituting with carbon-epoxy laminates the load-bearing aluminum sandwiches employed in the structure of a small satellite. – Advances in Space Research. – 2020. – Vol. 66. – P. 193 – 218. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.04.004>
9. Baran, I., Cinar, K., Ersoy, N., Akkerman, R., Hattel, J. H. A Review on the mechanical modeling of composite manufacturing processes. – Archives of Computational Methods in Engineering. – 2017. – Vol. 24(2). – P. 365 – 395. <https://doi.org/10.1007/s11831-016-9167-2>
10. Li, Y., Xiao, Y., Yu, L., Ji, K., Li, D.S. A review on the tooling technologies for composites manufacturing of aerospace structures: materials, structures and processes. – Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2022. – No. 154. – 106762. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2021.106762>
11. Gavva, L. M., Firsanov, V. V. Analytical review of account methods and experimental approaches to stress-strain state investigation of structurally-anisotropic aircraft panels made from composite materials. – IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 2020, AMMAI 2020. – Vol. 927. 012067. <https://doi.org/10.1088/1757-899x/927/1/012067>
12. Siivola, J., Minakuchi, S., Takeda, N. Dimpling monitoring and assessment of satellite honeycomb sandwich structures by distributed fiber optic sensors. –

Structural Health Monitoring – from Sensing to Diagnosis and Prognosis. -2017. – Vol. 188. – P. 186 – 193. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.04.473>

13. Kondratiev, A., Gaidachuk, V., Nabokina, T., Tsaritsynskyi, A. New Possibilities of Creating the Efficient Dimensionally Stable Composite Honeycomb Structures for Space Applications. – Advances in Intelligent Systems and Computing. – Vol. 1113. – Springer: Cham, 2020. – P. 45 – 59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5

14. Wang, Z.G., Li, Z.D., Zhou, W., Hui, D. On the influence of structural defects for honeycomb structure. – Composites Part B: Engineering. – 2018. – Vol. 142. – P. 183 – 192. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.01.015>

15. Kondratiev, A., Prontsevykh, O. Stabilization of physical-mechanical characteristics of honeycomb filler based on the adjustment of technological techniques for its fabrication. – Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2018. – Vol. 5. – P. 71 – 77. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2018.143674>

16. Yankovskii, A.P. Steady-State Creep of Metal-Composite Sandwich Panels with Thin Reinforced Bearing Layers. – Mech. Compos. Mater. – 2019. – Vol. 55. – P. 421 – 434. <https://doi.org/10.1007/s11029-019-09823-y>

17. Zebrine, D., Wadhwani, E., Nutt, S. Surface porosity development in tool-side facesheets of honeycomb core sandwich structures during co-cure. – Advanced Manufacturing-Polymer and Composites Science. – 2022. – No. 8. – P. 43 – 55. <https://doi.org/10.1080/20550340.2022.2056313>

18. Rion, J., Stutz, S., Leterrier, Y., Manson, J.A.E. Influence of process pressure on local facesheet instability for ultra-light sandwich structures. – Journal of Sandwich Structures and Materials. – 2009. – No. 11. – P. 293 – 311. <https://doi.org/10.1177/1099636209104513>

19. Siivola, J.T., Minakuchi, S., Mizutani, T., Kitamoto, K., Takeda, N. Monitoring of dimple formation in honeycomb sandwich structures using distributed fiber optic sensors. – Journal of Sandwich Structures and Materials. – 2021. – Vol. 23. – P. 3645 – 3668. <https://doi.org/10.1177/1099636220935821>

20. Гайдачук А.В., Карпикова О.А., Кондратьев А.В., Сливинский М.В. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения: монограф. в 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций; под. ред. А.В. Гайдачука. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 279 с.

21. Gavva, L. M., Firsanov, V. V. Mathematical models and methods for calculating the stress-strain state of aircraft panels from composite materials taking into account the production technology. – Mechanics of Solids – 2020. – Vol. 55(3). – P. 403 – 412. <https://doi.org/10.3103/s002565442003005x>

22. Boitsov, B.V., Gavva, L.M., Pugachev, Y.N. The Stress-strain state of structurally anisotropic panels from composite materials under force and process temperature exposure. – Polymer Science, Series D. 2019. – No. 12. – P. 85 – 90. <https://doi.org/10.1134/S1995421219010039>

23. Деменко В.Ф., Куреннов С.С. Основи теорії напружено-деформованого стану. – Харків: Нац. аэрокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харків. авиац. ін-т", 2018. – 256 с.

References

1. Rajak, D.K., Pagar, D.D., Menezes, P.L., Linul, E. Fiber-reinforced polymer

composites: manufacturing, properties, and applications. – Polymers. – 2019. – Vol. 11(10). – 1667. <https://doi.org/10.3390/polym11101667>

2. Hsissou, R., Seghiri, R., Benzekri, Z., Hilali, M., Rafik, M., Elharfi, A. Polymer composite materials: A comprehensive review. – Composite Structures. – 2021. – No. 262. – 113640. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113640>

3. Birman, V., Kardomateas, G.A. Review of current trends in research and applications of sandwich structures. – Composites Part B: Engineering. – 2018. – Vol. 142. – P. 221 – 240. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.01.027>

4. Schubert, M., Perfetto, S., Dafnis, A., Atzrodt, H., Mayer, D. Multifunctional and lightweight load-bearing composite structures for satellites. – MATEC Web Confer.- 2018. – Vol. 233. – 00019. <https://doi.org/10.1051/matecconf/201823300019>

5. Tiwary, A., Kumar, R., Chohan, J.S. A review on characteristics of composite and advanced materials used for aerospace applications. – Materials Today: Proceedings. – 2022. – Vol. 51(1). – P. 865 – 870. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.06.276>

6. Slyvynskiy, V.I., Alyamovskiy, A.I., Kondratjev, A.V., Kharchenko, M.E. Carbon honeycomb plastic as light-weight and durable structural material. – 63th International Astronautical Congress, IAC 2012. Naples, Italy, 1 - 5 October 2012 – Red Hook, NY: Curran, 2012. – Vol. 8. – P. 6519 – 6529.

7. Castanie, B., Bouvet, C., Ginot, M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. – Composites Part C: Open Access. – 2020. – No. 1. – 100004. <https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2020.100004>

8. Vargas-Rojas, E., Nocetti-Cotelo, C.A.: Alternative proposal, based on systems-engineering methods, aimed at substituting with carbon-epoxy laminates the load-bearing aluminum sandwiches employed in the structure of a small satellite. – Advances in Space Research. – 2020. – Vol. 66. – P. 193 – 218. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.04.004>

9. Baran, I., Cinar, K., Ersoy, N., Akkerman, R., Hattel, J. H. A Review on the mechanical modeling of composite manufacturing processes. – Archives of Computational Methods in Engineering. – 2017. – Vol. 24(2). – P. 365 – 395. <https://doi.org/10.1007/s11831-016-9167-2>

10. Li, Y., Xiao, Y., Yu, L., Ji, K., Li, D.S. A review on the tooling technologies for composites manufacturing of aerospace structures: materials, structures and processes. – Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, - 2022. – No. 154. – 106762. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2021.106762>

11. Gavva, L. M., Firsanov, V. V. Analytical review of account methods and experimental approaches to stress-strain state investigation of structurally-anisotropic aircraft panels made from composite materials. – IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 2020, AMMAI 2020. – Vol. 927. 012067. <https://doi.org/10.1088/1757-899x/927/1/012067>

12. Siivola, J., Minakuchi, S., Takeda, N. Dimpling monitoring and assessment of satellite honeycomb sandwich structures by distributed fiber optic sensors. – Structural Health Monitoring - from Sensing to Diagnosis and Prognosis. -2017. – Vol. 188. – P. 186 – 193. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.04.473>

13. Kondratiev, A., Gaidachuk, V., Nabokina, T., Tsaritsynskiy, A. New Possibilities of Creating the Efficient Dimensionally Stable Composite Honeycomb Structures for Space Applications. – Advances in Intelligent Systems and Computing. – Vol. 1113. – Springer: Cham, 2020. – P. 45 – 59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5

14. Wang, Z.G., Li, Z.D., Zhou, W., Hui, D. On the influence of structural defects for honeycomb structure. – Composites Part B: Engineering. – 2018. – Vol. 142. – P. 183 – 192. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.01.015>
15. Kondratiev, A., Prontsevych, O. Stabilization of physical-mechanical characteristics of honeycomb filler based on the adjustment of technological techniques for its fabrication. – Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2018. – Vol. 5. – P. 71 – 77. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2018.143674>
16. Yankovskii, A.P. Steady-State Creep of Metal-Composite Sandwich Panels with Thin Reinforced Bearing Layers. – Mech. Compos. Mater. – 2019. – Vol. 55. – P. 421 – 434. <https://doi.org/10.1007/s11029-019-09823-y>
17. Zebrine, D., Wadhwani, E., Nutt, S. Surface porosity development in tool-side facesheets of honeycomb core sandwich structures during co-cure. – Advanced Manufacturing-Polymer and Composites Science. – 2022. – No. 8. – P. 43 – 55. <https://doi.org/10.1080/20550340.2022.2056313>
18. Rion, J., Stutz, S., Leterrier, Y., Manson, J.A.E. Influence of process pressure on local facesheet instability for ultra-light sandwich structures. – Journal of Sandwich Structures and Materials. – 2009. – No. 11. – P. 293 – 311. <https://doi.org/10.1177/1099636209104513>
19. Siivola, J.T., Minakuchi, S., Mizutani, T., Kitamoto, K., Takeda, N. Monitoring of dimple formation in honeycomb sandwich structures using distributed fiber optic sensors. – Journal of Sandwich Structures and Materials. – 2021. – Vol. 23. – P. 3645 – 3668. <https://doi.org/10.1177/1099636220935821>
20. Gaydachuk, A.V., Karpikova, O.A., Kondratiev A.V., Slivinskiy, M.V. Sotovyie zapolniteli i panelnyie konstruktsii kosmicheskogo naznacheniya. Tehnologicheskie nesovershenstva sotovyih zapolniteley i konstruktsiy. – Publ. National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”. – Kharkiv, 2012. – 279 p.
21. Gavva, L. M., Firsanov, V. V. Mathematical models and methods for calculating the stress-strain state of aircraft panels from composite materials taking into account the production technology. – Mechanics of Solids – 2020. – Vol. 55(3). – P. 403 – 412. <https://doi.org/10.3103/s002565442003005x>
22. Boitsov, B.V., Gavva, L.M., Pugachev, Y.N. The Stress–strain state of structurally anisotropic panels from composite materials under force and process temperature exposure. – Polymer Science, Series D. 2019. – No. 12. – P. 85 – 90. <https://doi.org/10.1134/S1995421219010039>
23. Demenko V.F., Kurenov S.S. Basics of the theory of stress-strain state. – Publ. National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”. – Kharkiv, 2018. – 256 p.

Надійшла в редакцію 13.12.2022, розглянута на редколегії 13.12.2022

Determination of the dimple maximum depth in super-thin load-bearing skins of a spacecraft solar battery sandwich panel

Continuous dimple of super-thin skins are purely specific defects that are found in the process of sandwich panels manufacturing of spacecraft solar batteries. These types of defects, both in terms of the nature of their appearance and in the aspect of reduction (elimination), are currently receiving close attention. An analysis of this type of defect, which occurs in the process of assembling a sandwich structure

by gluing super-thin load-bearing skins and cellular aggregate, has been carried out. A mathematical model was developed to estimate these dimples, which takes into account the thermal expansion of the cladding and cellular aggregate at the temperature of the panel gluing, followed by icing and fixation of the glue in a heated state, and then cooling the glued panel to normal temperature. On the basis of this model, analytical dependences for determining the maximum depth of dimple were obtained. It was shown that continuous dimples have a relatively small value and are an inevitable consequence of the optimal design implementation with the exception of the only parameter - the temperature difference during cooling from the panel gluing temperature to normal. Therefore, the use of glues that polymerize at lower temperatures (as well as binders for the manufacture of panel skins) can reduce the dimple size. The research results allow solving a number of new tasks of the technology of assembling a structures made of polymer composite materials for aerospace engineering and can be used in the production of other precision products for conversion purposes.

Keywords: cellular filler, continuous contractions, thermal nonequilibrium structure

Відомості про авторів:

Гайдачук Віталій Євгенович – д.т.н., проф., професор кафедри конструкцій і проєктування ракетної техніки, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: k401@khai.edu, тел.: +380577884401. <https://orcid.org/0000-0001-7202-5109>

Деменко Владислав Федорович – к.т.н., доцент, професор кафедри міцності літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: vladislav.demenko@gmail.com, тел.: +380504014678. <http://orcid.org/0000-0002-9555-4596>

Кондратьєв Андрій Валерійович – д.т.н., професор, завідувач кафедри матеріалознавства та інженерії композитних конструкцій, Харківський національний університет міського господарства ім. О. М. Бекетова, Харків, Україна, e-mail: andrii.kondratiev@kname.edu.ua, тел.: +380955099864. <https://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

About the Authors

Gajdachuk Vitaliy – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Department of Rocket Design and Engineering, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: k401@khai.edu, tel.: +380577884401. <https://orcid.org/0000-0001-7202-5109>

Vladyslav Demenko – Candidate of Science (PhD), Associate Professor, Professor of Department of Aircraft Strength, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: vladislav.demenko@gmail.com, tel.: +380504014678. <http://orcid.org/0000-0002-9555-4596>

Kondratiev Andrii – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Department of Materials Science and Engineering of Composite Structures, O. M. Beketov National University of Urban Economy in Kharkiv, Kharkiv, Ukraine, e-mail: andrii.kondratiev@kname.edu.ua, tel.: +380955099864. 36<https://orcid.org/0000-0002-8101-1961>