

УДК 629.735.33

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804162017114368>

О. М. Масько¹, провідний конструктор, В. В. Сухов², професор, д. т. н.

ДОСВІД ЗАСТОСУВАННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ У КОНСТРУКЦІЇ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ БПЛА КОНТЕЙНЕРНОГО СТАРТУ КЛАСУ «МІНІ»

En

High flight performance of the unmanned aerial vehicle (UAV) is achieved by the minimum weight airframe, powerplant, and other useful equipment and its elements. One of the effective way of minimizing the structural weight is using of composite materials based on glass /carbon/ boro plastics. This is especially significant for tube launch UAV in which swings of the aerodynamic surfaces such as wing is within 1 ... 2 m, the maximum thickness of the profile is 0,008 ... 0,02 m., aspect ratio is 10 ... 12, that is dictated by the strict geometric constraints of the UAV in transport configuration and technical characteristics.

The aim is analytical and experimental research of wing production technology with using of foam filler.

Numerical experiment. Research is conducted in the MSC Nastran environment. Boundary restrictions when calculating the minimum weight criteria are the following: the maximum stress is 250 MPa; minimum is 100 MPa. The way of reinforced material styling, the value of overlapping upper and lower layer, the amount of foam material, the effect of temperature and humidity on experimental samples were studied.

As a result of studies it was found that theoretical minimum weight (0,048 kg) of wing for the given boundary conditions is achieved when there are parameters of power material: the change in thickness of plating on the scope console is within 0,01 ... 0,064 mm; maximum stress is 249 MPa minimum is 125 MPa.

Experimental samples of wing were tested by full-scale UAV flight experiment on "Sokil-2". There were no critical damages in the design of consoles for flight speed range of 50 ... 90 km/h, takeoff mass 3 ... 6, takeoff weight of UAV 2,8 ... 3,5 kg vertical accelerations at parachute releasing 3 ... 4. This confirms the possibility of using the proposed technology for aerodynamic surfaces producing of the experimental tube launch UAV.

Ru

Исследованы вопросы применения композиционных материалов для изготовления экспериментальных образцов беспилотного летательного аппарата (БПЛА) контейнерного старта класса «мини». Проведен расчет минимальной теоретической массы консоли крыла при использовании технологии изготовления с пенным наполнителем на основе пенополиуретана. Отработана технология изготовления. Экспериментальные образцы изделий испытаны путем натурального летного эксперимента на БПЛА «Сокол-2». Установлено, что для диапазона скоростей полета 50 ... 90 км/ч, летных перегрузок 3 ... 6, взлетных масс БПЛА 2,8 ... 3,5 кг, вертикальных перегрузок при выпуске парашюта 3 ... 4 конструкции консолей не возникают критических поврежде-

¹ Компанія UDC

² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

ний, що підтверджує можливість використання запропонованої технології для виготовлення аеродинамічних поверхностей експериментальних образців БпЛА класу «міні».

Вступ

Високі льотно-технічні характеристики безпілотного літального апарату (БпЛА) досягаються за рахунок мінімальної маси планеру, силової установки, корисного обладнання та інших його систем, елементів. Середньостатистичні значення відносних мас окремих частин БпЛА класу «міні» наведені в роботі [1] і в графічному виді представлені на рис. 1.

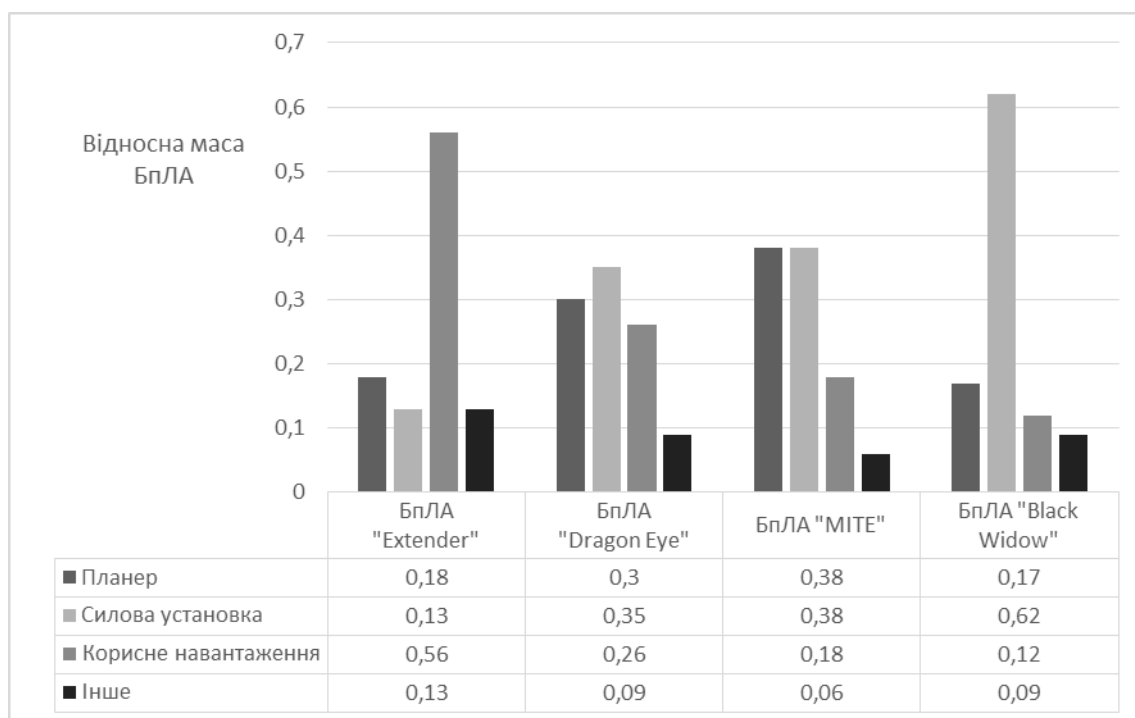


Рис. 1. Значення відносних мас основних елементів БпЛА

Із наведених даних (рис. 1) слідує, відносна маса планеру знаходиться у діапазоні 0,18...0,38 маси всього БпЛА, що вказує на необхідність ретельного підходу до масового його проектування. Одним із ефективних методів мінімізації конструктивної маси є використання сучасних високомодульних матеріалів – наприклад, композитних (КМ), на основі скло/вугле/боро пластиків. До головних переваг композиційних матеріалів відносять: можливість забезпечення раціонального розподілу матеріалу у відповідності із проектним розрахунком на міцність; висока якість аеродинамічної поверхні у разі дотримання технології виготовлення; можливість ремонту нескладних пошкоджень із використанням простих технологій [2-3]. Особливо актуально це для БпЛА класу «міні» контейнерного старту, у яких розмахи аеродинамічних поверхонь (АП) типу крило лежать у межах 1 ... 2 м, максимальна товщина профілю – 0,008 ... 0,02 м., подовження в 10 ... 12, що продиктовано жорсткими геометричними обмежен-

нями БпЛА у транспортній конфігурації та тактико-технічними характеристиками (ТТХ).

Постановка задачі

Як відомо, до експериментального зразку БпЛА висувається умова мінімізації фінансово-часових витрат для його виготовлення. Це, у свою чергу, обумовлює застосування раціональної технології виготовлення. Відносні параметри вартості та якості виготовлення виробів із композиційних матеріалів для різних технологічних процесів наведено у табл. 1 [2-5]. Дані отримано на основі експертного аналізу.

Таблиця 1.

Основні технологічні процеси формоутворення виробів із композиційних матеріалів та їх характеристики

Тип формовки/параметр	Контактна	Вакуумна	Автоклавна	Просочення під тиском
Відносна вартість*	0,5	0,7	0,8	1
Відносна якість*	0,7	0,8	0,9	1
Узагальнений критерій вартість/якість	0,35	0,56	0,72	1

* – за максимальне значення прийнято дані для технології «просочення під тиском».

Як бачимо із аналізу даних табл. 1, для виготовлення експериментальних зразків по мінімізації критерію вартість/якість найбільш ефективним є використання контактних методів формовки. Для підвищення якості контактного формування без суттєвого збільшення критерію вартість/ефективність перспективним є застосування пінних наповнювачів, які змінюють свій об'єм під час полімеризації виробу, що призводить до зменшення відносної маси виробу та покращення співвідношення наповнювач/армуючий матеріал [8]. Найбільш оптимально для пінних наповнювачів використовувати однокомпонентні пінополіуретани, наприклад, *Soudal* [17].

У результаті аналізу науково-технічної літератури [2-7] встановлено, що питання технології виготовлення елементів АП експериментальних зразків БпЛА класу «міні», із урахуванням мінімізації фінансово-часових витрат розкрито не достатньо повно. Тобто, необхідне раціональне поєднання ціни/якості та часу виготовлення експериментального зразку елемента конструкції планеру БпЛА.

Аналітичне та експериментальне дослідження технології виготовлення АП типу крило із використанням пінного наповнювача.

Основна частина

У загальному випадку задача проектування оптимальної конструкції із КМ мінімальної маси описується цільовою функцією [5]:

$$m_{\text{планеру}} = \sum_{i=1}^n \delta_i \rho_i \rightarrow \min, \quad (1)$$

де δ_i , ρ_i – товщина та густина шару КМ відповідно;

n – кількість шарів в пакеті.

До основних параметрів, які впливають на складові виразу (1) відносяться [2]: σ_s – границя міцності при розтягу та стиску у повздовжньому та поперечному напрямках; E – модуль пружності розтягу та стиску у повздовжньому та поперечному напрямках; G – модуль зсуву у площині шару композита; μ – коефіцієнт Пуасону.

Вихідні дані. Для встановлення можливості застосування технології, що пропонується дослідження виконувались на прикладі крила (рис. 1) експериментального БПЛА контейнерного старту «Сокіл-2» (рис. 2, табл. 2).

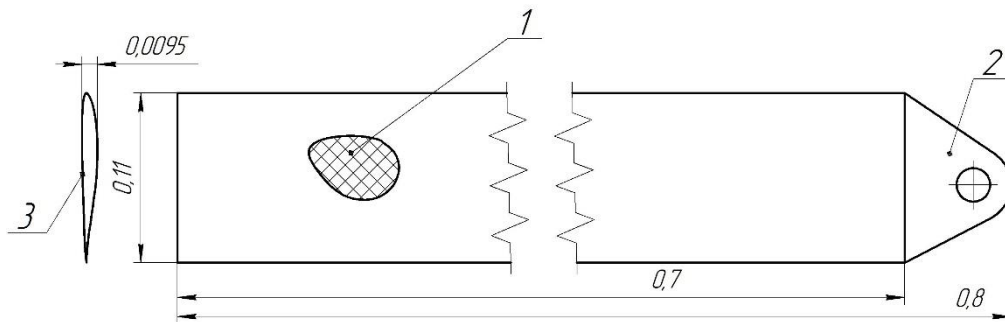


Рис. 1. Геометрія експериментальної консолі крила:
1 – внутрішня конструкція – КМ та пінний наповнювач;
2 - кронштейн навіски на фюзеляж; 3 – аеродинамічний профіль

Для розрахункових навантажень припускаємо, що повітряне навантаження розподілене рівномірно по розмаху й хорді та розподіляється на кожну консоль крила порівну і становить:

$$P_{\text{конс}} = P/4 = m_0 n_y f / 4 = 3 \cdot 4 \cdot 1.5 / 4 = 3,45 \text{ кг}. \quad (2)$$

Таким чином, узагальнені умови для проведення чисельних та експериментальних досліджень наступні:

- армуючий матеріал – скловолокно, зв'язуюче – епоксидна смола *Larit 285*, наповнювач – поліуретан. Характеристики наведено у табл. 2;
- планова площа поверхні консолі крила – $0,077 \text{ м}^2$ (рис. 2);
- розрахункове повітряне навантаження – $44,8 \text{ кг/м}^2$;
- розрахункова схема защемлення консолі – контурне, по дужці профілю крила в кореневій частині;

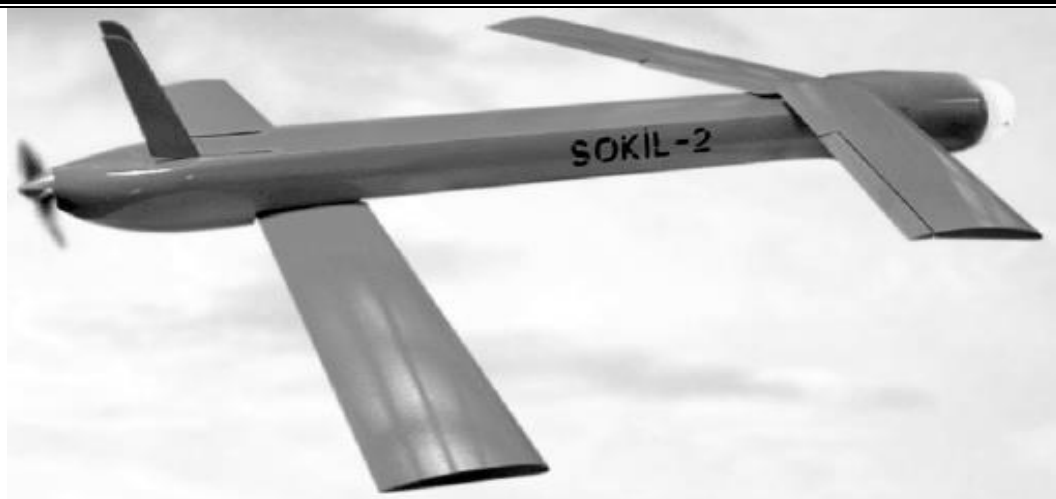


Рис. 2. БПЛА «Сокіл-2»

Таблиця 2.

ТТХ БПЛА «Сокіл-2»

Параметр	Злітна ма- са m_0 , кг	Перевантаження польотне n_y	Швидкість крейсерська, км/ГОД	Коефіцієнт запасу мі- цності, f
Значення	3	4	70	1,5

- мінімальна технологічна товщина композитної структури з одного шару скловолокна (поверхнева густина 80 гр/м^2) та епоксидної смоли - $0,1 \text{ мм}$ [10];
- пінний наповнювач – поліуретан *Soudal* [9].

Таблиця 3.

Характеристики матеріалів

Параметр	σ_b , МПа	E , ГПа	G , ГПа	ρ , кг/м^3
Склотканина [18]	250	22,3	3	2500
Пінний наповнювач [17]	0,5	0,015	0,01	25

Чисельний експеримент. Дослідження проводилась у середовищі *MSC Nastran*. Граничні обмеження при розрахунку по критерію мінімуму маси: максимальне значення σ_e – 250 МПа; мінімальне – 100 МПа.

Отримані значення зміни цільової функції оптимізації (мінімальної маси) у разі заданих граничних обмеженнях зображено на рис. 3. Розподіл товщини обшивки та напруження по секціям розрахункової моделі наведено у табл. 4.

Як бачимо із аналізу результатів розрахунку (рис. 3, табл. 4), мінімально можливі теоретичні значення товщини обшивки становлять $0,05 \dots 0,06 \text{ мм.}$, що із врахуванням технології виготовлення не може бути досягнуто (мінімальна технологічна товщина шару становить $0,1 \text{ мм.}$ (вихідні умови)). Крім того, потрібно враховувати факт, що аеродинамічні поверхні повинні мати ще й достатню поверхневу міцність, яка для даних га-

баритів та технології виготовлення досягається у разі значення товщини обшивки понад 0,1 мм. Отже, проведена чисельна оптимізація показує, яку мінімальну масу консолі крила (0,048 кг., рис. 3.) можна досягти за умови обраної технології тільки із урахуванням критерію міцності. У такому разі максимальне розрахункове напруження (табл. 3) не перевищує допустимого $249 \leq [250]$ МПа.

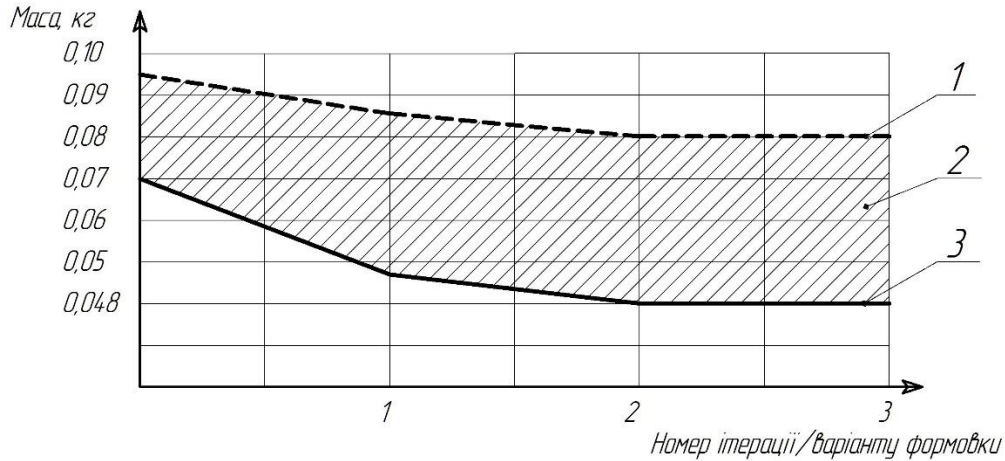


Рис. 3. Результати досліджень: 1 – зміна маси крила за відпрацювання технології виготовлення; 2 – область застосування конструктивно-технологічних рішень по зменшенню маси; 3 - зміна теоретичної маси крила у залежності від циклу оптимізації

Таблиця 4.

Розрахункові значення товщини та напруження відсіків консолі крила

Номер секції	1	2	3	4	5
Середня товщина обшивки у секції, мм	0,01	0,025	0,038	0,048	0,064
Середнє напруження у секції, МПа	125	148	180	221	249
Вигляд консолі зверху. Нумерація секцій	1	2	3	4	5

Експериментальні зразки. Для перевірки технології виготовлення, дослідження її особливостей було виготовлено матрицю для формовки консолі крила (рис. 2). Під час відпрацювання досліджувався спосіб укладки армуючого матеріалу, величина перекриття верхнього та нижнього ша-

ру, кількість пінного матеріалу, вплив температури та вологості повітря. Мінімальну масу та стабільність технологічного процесу вдалося досягти після виготовлення 3-го зразку консолі крила. Таким чином, узагальненням експериментальних досліджень став технологічний процес, суть та послідовність якого наступний [8]:

- виконують підготовку матриці консолі до формовки – наносять шар розділювача (наприклад, воску);
- дві частини матриці змазують епоксидним компаундом;
- на верхню та нижню поверхню викладають склотканину із припуском так, щоб усунути наявність повітряних раковин між склотканиною та поверхнею матриці; Величина припуску складає 0,1 ... 0,15 довжини хорди консолі крила. Крім того припуск робиться тільки на одній із обшивок (верхня або нижня);
- на матрицю на якій викладено склотканину із припуском наносять пінний наповнювач, у об'ємі (0,7 ... 0,8) об'єму консолі. Після чого його накривають склотканиною із обшивки із припуском;
- далі матриці з'єднують між собою та залишають до повної полімеризації її компонентів.

Досліджена технологія апробована при виготовленні консолей крила БПЛА «Сокіл-2» рис. 5 – рис. 6.



а)



б)

Рис. 5. Експериментальний зразок консолі крила а) – процес виготовлення. Пінний наповнювач нанесено, матриця не закрита; б) – готовий виріб

Мінімальна маса експериментального зразка консолі крила, виготовленого із склотканини щільністю 80 гр/м^2 та епоксидного компаунду *Larit 285* становить 0,08 кг, максимальна – 0,096 кг. Порівнюючи результати чисельного та натурного експерименту, приходимо до висновку, що із одного боку розроблена технологія не забезпечує мінімальної маси конструкції, але з іншого – вона доступна, проста та не потребує складного технологічного оснащення. Для досягнення теоретичних масових показників необхідно використовувати технології автоклавної формовки або просочення під тиском (табл. 1.), що дає можливість більш повно реалізувати характеристики матеріалу, але збільшує собівартість виробу (табл. 1).



Рис. 6. Зразок БпЛА «Сокіл–2» із консолями, виготовленими по розробленій технології

Експериментальні зразки консолей крила випробувані шляхом натурального льотного експерименту на БпЛА «Сокіл–2». У процесі випробувань у діапазоні швидкостей польоту 50 ... 90 км/год, льотних перевантажень 3 ... 6, злітних мас БпЛА 2,8 ... 3,5 кг, у конструкції консолі не було виявлено критичних пошкоджень. Крім того, було здійснено понад 15 парашутних посадок для яких характерні високі інерційні перевантаження на всі елементи планеру.

Висновок

У результаті проведених досліджень встановлено наступне:

- теоретично мінімальна маса (0,048 кг) консолі крила, для заданих граничних умов, досягається за параметрів:
 - зміна товщини обшивки по розмаху консолі у межах 0,01 ... ,064 мм.;
 - максимальне граничне напруження обшивки – 249 МПа, мінімальне - 125 МПа;
- експериментальні зразки консолей крила випробувані шляхом натурального льотного експерименту на БпЛА «Сокіл–2». Для діапазону швидкостей польоту 50 ... 90 км/год, льотних перевантажень 3 ... 6, злітних мас БпЛА 2,8 ... 3,5 кг, вертикальних перевантажень за умови випуску парашуту 3 ... 4 у конструкції консолей не було виявлено критичних пошкоджень, що підтверджує можливість використання запропонованої технології для виготовлення аеродинамічних поверхонь експериментальних зразків БпЛА класу «міні».

Список використаних джерел

1. The Emergence of Mini UAVs for Military Applications/ Military Technology; Jul2004, Vol. 28 Issue 7, p 28. – Режим доступу: <https://www.files.ethz.ch/isn/135147/DH22.pdf> – Дата звернення: 04.03.2017.
2. Юхацков М. В. Применение композиционных композиционных материалов материалов в в авиастроении авиастроении, основные основные достижения достижения и проблемы [Электронный ресурс]: – Материалы международной научно-практической конференции «Проектирование и производство деталей из композиционных материалов (компьютерные технологии)». г. Санкт-Петербург 7-8 апреля 2009 г. – Режим доступу - http://www.bee-pitron.ru/files/mash%5Cnew210409%5CD1_02_dokladNIATv3_st.pdf. Дата звернення: 04.03.2017.
3. Гаврилко, В. В. Конструирование сверхлегких беспилотных летательных аппаратов с применением новых композиционных материалов [Текст] / В. В. Гаврилко // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2014. – Вып. 2 (109). – С. 67 – 77.
4. Нгуен Хонг Фонг. Оптимизация конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов с ограничениями по аэродинамической форме: диссертация ... кандидата технических наук: 05.07.03 / Нгуен Хонг Фонг; [Место защиты: Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского].- Жуковский, 2015.- 123 с. – Режим доступу - http://www.tsagi.ru/upload/dissertations/Fong_diss.pdf . Дата звернення: 04.03.2017.
5. Amado Ștefan*, Ciprian Larco*, Radu-Călin Pahonie*, Ionuț Nicolaescu* COUPLED TRANSIENT ANALYSIS OF A UAV COMPOSITE WING/INTERNATIONAL CONFERENCE of SCIENTIFIC PAPER AFASES 2015 Brasov, 28-30 May 2015. Режим доступу http://www.afahc.ro/ro/afases/2015/afases_2015/mecanica/Stefan_Larco_Pahonie_Nicolaescu.pdf - дата звернення: 04.04.2017.
6. Фрегер Г.Е., Аптекарь М.Д., Игнатъев Б.Б., Чесноков В.В., Меликбекян А.Х., Коструб В.А. Основы механики и технологии композиционных материалов: Учебное пособие. - К. : Аристей, 2004. - 524 с.
7. Оптимальное проектирование композитных материалов: Учебное пособие по курсу "Проектирование композитных конструкций. Ч. II". - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. - 103 с.: ил.
8. Пат. 80359 Україна, МПК В64F 5/00, (2013.01). Спосіб виготовлення аеродинамічної поверхні інтегральної конструкції з тришаровими ділянками [Текст] /О. М. Масько, В. В. Сухов, заявник та власник «Націо-

нальний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № у 2012 13726 ; заяв. 30.11.2012 ; опубл. 27.05.2013, Бюл. № 18. – 10 с.

9. Монтажна піна Soudal. – Режим доступу - <http://soudal.com.ua/ru/produkty/bytowaja-linejka/montaznaja-pena/item/352-montaznaja-pena> – Дата звернення 14.03.2017.
10. Склотканини havel. Режим доступу - <http://www.havel-composites.com> - дата звернення 14.03.2017.

