

# Technika Phased Array - cz. I

SŁAWOMIR MACKIEWICZ, TOMASZ KATZ

**Badania ultradźwiękowe są obecnie podstawową metodą badań nieniszczących materiałów i struktur kompozytowych stosowanych w przemyśle lotniczym. W badaniach wykonywanych na etapie produkcji części i zespołów kompozytowych największe znaczenie mają zautomatyzowane techniki ultradźwiękowe oparte na metodzie przepuszczania, nazywane w branży lotniczej technikami C-scan. Pozwalają one w szybki i wydajny sposób badać zarówno laminaty monolityczne jak i struktury przekładkowe o różnej grubości i budowie dając w wyniku zobrazowania typu C badanych części. Podstawowe zasady działania systemów C-scan oraz przykłady ich praktycznego stosowania opisano w pracy [1].**

Oprócz niewątpliwych zalet systemów C-scan, mają one zasadnicze ograniczenia przejawiające się zwłaszcza w badaniach eksploatacyjnych i laboratoryjnych. Są to z zasady systemy duże, stacjonarne, wymagające specjalnie dostosowanych pomieszczeń. W najczęściej spotykanych wersjach mogą być stosowane jedynie do badań części o stosunkowo prostej, płaskiej lub cylindrycznej geometrii. Nawet niewielkie zwiększenie funkcjonalności systemu w kierunku badań elementów o bardziej złożonej geometrii pociąga za sobą nieproporcjonalny wzrost kosztów ich budowy i instalacji (systemy wieloosiowe). Elementy muszą być dostarczane do badań w stanie zdemontowanym i umieszczane w ściśle określonym położeniu na stanowisku badawczym. Nie ma możliwości wykonywania badań eksploatacyjnych czy też badań na elementach jednostronnie dostępnych.

Z powodu wymienionych ograniczeń techniki C-scan jej typowym uzupełnieniem w zakładach lotniczych są ręczne badania ultradźwiękowe metodą kontaktową zwane w branży technikami A-scan [1]. Należy zauważyć dużą dysproporcję w poziomie automatyzacji badań oraz w metodach rejestracji, wizualizacji oraz oceny wyników między obu wymienionymi technikami. Jest to o tyle istotne, że w praktyce są one stosowane równolegle bądź nawet zamiennie, co powoduje trudności zarówno w sferze technicznej (np. różna dokładność wymiarowania wskazań), jak i systemowej (np. brak rejestracji wyników badań w technikach A-scan). Istotnym

ograniczeniem technik A-scan w zastosowaniach produkcyjnych jest też ich czasochłonność oraz konieczność dokonywania oceny wskazań *in situ*. W praktyce wymaga to zatrudnienia i wyszkolenia sporej grupy wysoko wykwalifikowanych operatorów.

Widoczne w ostatnich latach wprowadzanie do badań kompozytów lotniczych ultradźwiękowej techniki Phased Array może być traktowane jako sposób ujednoczenia poziomu technicznego stosowanych technik ultradźwiękowych, poprzez zastąpienie ręcznych badań techniką A-scan wydajniejszymi i bardziej zautomatyzowanymi badaniami o podobnej funkcjonalności.

Podstawy techniki Phased Array oraz jej typowe zastosowania były dość szeroko omawiane na Seminarium Badań Nieniszczących w Zakopanem. W szczególności w referatach [2, 3] omówiono budowę głowic wieloprzetwornikowych oraz podstawowe zasady kształtowania wiązki ultradźwiękowej poprzez stosowanie odpowiednich praw opóźnień do pobudzenia elementów piezoelektrycznych głowicy. W pracy [4] przeprowadzono kompleksowy przegląd dostępnej na rynku aparatury, wskazując kluczowe parametry systemów decydujące o ich funkcjonalności i przydatności systemów Phased Array do określonych zastosowań. W pracy [5] przedstawiono pogłębione podstawy fizyczne kształtowania wiązek ultradźwiękowych za pomocą głowic wieloprzetwornikowych, uwytklając zjawiska, które nie występują w przypadku konwencjonalnych głowic ultradźwiękowych. W szczególności omó-

wiono efekt emisji wiązek bocznych (nie mylić z listkami bocznymi) oraz zależność parametrów wiązki ultradźwiękowej od liczby i odległości elementów piezoelektrycznych w głowicy. Ważnym aspektem tej pracy było też przybliżenie praktykom badań nieniszczących szeregu pojęć i określeń związanych z techniką Phased Array (głowice fazowe, szyki liniowe, profile opóźnień, wiązki boczne, skanowanie elektroniczne, ogniskowanie dynamiczne), które zostały wypracowane głównie na gruncie ultrasonografii medycznej, ale mogą być przeniesione także do badań nieniszczących. W publikacjach [6,7] pokazano przykłady zastosowania techniki PA do badań materiałów kompozytowych.

W niniejszym artykule pominięto więc omówienie podstaw techniki Phased Array, koncentrując się w zamian na bardziej szczegółowym i pogłębionym opisie stosowania tej metody do badań laminatów węglowych wykorzystywanych w przemyśle lotniczym. Opisane problemy zilustrowano przykładowymi wynikami badań uzyskanymi w Instytucie Lotnictwa w ramach realizacji projektu badawczego TEBUK.

## Sposoby wytwarzania i typowe wady laminatów węglowych

Laminaty węglowe stosowane w przemyśle lotniczym CFRP (*Carbon Fibre Reinforced Polymers*) są to dwuskładnikowe kompozyty złożone z żywicy epoksydowej stanowiącej osnowę oraz włókien węglowych nadających kompozytowi wytrzymałość i sztywność. Określenie laminat oznacza, że jest to kompozyt mający strukturę laminarną, czyli składa się z szeregu połączonych ze sobą cienkich warstw – lamin o identycznych lub zbliżonych właściwościach. Poszczególne warstwy laminatu zawierają zespoły włókien węglowych, które mogą być ułożone jednokierunkowo, tzw. roving lub też mieć postać tkaniny z przeplotem. Grubość pojedynczych

włókien węglowych wynosi zaledwie kilka  $\mu\text{m}$ , natomiast grubość warstw laminatu jest rzędu dziesiątych części milimetra. Oznacza to, że w pojedynczej warstwie laminatu występuje wiele poziomów włókien. Udział włókien węglowych w objętości kompozytu wynosi z reguły 50%–60%.

Pomimo że znanych jest cały szereg technologii wytwarzania laminatów na bazie włókien węglowych w nowoczesnym przemyśle lotniczym wykorzystuje się w tym celu niemal wyłącznie technologię prepregową, w której laminat wytwarzany jest z preimpregnatów zwanych w skrócie prepregami. Prepregi są cienkimi taśmami (0,125 mm) wykonanymi z ułożonych jednokierunkowo włókien węglowych, które są wstępnie impregnowane żywicą epoksydową o niedokończonym cyklu polimeryzacji. Prepregi przechowywane są w zamrażarkach, w temperaturze ok.  $-18^{\circ}\text{C}$ , w której tempo samoistnej polimeryzacji żywicy epoksydowej jest minimalne. Przed zastosowaniem w procesie produkcji poddawane są one powolnemu rozmrażaniu w czasie od 24 do 48 godzin. Celem przygotowania do procesu formowania prepreg musi zostać pocięty na formatki/warstwy, z których będzie układany docelowy zespół kompozytowy. W nowoczesnym procesie technologicznym czynność tę wykonuje zazwyczaj automatyczny ploter wg danych projektowych zawartych w oprogramowaniu.

Formowanie zespołu przeprowadzane jest w specjalnym klimatyzowanym pomieszczeniu, w którym zapewnione są odpowiednie parametry wilgotności, temperatury i zapylenia, jak również utrzymywane jest pewne nadciśnienie w stosunku do warunków zewnętrznych. Formowanie polega na nakładaniu na siebie kolejnych formatek wyciętych z prepregu przy zachowaniu ściśle ustalonej orientacji włókien. Typowy układ warstw laminatu stosowany przy produkcji części kompozytowych pokazano na rys. 1. W przedstawionym układzie warstw [0/-45/90/45/0] laminat będzie wykazywał zbliżone właściwości sprężyste i wytrzymałościowe we wszystkich kierunkach leżących w płaszczyźnie prostopadłej do grubości. W niektórych przypadkach stosuje się bardziej zróżnicowane układy kierunkowe włókien poszczególnych warstw tak aby nadać laminatowi podwyższone, właściwości wytrzymałościowe w ściśle określonym kierunku. Liczba nakładanych na siebie warstw prepregu wynosi zwykle od kilku do kilkudziesięciu zaś grubości uzyskiwanych laminatów zawierają się na ogół w zakresie od 0,6 mm do 10 mm, chociaż większe grubości są także możliwe.

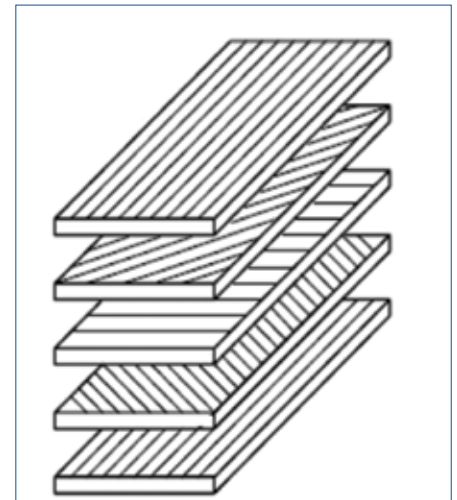
Po ułożeniu formatek prepregowych w zespół kompozytowy formuje się tzw. pakiet podciśnieniowy składający się z folii rozdzielającej, warstwy włókniny odpro-

dzającej powietrze oraz folii przeponowej. Folia przeponowa musi szczelnie przylegać do foremnika i hermetycznie zamykać pakiet podciśnieniowy tak, aby możliwe było wytworzenie w nim podciśnienia o wartości ok. 1 atm.

Foremnik z pakietem podciśnieniowym umieszczony jest w autoklawie czyli hermetycznie zamykanej komorze ciśnieniowej umożliwiającej prowadzenie procesu polimeryzacji w warunkach podwyższonego ciśnienia i temperatury. W autoklawie pakiet podłączany jest do układu podciśnieniowego, który usuwa powietrze spod przepony zapewniając docisk ułożonych, pod nią warstw prepregu. Przeprowadzany jest cykl ciśnieniowo-temperaturowy autoklawu, w wyniku którego zachodzi proces ostatecznej polimeryzacji (utwardzenia) żywicy bazowej. Typowe temperatury procesu polimeryzacji leżą w zakresie  $120\text{--}180^{\circ}\text{C}$ , zaś ciśnienie wynosi ok. 3 atm.

Proces utwardzenia zespołu kompozytowego można przeprowadzić także bez stosowania autoklawu tzw. metodą worka próżniowego. Nie stosuje się tutaj dodatkowego ciśnienia zewnętrznego, lecz wykorzystuje fakt, że samo usunięcie powietrza z worka powoduje wytworzenie podciśnienia zapewniającego docisk ułożonych warstw prepregu przez ciśnienie atmosferyczne.

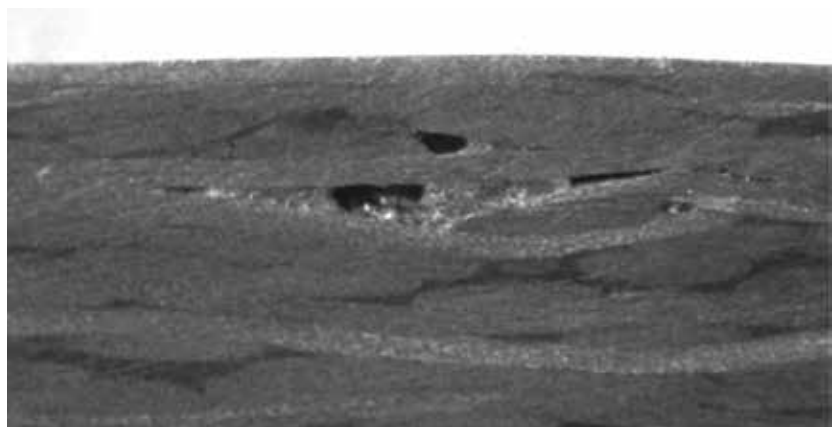
Oprócz podstawowej w przemyśle lotniczym technologii prepregowej przy małoseryjnej produkcji szybowców i małych samolotów stosowana jest ciągle jeszcze metoda „na mokro” polegająca na ręcznym syceniu żywicą kolejno nakładanych warstw tkaniny węglowej. Metoda ta cechuje się małą powtarzalnością zaś z punktu widzenia badań ultradźwiękowych jej podstawową wadą jest duża zawartość powietrza pozostawianego w postaci porów w utwardzonym kompozycie. Obecność pęcherzyków powietrza silnie rozprasza fale ultradźwiękowe i w wielu przypadkach utrudnia lub cał-



Rys. 1. Typowy układ warstw prepregu w laminacie węglowym oznaczany symbolem [0/-45/90/45/0]

kowicie uniemożliwia wykonanie badania kompozytu metodą ultradźwiękową. Dlatego też w dalszej części pracy skoncentrowano uwagę na metodyce badań laminatów węglowych wykonanych w technologii prepregowej.

Wady laminatów mogą powstawać na różnych etapach procesu produkcyjnego a także podczas eksploatacji wytworzonych konstrukcji kompozytowych. Mogą one mieć swój początek już na etapie produkcji materiałów wyjściowych. W przypadku technologii prepregowej przyczyną wad lub obniżonych właściwości wytrzymałościowych gotowego laminatu mogą być niezgodności występujące przy produkcji taśm prepregowych. Do niezgodności tego typu zaliczyć można np. nierównomierny rozkład lub kierunek ułożenia włókien wzmacniających, niewłaściwy udział włókien wzmacniających w objętości prepregu czy też niewłaściwy stopień wstępnego utwardzenia żywicy bazowej. Generalnie problemy takie powinny być wykryte i wyeliminowane przez producenta materiałów wyjściowych. Wytwórca lotniczych konstrukcji



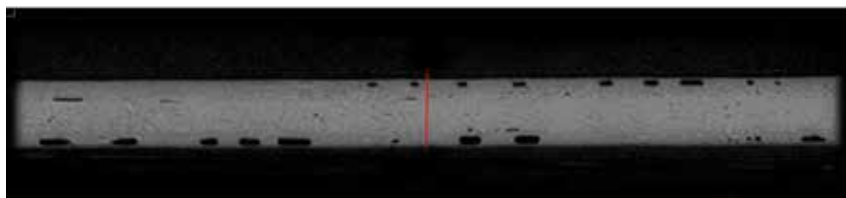
Rys. 2. Przekrój laminatu węglowego z rozwarstwieniem spowodowanym przez zanieczyszczenie wprowadzone podczas układania warstw prepregu

kompozytowych ma niewielkie możliwości ich zdiagnozowania na etapie kontroli dostaw i musi polegać na certyfikatach jakości dostarczanych przez producentów tych wyrobów.

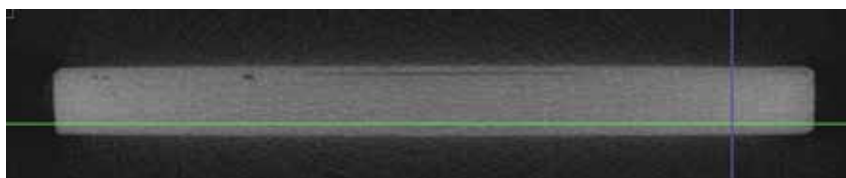
Kolejnym źródłem problemów mogą być niewłaściwe warunki transportu lub przechowywania taśm prepregowych. Zbyt wysoka temperatura lub zbyt długi okres przechowywania prepregów mogą prowadzić do nadmiernego utwardzenia żywicy bazowej i w konsekwencji uniemożliwić odpowiednie połączenie warstw laminatu podczas jego finalnej polimeryzacji. Efektem takich nieprawidłowości w gotowym materiale będą delaminacje o różnym stopniu nasilenia, które w badaniach ultradźwiękowych będą wykrywane jako płaskie reflektory równoległe do powierzchni i całkowicie lub częściowo odbijające fale ultradźwiękowe.

Jednym z najbardziej wymagających etapów procesu produkcyjnego laminatu jest układanie zespołu kompozytowego w clean roomie. Podczas układania kolejnych warstw prepregu łatwo można wprowadzić pomiędzy nie zanieczyszczenia lub fragmenty obcych materiałów (folii ochronnych, taśm samoprzylepnych, końcówek noży), które uniemożliwią prawidłowe połączenie przylegających warstw. Przykład rozwarstwienia spowodowanego wtrąceniem obcego materiału pokazano na rys. 2.

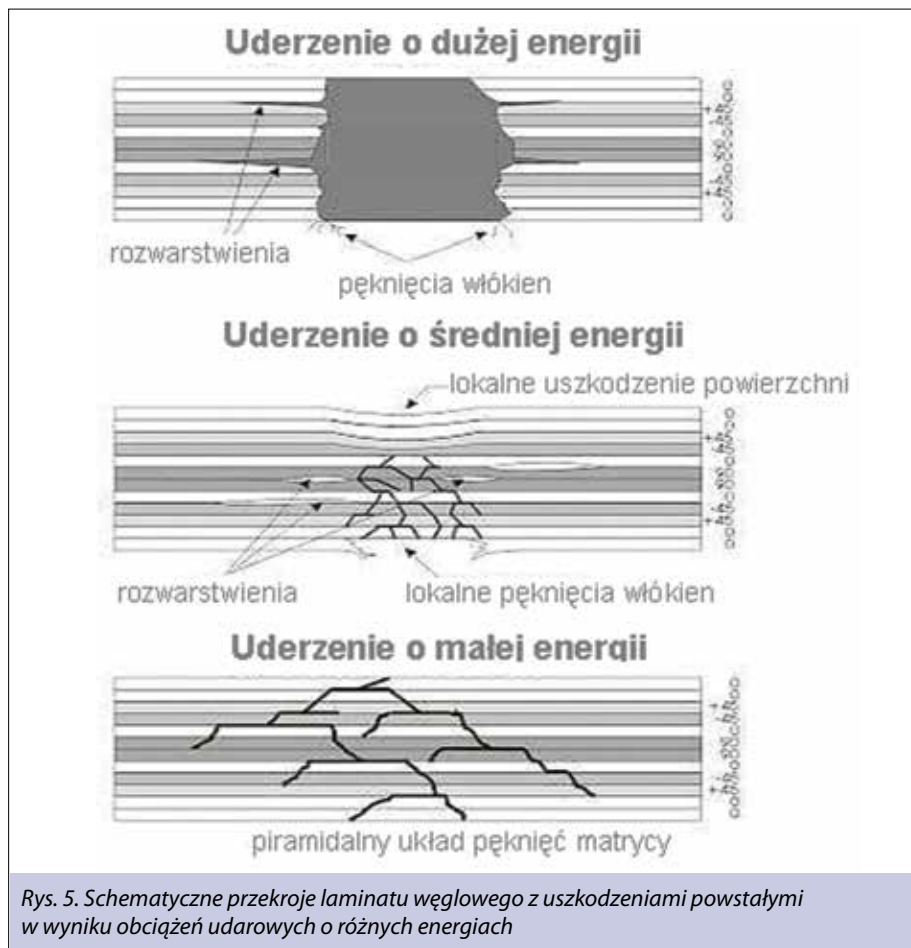
Drugą typową przyczyną wad na etapie formowania zespołu kompozytowego jest niedokładne usunięcie powietrza spomiędzy przylegających warstw prepregu, wskutek czego powstają zamknięte przestrzenie powietrzne trudne do wyeliminowania w kolejnych fazach procesu technologicznego. Pustki takie mogą być źródłem delaminacji lub porowatości zlokalizowanej na granicach warstw. Przykłady pustek i porowatości laminatu węglowego uwidocznione na tomograficznym



Rys. 3. Tomograficzny przekrój pionowy przez grubość próbki laminatu węglowego z wadami typu pustek i porowatości



Rys. 4. Tomograficzny przekrój pionowy przez grubość próbki laminatu węglowego z wadą typu delaminacji



przekroju przez grubość próbki pokazano na rys. 3.

Na rys. 4 pokazano przykład wady typu delaminacji.

Krytycznym elementem procesu produkcyjnego jest założenie i uszczelnienie hermetycznej przepony zakładanej na formnik po zakończeniu układania zespołu. W przypadku utraty szczelności podczas procesu autoklawowego, nie ma zapewnionego właściwego docisku zespołu do formnika (ciśnienia na zewnątrz i wewnątrz pakietu są równe) i w konsekwencji pomiędzy warstwami prepregu pozostaje duża ilość powietrza. Wytworzony w takich wa-

runkach kompozyt nie nadaje się do jakiegokolwiek naprawy.

Również sam przebieg procesu utwardzania laminatu w komorze autoklawu lub w worku próżniowym może być źródłem powstawania wad. Przyczyną problemów może być niezgodny ze specyfikacją przebieg cyklu temperaturowo-ciśnieniowego autoklawu lub awaria systemu wytwarzania podciśnienia.

Wady o charakterze rozwarstwień mogą zostać wprowadzone do laminatu także już po jego utwardzeniu, np. w trakcie wykańczającej obróbki mechanicznej lub wskutek uderzeń podczas transportu lub montażu wytworzonych zespołów.

Najbardziej typową przyczyną powstawania wad eksploatacyjnych w lotniczych strukturach kompozytowych są obciążenia udarowe poszycia kadłuba, skrzydeł lub powierzchni sterujących. Obciążenia takie mogą być skutkiem zderzeń z ptakami w czasie lotów lub uderzeń kamieni i innych elementów pozostawionych na pasie startowym podczas startów i lądowań.

Uszkodzenia struktury laminatu wskutek obciążenia udarowego zależą w głównej mierze od energii uderzenia (patrz rys. 5). Obciążenia o dużych energiach (np. wskutek trafienia pocisku lub odłamka) powodują całkowite przebicie kompozytu i w związku z tym ich wykrycie metodą wizualną nie jest trudne. Poważniejszym problemem jest



określenie rozległości strefy uszkodzenia laminatu wymagającej naprawy, która z reguły jest znacznie większa niż widoczny obszar perforacji.

Obciążenia dynamiczne o średnich i małych energiach (np. wskutek uderzeń kamieni lub małych ptaków) powodują jedynie nieznaczne, pozornie nieszkodliwe zagłębienia powierzchni laminatu. Pomimo tego mogą one wywoływać znacznie poważniejsze uszkodzenia w głębszych warstwach jego objętości. Charakterystyczną cechą niskoenergetycznych uszkodzeń udarowych jest to, że rozwarstwienia oraz pęknięcia matrycy zwiększają swój zasięg wraz ze wzrostem głębokości pod powierzchnią laminatu, tworząc charakterystyczny układ piramidki. Wykrycie uszkodzeń udarowych o niskich i średnich energiach stanowi poważny problem techniczny przy obsłudze eksploatacyjnej samolotów i wymaga stosowania zaawansowanych technik badań nieniszczących.

### Specyfika badań ultradźwiękowych laminatów węglowych

Laminat węglowy jest materiałem, którego struktura i właściwości sprężyste znacznie odbiegają od typowych materiałów konstrukcyjnych badanych zwykle metodą ultradźwiękową. Różnice te w istotny sposób wpływają na warunki propagacji fal ultradźwiękowych i determinują wiele istotnych aspektów techniki badania.

Laminat węglowy to ośrodek składający się z dwóch faz o różnych impedancjach akustycznych. Impedancja akustyczna utwardzonej żywicy epoksydowej wynosi w przybliżeniu:  $Z_z = 3,3 \cdot 10^6 \text{ kg/m}^2\text{s}$  natomiast włókien węglowych:  $Z_w = 7,2 \cdot 10^6 \text{ kg/m}^2\text{s}$  (przy propagacji fal w kierunku poprzecznym włókien). Oznacza to, że ciśnieniowy współczynnik odbicia fali ultradźwiękowej przy prostym padaniu na granicy żywica-włókno węglowe będzie wynosił:

$$R_{\perp} = \frac{Z_w - Z_z}{Z_w + Z_z} = \frac{7,2 - 3,3}{7,2 + 3,3} = 0,36 \quad (1)$$

Przeliczając to na współczynnik energetyczny, uzyskuje się wartość 0,13, co oznacza, że na granicy faz kompozytu odbija tylko ok. 13% energii fali ultradźwiękowej. Jest to stosunkowo dobre dopasowanie składników kompozytu pod względem akustycznym, szczególnie jeśli porówna się to np. z kompozytem wzmocnionym włóknem szklanym, gdzie energetyczny współczynnik odbicia na granicy faz wynosi aż 39%. Biorąc pod uwagę małą średnicę włókien węglowych (7-8  $\mu\text{m}$ ), daje się zauważyć, że niejednorodność strukturalna kompozytu węglowego nie stanowi krytycznego ograniczenia dla

zasięgu propagacji fal ultradźwiękowych w tym materiale. Jak wskazuje doświadczenie fale podłużne o częstotliwościach kilku MHz można skutecznie stosować do badań (dobrze wykonanych) laminatów węglowych przynajmniej do grubości rzędu 20 mm.

Jednak niejednorodność struktury nie jest jedyną cechą laminatów węglowych mającą istotny wpływ na stosowanie metod ultradźwiękowych. Drugą kluczową właściwością laminatów węglowych jest duża anizotropia własności sprężystych tego materiału. Silna anizotropia laminatu węglowego w skali makroskopowej wynika z dwóch czynników, po pierwsze z ukierunkowanego układu włókien wzmacniających w poszczególnych warstwach, po drugie z faktu, że same włókna węglowe mają różne moduły sprężystości w kierunku podłużnym i poprzecznym. Moduł Younga włókna węglowego (grafitowego) w kierunku podłużnym jest znacznie wyższy. To właśnie ta właściwość powoduje, że anizotropia laminatów węglowych jest zdecydowanie wyższa niż laminatów z innym rodzajem włókien wzmacniających (np. szklanych, boronowych czy aramidowych).

Dla poprzecznie izotropowego laminatu węglowego, typu [0/-45/90/45/0] pokazanego na rys. 3, prędkość fali podłużnej w kierunku grubości wynosi ok. 2900 m/s natomiast w kierunku równoległym do powierzchni ok. 7500 m/s [8]. W przypadku bardziej ukierunkowanego układu warstw laminatu anizotropia prędkości fali ultradźwiękowej jest jeszcze większa. Anizotropia akustyczna laminatów węglowych jest więc wyjątkowo duża i niespotykana w innych materiałach technicznych.

Duża anizotropia akustyczna laminatów węglowych ma swoje konsekwencje i narzuca pewne ograniczenia dla stosowanych technik badań ultradźwiękowych. Jeśli fala podłużna wprowadzona jest prostopadłe do powierzchni laminatu jej prędkość jest jednakowa we wszystkich warstwach niezależnie od kierunków ułożenia w nich włókien wzmacniających. Oznacza to równość impedancji akustycznych i brak odbić na granicach pomiędzy warstwami. Fala propaguje się więc podobnie jak w ośrodku jednorodnym. Jeśli jednak wprowadzimy do laminatu falę pod pewnym kątem to będzie ona miała różne prędkości w różnych warstwach zależnie od kierunku ułożenia w nich włókien wzmacniających. W konsekwencji będzie ona ulegać załamaniom i odbiciom na granicach warstw, co nieuchronnie przełoży się na wzrost tłumienia i poziomu szumów strukturalnych.

Wynika stąd, że badania laminatów węglowych należy prowadzić, wprowadzając

fale ultradźwiękowe prostopadłe do powierzchni laminatu. Jest to kierunek badania korzystny także ze względu na orientację najczęściej występujących wad.

Z powodu dużej prędkości fal w kierunku równoległym do powierzchni przy badaniach laminatów węglowych następuje silne załamanie fal ultradźwiękowych, nawet przy niewielkim odchyleniu od prostopadłego kierunku padania. Pierwszy kąt krytyczny dla granicy woda – laminat węglowy wynosi zaledwie 11,5°. Z tego powodu przy badaniach laminatów węglowych należy szczególnie dbać o zachowanie prostopadłości kierunku wprowadzania fal, a także unikać stosowania głowic skupiających.

### Literatura

- [1] S. Mackiewicz, G. Góra: Ultradźwiękowe badania konstrukcji kompozytowych w przemyśle lotniczym, Materiały XI Seminarium „Nieniszczące Badania Materiałów”, Zakopane 8-11 marca 2005.
- [2] W. Manaj, G. Wojas, M. Szwed, A. Zagórski, M. Spychalski, K.J. Kurzydłowski: Badania ultradźwiękowe z zastosowaniem głowic wieloprzetwornikowych – system Phased Array, Materiały XI Seminarium „Nieniszczące Badania Materiałów”, Zakopane 13-16 marca 2007.
- [3] W. Manaj, W. Spychalski, K.J. Kurzydłowski: Wieloprzetwornikowe głowice ultradźwiękowe, Materiały XV Seminarium „Nieniszczące Badania Materiałów”, Zakopane 10-13 marca 2009.
- [4] M. Lipnicki, K. Mroczek, B. Ostrowski, M.J. Wójcik: Zaawansowane badania diagnostyczne wirników turbin energetycznych techniką Phased Array na przykładzie badania kształtowych elementów mocowania łopatek, Materiały XVII Seminarium „Nieniszczące Badania Materiałów”, Zakopane 08-11 marca 2011.
- [5] M. Lewandowski: Układy głowic wieloprzetwornikowych – Podstawy fizyczne., Materiały XVII Seminarium „Nieniszczące Badania Materiałów”, Zakopane 08-11 marca 2011.
- [6] K. Dragan: Zastosowania głowic Phased Array w diagnostyce konstrukcji lotniczych, Materiały XVII Seminarium „Nieniszczące Badania Materiałów”, Zakopane 08-11 marca 2011.
- [7] Introduction to Phased Array Ultrasonic Technology Applications., R/D Tech Guideline, 2004, 2005, 2007 by Olympus NDT.
- [8] D.L. Van Otterloo, V. Dayal: How isotropic are quasi-isotropic laminates, Composites: Part A 34 (2003).