

Dr inż. Jarosław Bienias

Mgr inż. Patryk Jakubczak

Mgr inż. Krzysztof Majerski

Mgr inż. Monika Ostapiuk

Prof. dr hab. Barbara Surowska

Katedra Inżynierii Materiałowej
Wydział Mechaniczny
Politechnika Lubelska
Ul. Nadbystrzycka 36
20-618 Lublin, Polska
e-mail: j.bienias@pollub.pl

Metody badań ultradźwiękowych, jako efektywny sposób szacowania trwałości oraz diagnozowania zdolności eksploatacyjnych laminatów kompozytowych stosowanych w lotnictwie

Słowa kluczowe: Kompozyty, odporność na udar, porowatość, badania ultradźwiękowe

Abstrakt:

W pracy przedstawiono wybrane zagadnienia z zakresu badań zdolności eksploatacyjnych oraz prognozowania trwałości metodami ultradźwiękowymi laminatów kompozytowych stosowanych w przemyśle lotniczym. Wybrane metody badawcze umożliwiają określenie parametrów jakościowych jak i eksploatacyjnych rzeczywistych struktur lotniczych. W pracy określono zależność pomiędzy wartością spadku amplitudy fali ultradźwiękowej a poziomem porowatości dla wytworzonego metodą laminowania ręcznego laminatu szklano/epoksydowego przy użyciu metody *Through-Transmission* w zobrazowaniu w trybie C (TT C-Scan). Dodatkowo pokazano zdolność metody obrazowania tłumienia amplitudowego do wykrywania i określania wielkości uszkodzeń wysokojakościowych laminatów kompozytowych i metalowo włóknistych po uderzeniach dynamicznych o niskich prędkościach. Określono rzeczywiste pola powierzchni uszkodzeń wewnętrznych laminatów FML poddanych uderzeniom dynamicznym o niskich energiach, dla których nie odnotowano widocznych uszkodzeń w warstwach zewnętrznych. W pracy wyznaczono również zależność pomiędzy energią uderzenia dynamicznego a polem powierzchni uszkodzenia badanych laminatów.

1. Wprowadzenie

Jednym z głównych obszarów techniki, w których istotny aspekt stanowią charakterystyki eksploatacyjne oraz niezawodnościowe są nowoczesne konstrukcje lotnicze. Związane jest to z zapewnieniem odpowiedniego poziomu trwałości i bezpieczeństwa statków powietrznych. W obszarze tym, szczególnie ważną rolę odgrywa inżynieria materiałowa, kreując innowacyjne technologie oraz zaawansowane materiały.

Wiodącą i perspektywiczną grupą materiałów konstrukcyjnych wykorzystywaną w przemyśle lotniczym są kompozyty. Wśród nich największe tendencje rozwojowe przypisuje się kompozytom o osnowie polimerowej wzmacnianych włóknami oraz materiałom

hybrydowym. Wynika to z modyfikacji charakterystyk mechanicznych i fizycznych pod wpływem wprowadzenia zbrojenia do materiału osnowy, z uwzględnieniem tendencji do zmniejszania masy właściwej gotowego wyrobu kompozytowego. Kompozyty charakteryzują się wysokimi wskaźnikami wytrzymałości do gęstości, nieosiągalnymi dla innych grup materiałów [6,22,32,35].

Aktualnie, nowoczesną grupę kompozytów hybrydowych stanowią laminaty metalowo/włókniste (*Fibre Metal Laminates*) składające się z na przemian ułożonych warstw metalu oraz kompozytu polimerowego wzmocnianego włóknami. Laminaty te odznaczają się wysoką wytrzymałością zmęczeniową, wysokimi właściwościami wytrzymałościowymi, odpornością na korozję i uderzenia dynamiczne (*impact*) [1,4,14,33,36,38].

Materiały kompozytowe znajdują zastosowanie w wytwarzaniu elementów krytycznych konstrukcji lotniczych określanych, jako struktur pierwszorzędowe (*primary structure*) oraz pozostałych odpowiedzialnych strukturach (*secandary structure*), jako: elementy poszycia, kadłuby, dźwigary, łopaty, podwozia, stateczniki, klapy i wiele innych. Początkowo zastosowanie kompozytów w strukturach lotniczych sięgało kilku procent (samoloty i konstrukcje wojskowe), aktualnie to około 20-30%. Flagowym produktem jest Boeing 787 „Dreamliner” gdzie zastosowane kompozyty stanowią ponad 50% [7,33,13].

Cechy eksploatacyjne i niezawodnościowe kompozytowych konstrukcji lotniczych mogą być przypisywane ich poszczególnym elementom zapewniając im zdatność do wykonywania określonych zadań w określonym przedziale czasu i warunkach eksploatacji. Dlatego też, do głównych wymagań stawianym kompozytom zaliczyć można m.in: uzyskanie materiału o wysokich właściwościach mechanicznych i niskiej gęstości. Aspekty niezawodnościowe powinny być uwzględniane na etapach projektowania, wytwarzania elementów kompozytowych oraz ich eksploatacji [22,6,37].

Na etapie wytwarzania niezwykle istotna jest ocena jakości otrzymanych materiałów i struktur kompozytowych. Wystąpienie wad w postaci porowatości oraz rozwarstwień może mieć istotny wpływ na obniżenie właściwości kompozytu, a w konsekwencji jego cech użytkowych [6,19,21,37,39].

Podczas eksploatacji jednym z głównych problemów w strukturach kompozytowych jest ich odporność na uderzenia dynamiczne (*impact*). Odnotowuje się wysokie ryzyko wystąpienia tego typu zjawiska podczas eksploatacji statków powietrznych. Związane jest to np. z operacjami wykonywanymi przez obsługę naziemną, ciałami stałymi wyrzucanymi z pod kół samolotu lub unoszonymi przez wiatr. Uderzenia dynamiczne mogą powodować widoczne uszkodzenia struktury kompozytowej, które można wykryć podczas rutynowych inspekcji oraz niewidoczne, wewnętrzne, szczególnie niebezpiecznie wytrzymałość resztkową [11,20,26,27].

Głównymi metodami kontroli jakości oraz oceny stanu struktur kompozytowych są metody nieniszczące, w których wyróżnić można m. in. defektoskopię ultradźwiękową, termografię, metodę prądów wirowych oraz rentgenowską tomografię komputerową [22].

W pracy przedstawiono charakteryzację struktury wybranych materiałów kompozytowych metodą nieniszczącą – defektoskopią ultradźwiękową, celem identyfikacji i opisu nieciągłości strukturalnych związanych z procesem wytwarzania oraz możliwości zastosowania metody ultradźwiękowej do diagnozowania uszkodzeń wewnętrznych laminatów metalowo-włóknistych powstałych po uderzeniach dynamicznych o niskich prędkościach.

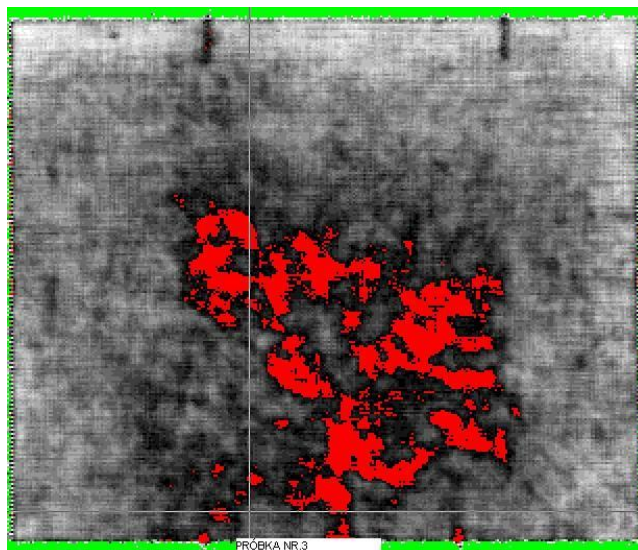
2. Charakterystyka strukturalna

Wykrywanie nieciągłości w postaci porowatości oraz rozwarstwień stanowi ważny czynnik kontroli jakości wytwarzanych struktur kompozytowych. Minimalizacja poziomu porowatości jest możliwa dzięki zastosowaniu zaawansowanych metod wytwarzania np. metody autoklawowej. Niektóre jednak mniej odpowiedzialne elementy konstrukcji

lotniczych wytwarzane są nadal metodami, w których nieuniknione jest powstawanie porowatości [6,10]. Występowanie porowatości prowadzi do zaburzenia jednorodności strukturalnej i zmian w charakterystyce mechanicznej laminatów polimerowo-włóknistych. Jedną z metod nieniszczących wykorzystywanych w badaniach jakości struktur materiałów kompozytowych jest defektoskopia ultradźwiękowa. Technika ta opiera się na wykorzystaniu zjawisk fizycznych związanych z propagowaniem fal ultradźwiękowych wewnątrz materiałów.

Przedmiotem badań był laminat wykonany z tkaniny szklanej (włókna typu E) i żywicy epoksydowej. Laminat wykonany został metodą laminowania ręcznego. Laminat w formie płyty poddano badaniom przy pomocy defektoskopu ultradźwiękowego metodą Through-Transmission (TT C-Scan). Skanowanie płyty wykonano przy częstotliwości 1 MHz. Na podstawie wygenerowanej mapy wyznaczono obszary o stałej wartości spadku amplitudy fali ultradźwiękowej. Określenie poziomu porowatości wykonano metodą mikroskopowej analizy obrazu z wykorzystaniem mikroskopu Nikon MA200.

Na rysunku 1 przedstawiono mapę TT C-Scan badanej płyty kompozytowej. Widoczne są obszary o różnym zabarwieniu, którym odpowiadają określone poziomy absorpcji fal ultradźwiękowych. Zaobserwowano, że poziom spadku amplitudy jest związany nasileniem występowania nieciągłości strukturalnych. Kolor czerwony reprezentuje spadek amplitudy większy niż 20 dB. Poziom porowatości oznaczony w tym obszarze wynosił około 15%.

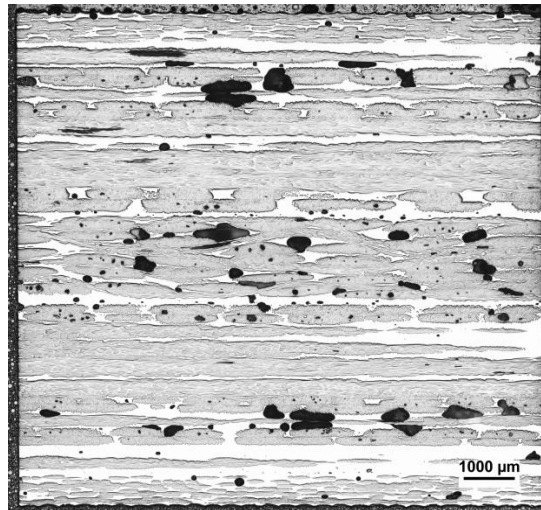


Rys. 1. Obrazowanie C-scan płyty epoksydowo-szklanej

Poziom porowatości w strukturach kompozytowych w istotny sposób wpływa na zdolności eksploatacyjne i trwałość kompozytowych elementów statków powietrznych. Procentowa zawartość porowatości, ich rozmieszczenie jak również kształty mają istotny wpływ na trwałość zmęczeniową i skłonność do powstawania rozwarstwień [15]. Odnotowuje się również związek pomiędzy poziomem porowatości a sposobem propagacji pęknięć w strukturze laminatu [9]. Nasilenie wpływu występowania pustek w materiale, zostało scharakteryzowane przez Chambers'a i innych [9]. Wyróżnili oni cztery główne poziomy porowatości w zależności od wielkości pustek występujących w materiale. Według Pursłowa [25] laminaty zawierające w swej objętości powyżej 5% porowatości charakteryzują niską jakością i nie powinny być stosowane w przemyśle lotniczym.

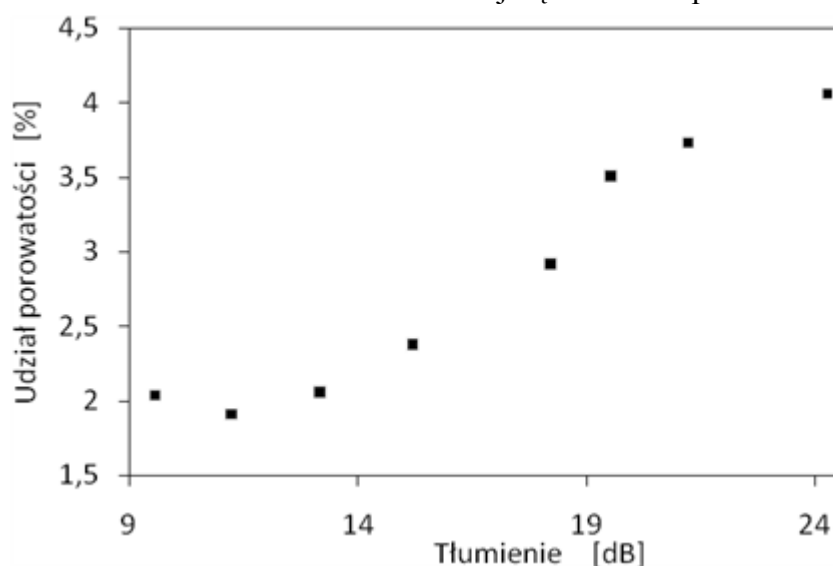
Mikrostrukturę laminatu epoksydowo-szklanego w przekroju poprzecznym przedstawiono na rysunku 2. Oznaczona wartość porowatości wyniosła ok. 3%. Porowatości widoczne w mikrostrukturze, jako ciemne obszary o zróżnicowanych kształtach i wymiarach

są rozmieszczone głównie w przestrzeniach między warstwowymi. Porowatości o większych wymiarach mają tendencję do tworzenia aglomeratów. Drobne porowatości zbliżone do kształtu kulistego rozmieszczone są bardziej dyspersyjnie w objętości laminatu. W pracy [5] ustalono, że wraz ze wzrostem poziomu porowatości dyspersja porów spada. Staffan [31] identyfikował dwa typy porowatości: cylindryczne pustki pomiędzy włóknami oraz sferyczne pustki usytuowane pomiędzy wiązkami włókien. Bowles and Frimpong [5] osiągnęli analogiczne rezultaty określając charakterystykę porowatości dla wysokojakościowych laminatów o małej zawartości porów.



Rys. 2. Mikrostruktura kompozytu polimerowego wzmocnianego włóknem szklanym

Rysunek 3 przedstawia zależność poziomu tłumienia od udziału porowatości laminatu epoksydowo-szklanego. Wartość tłumienia jest powiązana z udziałem porowatości w strukturze kompozytu i zależność ta ma w przybliżeniu charakter liniowy. Uzyskane wyniki są zgodne z rezultatami badań uzyskanych w pracy [19], gdzie Liu i współautorzy odnotowali, że istnieje w przybliżeniu liniowa zależność pomiędzy poziomem nieciągłości a współczynnikiem absorpcji fal sprężystych, dla laminatów węglowo-epoksydowych. Dla mniejszych wartości tłumienia oznaczono mniejszą zawartość porowatości w strukturze.



Rys. 3. Zależność pomiędzy udziałem porowatości, a poziomem tłumienia w laminacie epoksydowo-szklanym

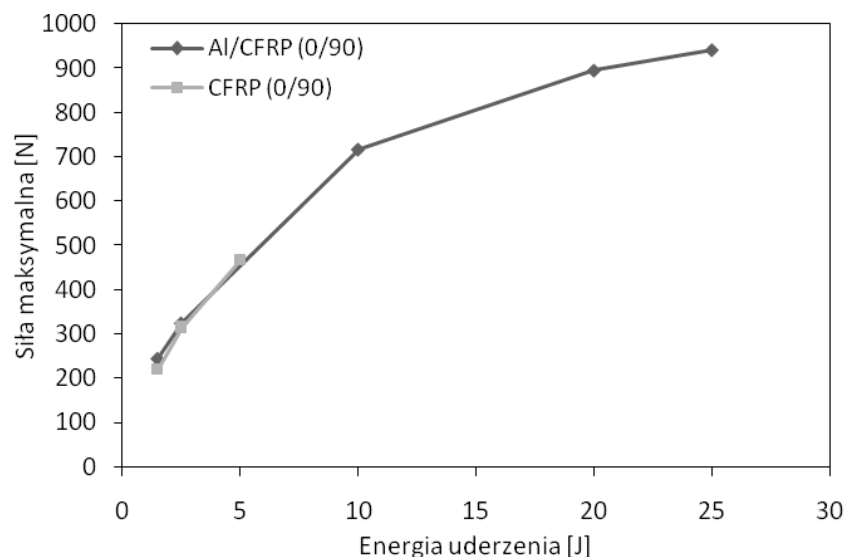
Otrzymane rezultaty klasyfikują wybraną metodę badawczą jako przydatną do wykrywania nieciągłości strukturalnych zarówno dla laminatów węglowo- jak i epoksydowo-szklanych. Poszczególne poziomy tłumienia w relatywnie dokładny sposób odzwierciedlają zawartość porowatości, co implikuje możliwość wyznaczenia progów granicznych przyporządkowujących konkretnemu maksymalnemu poziomowi porowatości wartość tłumienia.

3.2. Ocena zdolności eksploatacyjnych po uderzeniu dynamicznym

Kompozyty polimerowo-włókniste oraz laminaty metalowo-włókniste w czasie eksploatacji są narażone na nieprzewidywalne obciążenia, do których należy zaliczyć przede wszystkim jednokrotne uderzenia siłą skupioną o wysokiej lub niskiej prędkości. W wyniku obciążeń dynamicznych o wysokiej prędkości dochodzi do katastroficznego uszkodzenia struktury, co eliminuje ją zazwyczaj z dalszej eksploatacji bądź kwalifikuje do bezzwłocznej naprawy [2,30,34,36,]. W przypadku uderzeń dynamicznych energią skupioną o niskiej prędkości mogą powstawać wewnętrzne uszkodzenia struktury (rozwarstwienia, pęknięcia osnowy) w szczególności, gdy energia uderzenia nie przekracza 5J [17]. Zjawisko propagacji wewnętrznych uszkodzeń w strukturach kompozytowych wymaga monitorowania ich stanu metodami nieniszczącymi, ponieważ uszkodzony kompozyt nie przenosi wtedy pełnego zakresu obciążeń założonych jeszcze na etapie projektowania [16,29,34]. W celu oceny możliwości diagnozowania stanu laminatów kompozytowych po jednokrotnych uderzeniach o niskiej prędkości ultradźwiękową metodą echa zasymulowano tego typu obciążenia w pełni kontrolując prędkość, energię oraz geometrię ciała uderzającego. Ultradźwiękowa metoda echa jest najbardziej powszechną metodą badań nieniszczących w przemyśle lotniczym na etapie eksploatacji obiektów latających ze względu na ograniczony, często jednostronny dostęp do badanego elementu.

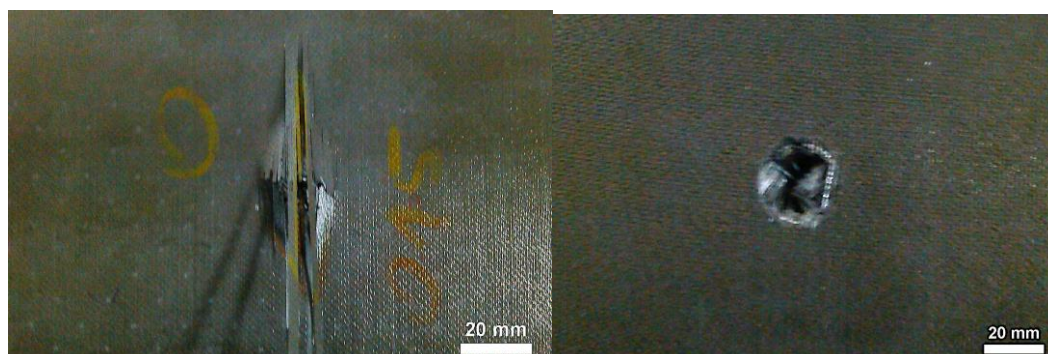
Kontrolowaną próbę uderzeń dynamicznych przeprowadzono na maszynie dynamicznej typu młot spadowy (drop-weight tester) z wykorzystaniem półsferycznego wgłębnika. Próbę wykonano zgodnie z normą ASTM D7136 [3] w zakresie energii 1,5 ÷ 25J. Badaniu poddano polimerowe materiały kompozytowe wzmacniane włóknami węglowymi (CFRP) certyfikowane do zastosowań lotniczych na krytyczne i wysoko obciążone elementy oraz innowacyjne laminaty metalowo-włókniste (FML) składające się z kompozytów CFRP z na przemian ułożonych warstw w układzie prostopadłym (0/90) oraz stopu aluminium 2024-T3 (Al/CFRP). Materiały do badań wytworzono metodą autoklawową w Katedrze Inżynierii Materiałowej Politechniki Lubelskiej. W pracy analizowano wpływ energii uderzenia na charakter oraz obszar uszkodzenia materiałów kompozytowych w aspekcie dalszej ich eksploatacji oraz możliwość stosowania ultradźwiękowej metody echa do jakościowego i ilościowego opisu stanu tych materiałów po jednokrotnym uderzeniu. Do analizy nieniszczącej wykorzystano defektoskop ultradźwiękowy OmniScan z głowicą wieloprzetwornikową (64 elementy aktywne).

Na rysunku 4 przedstawiono wartość energii uderzenia o niskiej prędkości w zależności od maksymalnej siły przenoszonej przez materiał, jaką powoduje uderzenie.



Rys. 4 Zależność między siłą maksymalną i energią uderzenia w próbie dynamicznej

Na podstawie otrzymanych danych (rys. 4) można stwierdzić, że wraz ze wzrostem energii uderzenia siła wywierana na materiał wzrastała [28,33,34,]. Przy niskich energiach uderzenia laminaty CFRP cechują się zbliżoną zdolnością przenoszenia siły wynikającej z obciążenia dynamicznego w stosunku do laminatów Al/CFRP. Energia uderzenia 10J spowodowała całkowitą perforację laminatu CFRP, co przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Strefa zniszczenia laminatu CFRP po uderzeniu z energią 10J – strona dolna (lewa), strona uderzenia (prawa).

Całkowite przerwanie ciągłości materiału eliminuje go z dalszej eksploatacji. Natomiast laminaty metalowo-włókniste, poddawane kolejnym poziomom energii uderzenia ulegały stopniowej degradacji, co ilustruje rysunek 6.

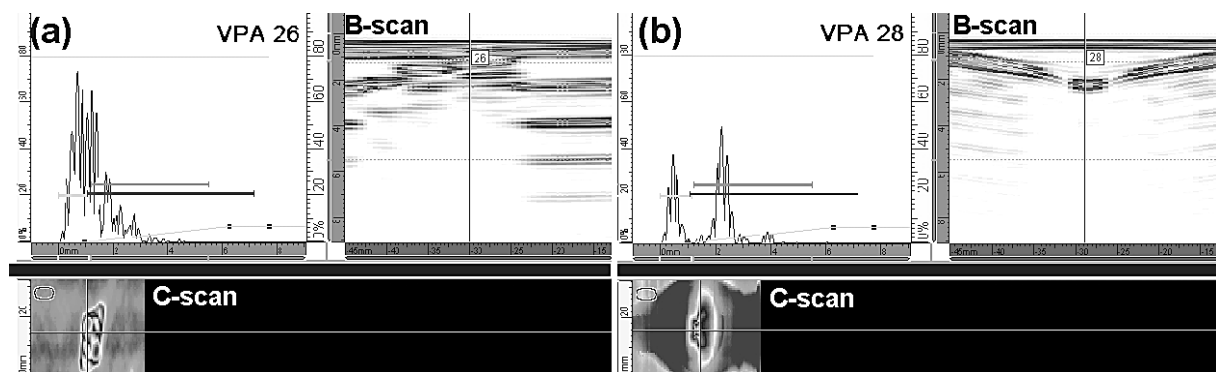


Rys. 6. Makroskopowy obraz stopnia degradacji laminatów metalowo włóknistych po uderzeniu o niskiej prędkości (strona uderzenia).

Ostatecznie, energia uderzenia 25J spowodowała w nich całkowitą perforację przez wgłębnik. Zjawisko wzrostu stopnia zniszczenia struktury wraz ze wzrostem energii zostało przedstawione w pracach [23,34]. Pęknięcia dolnej warstwy aluminium propagują prostopadle do kierunku ułożenia dolnej warstwy kompozytowej. Korelacje pomiędzy ułożeniem włókien kompozytu a kierunkiem pęknięcia warstwy metalowej przedstawił także Liaw B.M. i inni [18], który przeanalizował kierunek propagacji pęknięcia dolnej warstwy aluminium w laminatach aluminium-kompozyt epoksydowo-szklany. Zauważył, że aluminium pęka zgodnie z kierunkiem ułożenia dolnej warstwy kompozytu.

W badaniach nie stwierdzono wpływu kierunku walcowania blachy na kierunek pęknięcia warstw aluminiowych w laminatach, na co zwrócił uwagę Caprino G. i współautorzy [8]. Na podstawie analizy makroskopowej można stwierdzić, że laminaty Al/CFRP charakteryzują się większą odpornością na obciążenia dynamiczne niż tradycyjne kompozyty polimerowe wzmacniane włóknami. Stosując laminaty metalowo-włókniste na elementy pokryć samolotów możliwy jest wzrost trwałości oraz możliwości funkcjonowania w bardziej wymagających warunkach eksploatacyjnych, co także potwierdza m.in. Vlot A. [34].

W aspekcie niezawodności i bezpieczeństwa eksploatacji większe znaczenie mają jednak obciążenia dynamiczne o niskiej energii, niepowodujące widocznych zmian na powierzchni materiałów, ponieważ nadal są poddawane pełnemu spektrum obciążeń oraz dodatkowo zmęczeniu w czasie dalszej eksploatacji. Możliwa jest jednak jakościowa i ilościowa identyfikacja potencjalnych wewnętrznych nieciągłości struktur po uderzeniach o niskich energiach wykorzystując ultradźwiękowe metody nieniszczące [26]. Rysunek 7 przedstawia wybrane amplitudowe zobrazowania typu B i C reprezentowane w skali szarości dla badanych laminatów kompozytowych i metalowo-włóknistych po uderzeniach z niską energią.

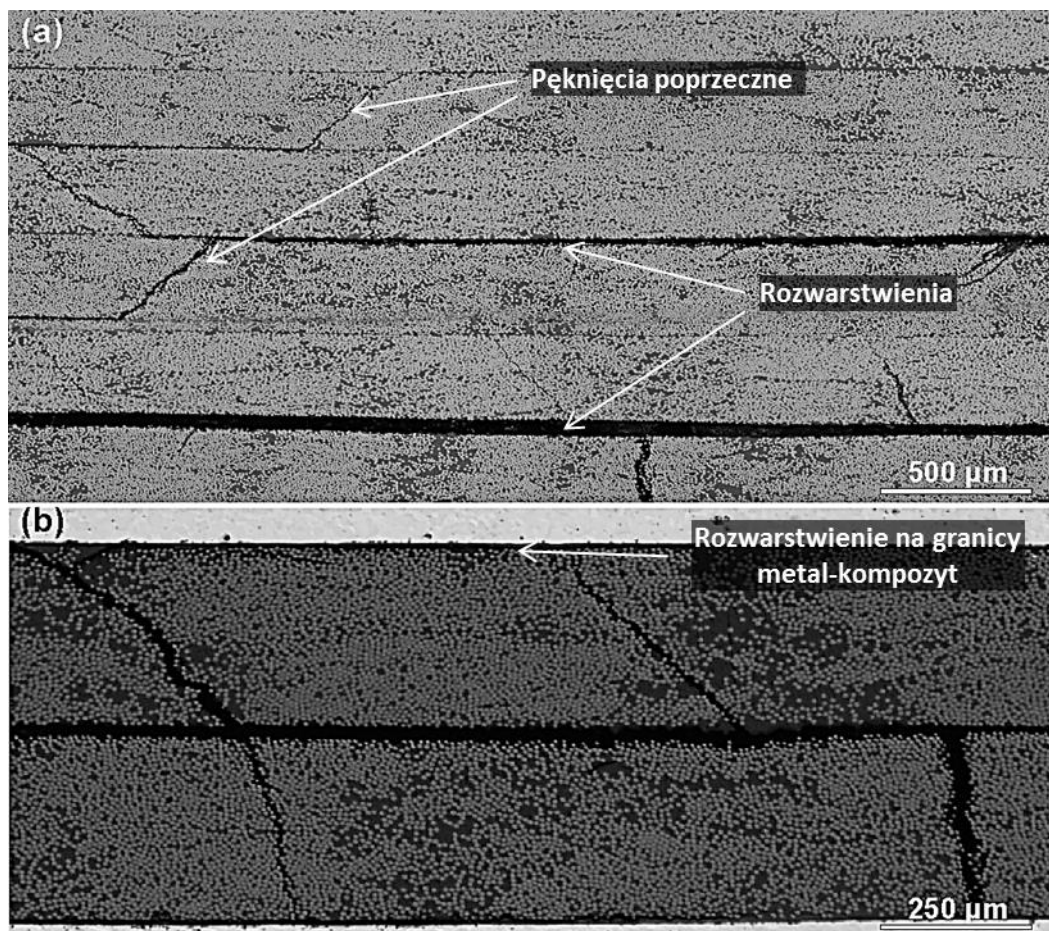


Rys. 7. Identyfikacja strefy uszkodzenia laminatów CFRP (a) oraz Al/CFRP (b) po uderzeniu o niskiej prędkości z energią 2,5J.

Zastosowanie techniki wieloprzetwornikowej w ultradźwiękowych badaniach nieniszczących umożliwia precyzyjną identyfikację ilościową obszaru wpływu uderzenia o określonej energii. Jest to istotne w aspekcie eksploatacyjnym, gdyż ułatwia prawidłowe prowadzenie ewentualnych napraw uszkodzonych fragmentów struktur. W przypadku klasycznych kompozytów polimerowo-włóknistych obraz amplitudowy pozwala stwierdzić, że powstałe uszkodzenia mają charakter m.in. rozwarstwień (zmiana amplitudy), determinowanej przez kierunek ułożenia włókien. Ponadto, obrazowanie typu C wskazuje na wielopoziomowy charakter powstałych rozwarstwień po uderzeniu, co jest reprezentowane przez różne barwy poszczególnych stref uszkodzenia na różnych głębokościach. Podobne

wnioski opracował Pearson M.R. et al. w swoich badaniach [24]. Z wykorzystaniem obrazowania typu B możliwe jest określenie głębokości poszczególnych rozwarstwień oraz określenie ich wymiaru wzdłużno-poprzecznego. Analiza obrazu umożliwia ponadto wyznaczenie pola powierzchni zidentyfikowanych nieciągłości. W przypadku laminatów Al/CFRP precyzyjna identyfikacja ewentualnych nieciągłości jest utrudniona ze względu na liczne szумы sygnału reprezentowane przez wielokrotne odbicia wtórne generowane przez zmianę impedancji akustycznej granicy ośrodków (metal-kompozyt). Powstające po uderzeniu trwałe odkształcenie plastyczne generuje dodatkowy spadek amplitudy i wzmacnia rejestrowane szумы. Odpowiedzią na brak jednoznacznego obrazu nieciągłości w laminatach FML jest obrazowanie typu C, w którym uszkodzenia odwzorowywane są w widoku równoległym do powierzchni laminatu. Brak możliwości wyodrębnienia obrazu odkształcenia plastycznego od ewentualnych rozwarstwień i pęknięć ma znaczenie w procesie naprawczym, a tym samym dalszej eksploatacji. Na podstawie przeprowadzonych nieniszczących badań ultradźwiękowych metodą echa stwierdzono, że nieciągłości strukturalne nie propagują poza strefę trwałego odkształcenia plastycznego powodowanego przez wglębnik. Podobne trudności w identyfikacji nieciągłości w laminatach metalowo-włóknistych zauważył i opisał Dragan K. i współautorzy [12].

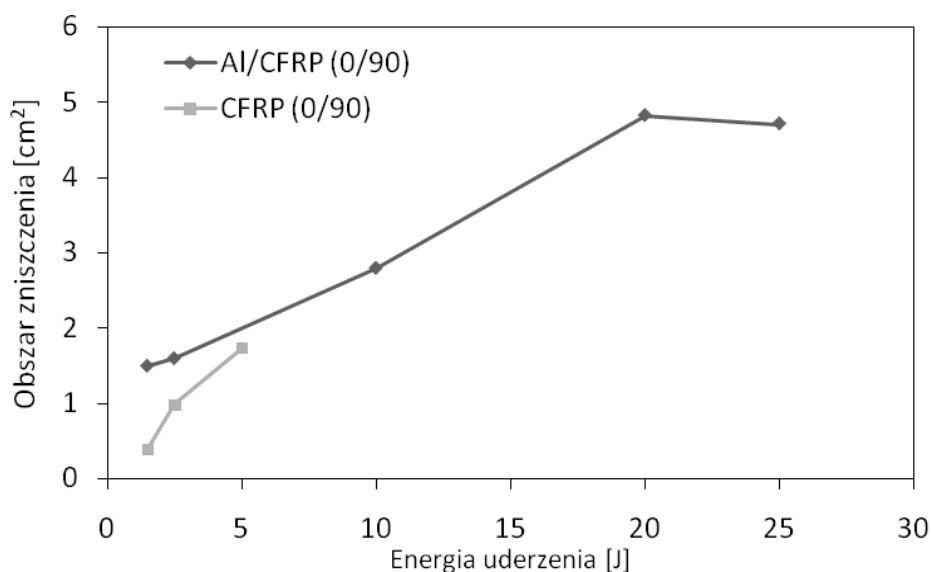
Celem weryfikacji ultradźwiękowej metody echa przeprowadzono mikroskopową analizę stref zniszczenia. Wybrane obrazy mikrostruktury laminatów CFRP i Al/CFRP przedstawiono na rysunku 8.



Rys. 8. Przekrój laminatu CFRP (a) oraz Al/CFRP (b) po uderzeniu z energią 5J.

Analiza mikrostrukturalna potwierdza, że uderzenia dynamiczne o niskiej prędkości i niskiej energii powodują wewnętrzną degradację kompozytów polimerowo-węglowych oraz

laminatów metalowo-węglowych. Kompozyty CFRP cechują się bardziej złożonym charakterem zniszczenia struktury. Pod wpływem uderzeń dynamicznych w badanych materiałach dominujące są rozwarstwienia oraz poprzeczne pęknięcia łączące te rozwarstwienia. W laminatach Al/CFRP powstają dodatkowo wzdłużne pęknięcia osnowy na granicy metal-kompozyt, co wynika z hybrydowego charakteru komponentów i adhezyjnego ich połączenia. Ograniczone są w nich rozwarstwienia między warstwami kompozytu. Podobne spostrzeżenia opisuje m.in. Nakatani H. i współautorzy [23]. W wyniku przeprowadzonych badań zaobserwowano zależność całkowitego obszaru pęknięć i rozwarstwień od energii uderzenia w kompozytach CFRP oraz laminatach Al/CFRP. Zależność pola powierzchni uszkodzenia od energii uderzenia została przedstawiona na rysunku 9.



Rys. 9. Obszar uszkodzenia laminatów kompozytowych po uderzeniu o niskiej prędkości w zależności od energii uderzenia.

Zaobserwowano, że wraz ze wzrostem energii uderzenia pole powierzchni zniszczenia wzrasta w sposób niemal liniowy. Obszar zniszczenia kompozytów CFRP wykrywalny ultradźwiękową metodą echa jest mniejszy w porównaniu do laminatów Al/CFRP, co bezpośrednio wynika z trwałego odkształcenia laminatów na skutek kontaktu z wgłębniakiem. Energia 10J powoduje w nich jednak całkowitą perforację. Laminaty metalowo-włókniste przenoszą znacznie większe energie obciążeń dynamicznych proporcjonalnie ulegając ekspansji uszkodzenia. Laminaty polimerowo-włókniste mają wyraźną granicę możliwości przenoszenia obciążeń udarowych o niskiej prędkości pomimo mniej negatywnego wpływu tych obciążeń w niskim zakresie energii. Ze względów eksploatacyjnych, wydaje się być uzasadnione stosowanie laminatów metalowo-włóknistych na elementy narażone na obciążenia dynamiczne, dla których wymagane są jednocześnie wysokie właściwości wytrzymałościowe i zmęczeniowe.

Podsumowanie

1. Laminaty metalowo-włókniste stanowią materiały o wyższym potencjale niezawodności i eksploatacji w stosunku do klasycznych polimerowych materiałów kompozytowych wzmocnianych włóknami.

2. Poziom porowatości w strukturach kompozytowych w istotny sposób wpływa na ich trwałość i zdolności eksploatacyjne. Wykazana zależność pomiędzy wielkością spadku amplitudy przechodzącej przez laminat fali ultradźwiękowej a procentową zawartością porowatości wskazuje na potencjał metod ultradźwiękowych w badaniach stanu strukturalnego kompozytów polimerowych wzmocnionych włóknami.
3. W czasie eksploatacji statków powietrznych, materiały pokrycia są narażone na nieprzewidywalne zjawiska uderzeń dynamicznych o określonej prędkości i energii. Laminaty metalowo-włókniste przenoszą obciążenia wywołane dostarczoną energią w zakresie wielokrotnie wyższych energii w porównaniu do klasycznych materiałów kompozytowych. Charakter zniszczenia laminatów kompozytowych na skutek obciążeń dynamicznych o niskiej prędkości jest złożony. Dominujące są rozwarstwienia, rozwarstwienia oraz rozległe pęknięcia osnowy polimerowej. Dostatecznie niska energia uderzenia powoduje w strukturach kompozytowych uszkodzenia wewnętrzne, bez możliwości oceny jej stanu metodami makroskopowymi.
4. Ultradźwiękowa metoda echa z techniką wieloprzetwornikową umożliwia jakościową i ilościową identyfikację negatywnych skutków obciążeń dynamicznych o niskiej prędkości i niskiej energii w materiałach kompozytowych.

Podziękowania

Badania realizowane w ramach Projektu Nr POIG.0101.02-00-015/08 w Programie Operacyjnym Innowacyjna Gospodarka (POIG). Projekt współfinansowany przez Unię Europejską ze środków Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego.

Referencje

1. Alderliesten R C, Homan J J. Fatigue and damage tolerance issues of Glare in aircraft structures. *International Journal of Fatigue* 2006; 28: 1116-1123.
2. Ardakani M A, Khatibi A A, Ghazavi S A. A study on the manufacturing of Glass-Fiber-Reinforced Aluminum Laminates and the effect of interfacial adhesive bonding on the impact behavior. *Proceedings of the XI International Congress and Exposition 2008; Florida, USA.*
3. ASTM D7136. Standard test method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced-Polymer matrix Composites to a Drop-Weight Impact event. *Book of Standards* 2006; 3(15).
4. Bieniaś J. Fibre metal laminates - some aspects of manufacturing process, structure and selected properties. *Kompozyty* 2011; 11: 39-43.
5. Bowles K J, Frimpong S. Void effects on the interlaminar shear of unidirectional graphite reinforced composites. *Journal of Composite Materials* 1992; 26: 1487-1509.
6. Campbell F C. *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*. Elsevier, 2006.
7. Cantor B, Assender H, Grant P. *Aerospace Materials*. Bristol: IOP Publishing Ltd, 2001.
8. Caprino G, Spatarob G, Del Luongo S. Low-velocity impact behaviour of fibreglass-aluminium laminates. *Composites* 2004; 35: 605-616.
9. Chambers A R, Earl J S, Squires C A, Suhot M A. The effect of voids on the flexural fatigue performance of unidirectional carbon fibre composites developed for wind turbine applications. *International Journal of Fatigue* 2006; 28: 1390-1395.
10. Ciliberto A, Cavaccini G, Salvetti O, Chimenti M, Azzarelli L, Bison P G, Marinetti S, Freda A, Grinzato E. Porosity detection in composite aeronautical structures. *Infrared Physics and Technology* 2002; 43: 139-143.

11. Davies G A, Zhang X. Impact damage prediction in carbon composite structures. *International Journal of Impact Engineering* 1995; 16(1): 149-170.
12. Dragan K, Bieniaś J, Leski A. Inspection methods for quality control of fibre metal laminates (FML) in the aerospace components. XVI Seminarium Kompozyty Teoria i praktyka 2012; Poraj, Poland.
13. Freeman W T. The Use of Composites in Aircraft Primary Structure. *Composites Engineering* 1993; 3: 767–775.
14. Hodgkinson J M. Mechanical testing of advanced fibre composites. Woodhead Publishing Ltd, 2000.
15. Joeng H, Hsu D K. Experimental analysis of porosity induced ultrasonic attenuation and velocity change in carbon composites. *Ultrasonics* 1995; 33(3): 200-202.
16. Laliberte J F, Poon C, Straznicky P V, Fahr A. Post-impact fatigue damage growth in fiber–metal laminates. *International Journal of Fatigue* 2002; 24: 249–256.
17. Lawcock G D, Ye L, Mai Y W, Sun C T. Effects of fibre/matrix adhesion on carbon-fibre-reinforced metal laminates-II. Impact behavior. *Composites Science and Technology* 1997; 57: 1621-1628.
18. Liaw B M, Liu Y X, Villars E A. Impact Damage Mechanisms in Fiber Metal Laminates, Proceedings of the SEM Annual Conference on Experimental and Applied Mechanics 2001; Portland, USA.
19. Liu L, Zhang B. Effects of cure cycles on void content and mechanical properties of composite laminates. *Composite Structures* 2006; 73: 303–309.
20. Lopes C S, Remmers J C, Gürdal Z. Influence of porosity on the interlaminar shear strength of fibre-metal laminates. *Key Engineering Materials* 2008; 383: 33-52.
21. Leali M, Costa S, Almeida M, Rezende M. The influence of porosity on the interlaminar shear strength of carbon/epoxy and carbon/bismaleimide fabric laminates. *Composites Science and Technology* 2001; 61: 2101–2108.
22. Miracle D P, Donaldson S L. *ASM Handbook Vol. 21 Composites*. ASM International, 2001.
23. Nakatani H, Kosaka T, Osaka K, Sawada Y. Damage characterization of titanium/GFRP hybrid laminates subjected to low-velocity impact. *Composites* 2011; 42: 772–781.
24. Pearson M R, Eaton M J, Featherston C A, Holford K M, Pullin R. Impact Damage Detection and Assessment in Composite Panels using Macro Fibre Composites Transducers. *Journal of Physics. Conference Series*, 2012; 305.
25. Purslow D. The optical assessment of the void content in composite materials, *Composites* 1984; 15(3): 207-210.
26. Reid A, Zhou G. Impact behavior of fibre-reinforced composite materials and structures. USA: CRC Press, 2000.
27. Richardson M O, Wisheart M J. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites* 1996; 27: 1123–1131.
28. Sayer M, Bektas N B, Sayman O. An experimental investigation on the impact behavior of hybrid composite plates. *Composite Structures* 2010; 92: 1256–1262.
29. Short G J, Guild F J, Pavier M J. Post-impact compressive strength of curved GFRP laminates. *Composites* 2002; 33: 1487–1495.
30. Sohn M S, Hua X Z, Kimb J K, Walker L. Impact damage characterization of carbon fibre/epoxy composites with multi-layer reinforcement. *Composites* 2000; 31: 681-691.
31. Staffan T. Void formation and transport in manufacturing of polymer composites. Doctoral thesis. Luleå University of Technology, www.epubl.luth.se/avslutade/0348-8373/184
32. Swanson S R. *Introduction to Design and Analysis with Advanced Composite Materials*. Prentice-Hall, 1997.

33. Vlot A, Gunnink J W. Fibre Metal Laminates: an introduction. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands: 2001.
34. Vlot A. Impact loading on fibre metal laminates. *International Journal of Impact Engineering* 1996; 18(3): 291-307.
35. Vlot A, Krull M. Impact Damage Resistance of Various Fiber Metal Laminates. *Journal de physique* 1997; 7(3): 1045-1050.
36. Voegesang L B, Vlot A. Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures. *Journal of Materials Processing Technology* 2000; 103: 1-5.
37. Woerden H J, Sinke J, Hooijmeijer P A. Maintenance of glare structures and glare as riveted or bonded repair material. *Applied Composite Materials* 2003; 10: 307-329.
38. Wu G, Yang J M. The mechanical behaviour of glare laminates for aircraft structures. *JOM* 2005; 57: 72-79.
39. Zhu H, i inni. Influence of Voids on the Tensile Performance of Carbon/epoxy Fabric Laminates. *Journal of Materials Science & Technology* 2011; 27(1): 69-73.