

ОЦІНКА МІЦНОСТІ ШАРУВАТИХ ПЛАСТИКІВ ІЗ ВРАХУВАННЯМ ДЕГРАДАЦІЇ МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ШАРІВ В ПРОЦЕСІ ДЕФОРМУВАННЯ

Представлена структурно-феноменологическая модель, которая позволяет описывать процессы деформирования и разрушения слоистых композиционных материалов, находящихся в условиях плоского напряженного состояния. В соответствии с моделью, кроме двух естественных состояний композита – начального (сплошной материал) и конечного (разрушенного) – существует ряд промежуточных состояний с трещинами. На основе предложенной модели изложена методика расчета несущей способности ламинантов для широкого диапазона температур с учетом термических напряжений между слоями. Продемонстрирована эффективность прогнозирования прочности и параметров жесткости слоистых углепластиков, как при комнатной, так и криогенной температурах.

The structural-phenomenological model that describes the deformation and failure processes of multilayered composites in a state of plane stress are presented. According to the model, except for two common states of the composite laminate – the initial state (monolithic material) and the final state (broken material) – there exists a group of intermediate states, namely the material with cracks. Rest upon the model a methodology of predicting both stress/strain curves and failure envelopes for multilayered composites under a wide temperature range was developed. The good agreement between the predicted by the methodology strength and stiffness parameters of CFRP and corresponding them experimental obtained values is demonstrated for room and cryogenics temperatures.

Вступ. Композиційні матеріали, армовані односпрямованими неперервними волокнами, знаходять все ширше застосування в різних галузях науки і техніки. Серед причин, що стримують їх розповсюдження, можна назвати і відсутність ефективних методик для розрахунку несівної здатності шаруватих пластиків при різних умовах термосилового навантаження.

Процес руйнування шаруватих композиційних матеріалів починається з локальних руйнувань матриці або зв'язків між волокнами і матрицею в окремих шарах, що супроводжується утворенням і розвитком тріщин у відповідних напрямках [1-3]; при цьому матеріал може як відразу зруйнуватися, так і продовжувати чинити опір подальшому деформуванню. Такі процеси майже не проявляються в макроскопічній поведінці композита і їх важко зафіксувати експериментально. Підхід, що дозволяє за допомогою розрахунків встановити початок тріщиноутворення в композитах, відомий в літературі як "руйнування першого шару" [4, 5].

Перші дослідження механічної поведінки шаруватих композицій після руйнування першого шару виконані С. Цаєм [1], Н. Дау і У. Розеном [2]. Опис процесу деформування композитів після початку тріщиноутворення здійснювався шляхом заміни характеристик пружності відповідних шарів в рамках прийнятої моделі деградації. Однак, в наведених моделях не враховувалися випадки руйнування шарів від дотичних та стискаючих трансверсальних напружень.

Подальший розвиток моделей деградації характеристик шару знайшов своє відображення в роботах П.О. Зінов'єва і Тараканова [3], В. Вольфа і Т. Буталії [6], К. Суна і Й. Тао [7] та Т. Богетті із співавторами [8].

Основним недоліком цитованих робіт є неврахування залежностей механічних характеристик композитів від температури та ігнорування наявності термічних напружень [9], що виникають в шаруватих композиціях внаслідок істотної анізотропії ефективних коефіцієнтів термічного розширення армованих шарів [10]. Вищезазначені підходи не дозволяють вірно оцінювати несівну здатність

шаруватих пластиків особливо при пониженні температури експлуатації, коли термічні напруження значно підвищуються.

Обмежимося розглядом механічної поведінки шаруватих пластиків із симетричними, відносно їх серединної поверхні, схемами укладки шарів. Такі композиції відносяться до класу ортотропних матеріалів.

Кожний шар композиційного матеріалу, армований односпрямованими неперервними волокнами, які рівномірно розподілені в полімерній матриці. Виходячи із гіпотези континуума окремий такий шар можна вважати трансверсально-ізотропним матеріалом. Даний підхід включає в себе процедуру статистичного осереднення, при допомозі якої дійсний стан середовища ідеалізується і вважається континуумом. Ефективні механічні характеристики шарів або розраховують, виходячи із структури і механічних характеристик складових, або визначають із відповідних експериментальних досліджень.

Гіпотези, що покладені в основу математичної моделі. Базуючись на експериментальних даних про закономірності деформування і руйнування односпрямованих вуглепластиків та результатах випробувань несівної здатності ламінантів з різними схемами армування, пропонується модель для розрахунку несівної здатності композитів із врахуванням деградації пружних характеристик шарів на основі критерія максимальних напружень.

В основу запропонованої моделі покладені наступні гіпотези:

- 1) шари композитів вважаються лінійно пружними аж до остаточного його руйнування;
- 2) припускається, що всі шари ламінантів жорстко з'єднані між собою, і зв'язок між ними в процесі деформування не порушується;
- 3) має місце однорідність поля деформацій по товщині композита та однорідність напружень в кожному шарі;
- 4) якщо в процесі деформування шару одна із компонент тензора напруження досягла відповідної границі міцності, то в цьому напрямку шар перестає чинити опір деформуванню.

При розрахунках напружено-деформованого стану в шаруватих композиційних матеріалах будемо враховувати залежності пружних характеристик шарів від температури і приймати до уваги наявні термічні напруження, а при оцінці міцності – температурні залежності руйнівних напружень. При описі процесів деформування і руйнування композицій користуватимемося двома системами координат: глобальною (x, y, z) – для шаруватого композита та локальною – ($1, 2, 3$) – для окремого шару. Осі цих систем координат вибиратимемо таким чином, щоб вони збігалися з осями ортотропії композита і транстропії шару відповідно, як показано на рис.1.

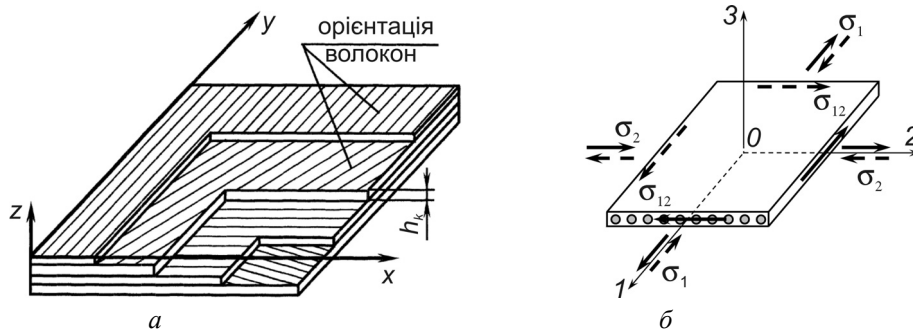


Рис.1 Геометрія шаруватого композита (а) і окремого шару (б), що перебуває в умовах плоского напруженого стану та їх відповідні осі ортотропії

Модель деградації властивостей шару. Запропонована модель базується на критерії максимальних напружень ортотропного тіла, що перебуває в умовах плоского напруженого стану. Вважається, що початок процесу руйнування має місце в тому випадку, якщо напруження в шарі досягають значень, при яких не виконується хоча б одна з умов

$$\tilde{\sigma}_{-1} < \sigma_1 < \tilde{\sigma}_{+1}; \quad \tilde{\sigma}_{-2} < \sigma_2 < \tilde{\sigma}_{+2}; \quad \tilde{\sigma}_{12} < \sigma_{12} < \tilde{\sigma}_{12}, \quad (1)$$

де $\tilde{\sigma}_{12}$ – міцність на зсув шару в площині армування, $\tilde{\sigma}_{+1}$ і $\tilde{\sigma}_{-1}$ – міцності на розтяг і на стиск в

напрямку армування, $\tilde{\sigma}_{+2}$ і $\tilde{\sigma}_{-2}$ – міцності на розтяг і на стиск в трансверсальному напрямку.

Будемо вважати, що шаруватий композит втрачає несівну здатність при втраті несівної здатності всіх шарів.

Розглянемо докладніше всі можливі випадки руйнування окремого шару за плоского напруженого стану, як показано на рис.2.

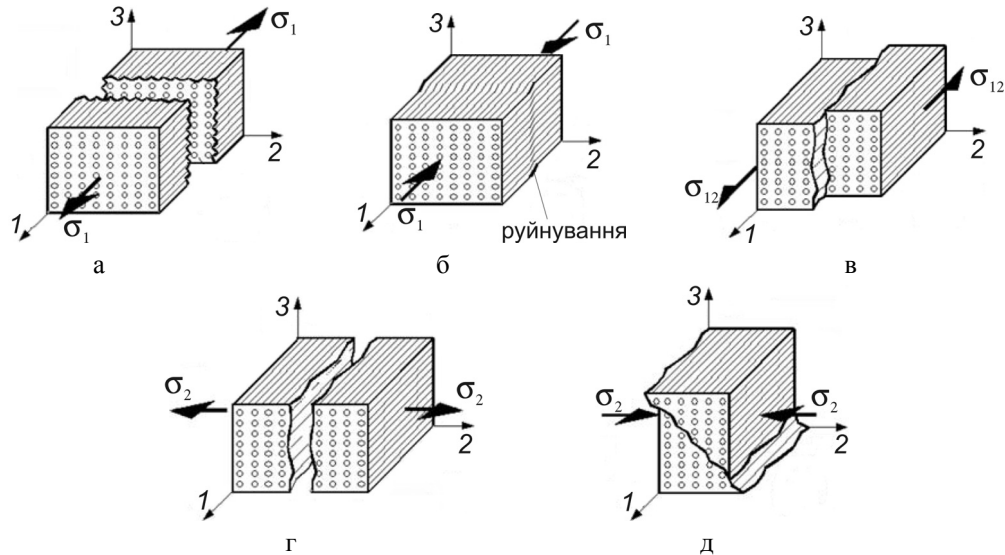


Рис.2 Можливі види руйнування односпрямованого композита за плоского напруженого стану

Умови деградації характеристик жорсткості шару, враховуючи всі можливі види руйнування, можна сформулювати наступним чином.

1. Якщо для діючих напружень задовільняється, хоча б одна із трьох систем нерівностей

$$\begin{cases} \tilde{\sigma}_{-1} < \sigma_1 < \tilde{\sigma}_{+1}; \\ \sigma_2 \geq \tilde{\sigma}_{+2}; \\ |\sigma_{12}| < \tilde{\sigma}_{12}. \end{cases} \quad \begin{cases} \tilde{\sigma}_{-1} < \sigma_1 < \tilde{\sigma}_{+1}; \\ 0 < \sigma_2 < \tilde{\sigma}_{+2}; \\ |\sigma_{12}| \geq \tilde{\sigma}_{12}. \end{cases} \quad \begin{cases} \tilde{\sigma}_{-1} < \sigma_1 < \tilde{\sigma}_{+1}; \\ \sigma_2 \leq \tilde{\sigma}_{-2}, \end{cases} \quad (2)$$

то у відповідних матрицях жорсткості шару необхідно прийняти наступні умови

$$E_2 = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = \nu_{23} = \nu_{32} = 0. \quad (3)$$

2. Якщо для характеристик напруженого стану справедливі співвідношення

$$\sigma_1 \geq \tilde{\sigma}_{+1} \text{ або } \sigma_1 \leq \tilde{\sigma}_{-1}, \quad (4)$$

то рівними нулеві слід вважати наступні параметри шару

$$E_1 = E_2 = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = \nu_{23} = \nu_{32} = \nu_{13} = \nu_{31} = 0, \quad (5)$$

3. Нарешті, для випадку, коли

$$\begin{cases} \tilde{\sigma}_{-1} < \sigma_1 < \tilde{\sigma}_{+1}; \\ \tilde{\sigma}_{-2} < \sigma_2 < 0; \\ |\sigma_{12}| \geq \tilde{\sigma}_{12}, \end{cases} \quad (6)$$

то для відповідного шару необхідно вважати, що модуль зсуву дорівнює нулеві ($G_{12} = 0$).

Розрахунок ефективних характеристик пружності, напруженого стану і міцності шаруватих композицій. Розглянемо шаруватий композиційний матеріал (див. рис.3), що перебуває в умовах плоского навантаження в площині xOy за температури T .

Залежності між осередненими по товщині композита деформаціями $\langle \varepsilon_i \rangle$, осередненими

напруженнями $\langle \sigma_i \rangle$ і приростом температури ΔT визначаються співвідношеннями [11]

$$\langle \sigma_i \rangle = \lambda_{ij}^* \cdot \langle \varepsilon_j \rangle - \beta_i^* \cdot \Delta T, \quad \langle \varepsilon_i \rangle = A_{ij}^* \cdot \langle \sigma_j \rangle + \alpha_i^* \cdot \Delta T, \quad (i, j = 1, 2, \dots, 6), \quad (7)$$

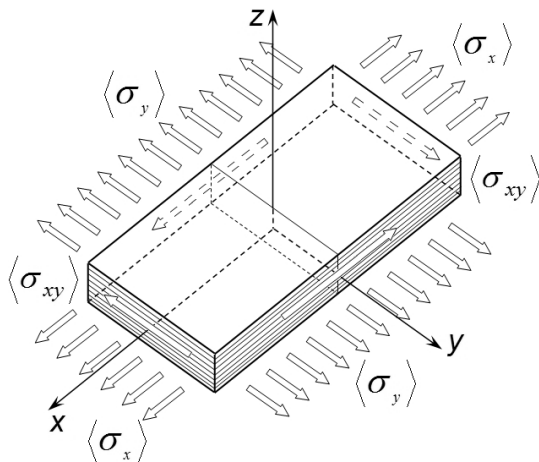


Рис.3 Шаруватий композит, його осі ортотропії та схема навантаження

де λ_{ij}^* , A_{ij}^* , β_i^* , α_i^* - компоненти ефективних характеристик жорсткості, піддатливості, ефективних коефіцієнтів термічних напружень і теплового розширення ортотропного композита, $\Delta T = T - T_0$, T - температура навколишнього середовища, T_0 - температура, при якій відсутні термічні напруження (температура кристалізації або твердіння матриці). Під індексами, що повторяються в (7), розуміють додавання. Крім того прийняті наступні позначення

$$\sigma_1 = \sigma_{11}, \sigma_2 = \sigma_{22}, \sigma_3 = \sigma_{33}, \sigma_4 = \sigma_{23}, \sigma_5 = \sigma_{13}, \sigma_6 = \sigma_{12},$$

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_{11}, \varepsilon_2 = \varepsilon_{22}, \varepsilon_3 = \varepsilon_{33}, \varepsilon_4 = \varepsilon_{23}, \varepsilon_5 = \varepsilon_{13}, \varepsilon_6 = \varepsilon_{12}. \quad (8)$$

Після обчислення усіх ефективних характеристик пакету шарів за формулами представленими в [11], можна вирахувати розподіли локальних напружень в шарах. Відповідні співвідношення також не приводимо враховуючи їх громіздкість.

Базуючись на розробленій моделі деградації, термомеханічних характеристиках шару і критерії максимальних напружень, була розроблена методика і алгоритм прогнозування міцності шаруватого композита.

При такому підході організується покрокова обчислювальна процедура з поступовим збільшенням навантаження. Після досягнення будь-якої компоненти тензора напруження свого критичного значення, необхідно перерахувати матрицю жорсткості відповідного шару.

Матриці жорсткості деградованого шару відносно локальних систем координат (123) в залежності від умов (2), (4), (6) мають вигляд

$$\begin{bmatrix} \lambda_{11} & 0 & \lambda_{13} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \lambda_{31} & 0 & \lambda_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} & \lambda_{13} & 0 & 0 & 0 \\ \lambda_{21} & \lambda_{11} & \lambda_{23} & 0 & 0 & 0 \\ \lambda_{31} & \lambda_{32} & \lambda_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Їх зв'язок з технічними характеристиками пружності можна знайти в [13]. Після перевизначення матриць жорсткості у відповідності з поданням (9) необхідно продовжити процес обчислення з іншими механічними характеристиками даного шару. Обчислення продовжуємо до тих пір, поки композит не зруйнується повністю.

Слід відмітити, що в якості апарату знаходження ефективних характеристик шаруватих композитів та визначення напружено-деформованого стану була застосована теорія деформування структурно-неоднорідних середовищ Л.П. Хорошуна [11], що дає точні розв'язки даної крайової задачі. Для аналогічних розрахунків можна користуватися також наближеними теоріями типу опору матеріалів або класичною теорією шаруватих пластин [13].

На рис.4. показана побудована за даною методикою діаграма деформування багатошарового

вуглепластика і експериментально отримана залежність при його розтягу силою $\langle \sigma_x \rangle$ за температури 293K. Результати експериментальних досліджень і вихідні дані для розрахунків були взяті з [14].

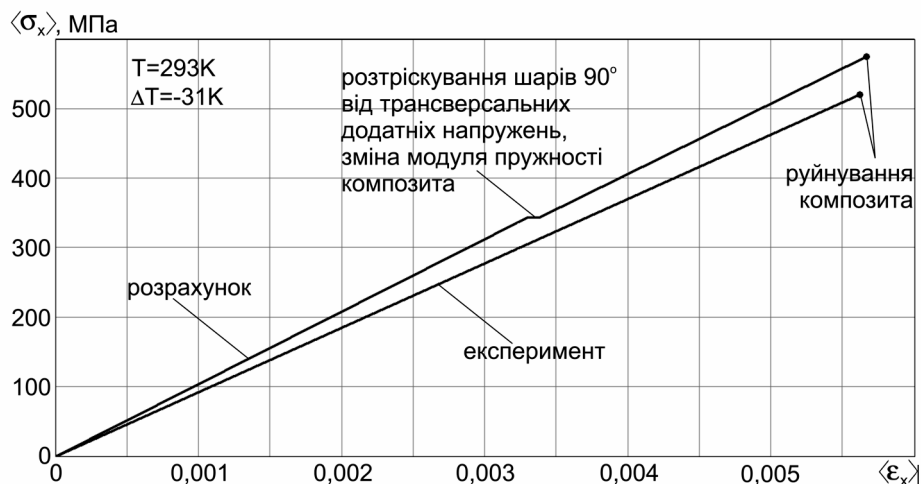


Рис.4 Розрахункова та експериментальна діаграми статичного розтягу вуглепластика $[0_3/90/0_2/\mp 45/0/90/0_2/90/45/0/-45]_S$

Розрахувавши аналогічним чином руйнівні напруження для всіх можливих співвідношень між осередненими навантаженнями $\langle \sigma_x \rangle$, $\langle \sigma_y \rangle$, $\langle \sigma_{xy} \rangle$, можна отримати поверхню граничних напружень композита за плоского напруженого стану.

На рис.5 приведені прогнозовані перерізи поверхонь граничних напружень вищезазначеного вуглепластика за $T=77\text{ K}$ при двохвісному розтягу-стиску, де 1 – розрахунок за розробленою методикою, 2 і 3 – розрахунки по методиці руйнування першого шару за критеріями максимальних напружень і Хоффмана відповідно (без урахування термічних напружень), ■ – експериментально визначені значення руйнівних напружень [14].

Отже, запропонована методика дає можливість прогнозувати процеси деформування і руйнування шаруватих композитів у широкому діапазоні температур з урахуванням термічних напружень ще на стадії проектування, виходячи з структури ламінанту, властивостей окремого шару та розробленої моделі деградації. Її ефективність підтверджується експериментальними даними міцності і жорсткості шаруватих вуглепластиків при $T=293$ і 77K , а також порівнянням отриманих аналогічних розв'язків з експериментами інших авторів.

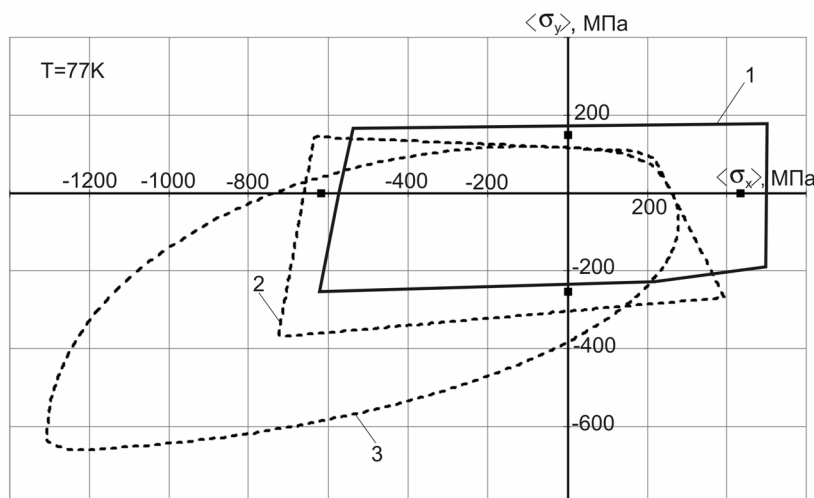


Рис.5 Граничні криві вуглепластика $[0_3/90/0_2/\mp 45/0/90/0_2/90/45/0/-45]_S$

Список літератури

1. Tsai S.W., Azzi V.D. Strength of laminated composite materials // AIAA Journal. – 1966. – Vol. 4, № 2. – P. 296–301.
2. Dow N.F., Rosen B.W., Shu L.S., Zweben C.H. Design criteria and concepts for fibrous composite structures. Final report // Accession Number: 68N14176; Document ID: 19680004707; Report Number: NASA-CR-91728. – 1967. – 196 p.
3. Зиновьев В.А., Тараканов А.И., Фомин Б.Я. Деформирование и разрушение композиционных материалов при двухосном растяжении // Применение пластмасс в машиностроении. – М.: МВТУ, 1982. – Вып. 19. – С. 33–58.
4. Композиционные материалы в 8 т. / Под ред. Л. Браутмана, Р. Крока. Том 7. Часть 1. Анализ и проектирование конструкций / Под ред. К. Чамиса. – М.: Машиностроение, 1978. – 344 с.
5. Satish Kumar Y.V., Anand Srivastava. First ply failure analysis of laminated stiffened plates // Composite Structures. – 2003. – Vol. 60, № 3. – P. 307–315.
6. Wolfe W.E., Butalia S.T.. A Strain-Energy Based Failure Criterion for Non-Linear Analysis of Composite Laminates Subjected to Biaxial Loading // Composites Science and Technology. – 1998. – Vol. 58, № 7. – P. 1107–1124.
7. Sun C.T., Tao J. Prediction of Failure Envelopes and Stress/Strain Behaviour of Composite Laminates // Composites Science and Technology. – 1998 – Vol. 58, № 7. – P. 1125–1136.
8. Bogetti T.A., Hoppel C.P.R., Harik V.M., Newill J.F., Burns B.P. Predicting the nonlinear response and progressive failure of composite laminates // Composite Science and Technology. – 2004. – Vol. 64, № 3-4. – P. 329–342.
9. Kaddour A.S., Hinton M.J., Soden P.D. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates: additional contributions // Composite Science and Technology. – 2004. – Vol. 64, № 3-4. – P. 449–476.
10. Parlevliet P.P., Bersee H.E.N., Beukers A. Review — Residual stresses in thermoplastic composites – A study of the literature – Part I: Formation of residual stresses // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2006. – Vol. 37, № 11. – P. 1847–1857.
11. Хорошун Л.П. Статистическая механика и эффективные свойства материалов // Механика композитов / Под ред. А.Н. Гузя. – К: Наук. думка, 1993. – Т. 3. – 390 с.
12. Kucher N.K., Zemtsov M.P., Zarazovskii M.N. Deformation behavior and strength of unidirectional carbon fiber laminates // Mechanics of Composite Materials. – 2006. – Vol. 42, № 5. – P. 407–418.
13. Композиционные материалы. Справочник / Под. общ. ред. В.В. Васильева и Ю.М. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
14. Кучер Н.К., Земцов М.П., Заразовский М.Н. Деформирование и прочность слоистых полимерных углепластиков // Вестник НТУУ “КПИ” Машиностроение. – 2008. – Вып. 52. – С. 127–135.