

Ultradźwiękowe badania laminatów węglowych techniką Phased Array

Sławomir Mackiewicz, Tomasz Katz
IPPT PAN, INSTYTUT LOTNICTWA

1. Wstęp

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 jednym z referatów prezentowanych w poprzednich latach na niniejszym Seminarium [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 tutaj zauważyć dużą dysproporcję w poziomie automatyzacji badań oraz w metodach rejestracji, wizualizacji oraz oceny ich 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 więc traktowane jako sposób ujednoczenia poziomu stosowanych technik ultradźwiękowych, poprzez zastąpienie ręcznych badań techniką *A-scan* wydajniejszymi i bardziej zautomatyzowanymi badaniami o podobnej funkcjonalności i mobilności.

Podstawy techniki *Phased Array* oraz jej typowe zastosowania były dość szeroko omawiane na poprzednich Seminariach 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 pobudzania 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 uwypuklając zjawiska, które nie występują w przypadku konwencjonalnych głowic ultradźwiękowych. W szczególności omówiono 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 nie powtarzano po raz kolejny znanych już podstaw techniki *Phased Array*, koncentrując się na bardziej szczegółowym i pogłębionym opisanu metodyki stosowania tej metody do badań laminatów węglowych stosowanych w przemyśle lotniczym. Opisane problemy zilustrowano przykładowymi wynikami badań kompozytów węglowych uzyskanymi w Instytucie Lotnictwa w ramach realizacji projektu badawczego TEBUK.

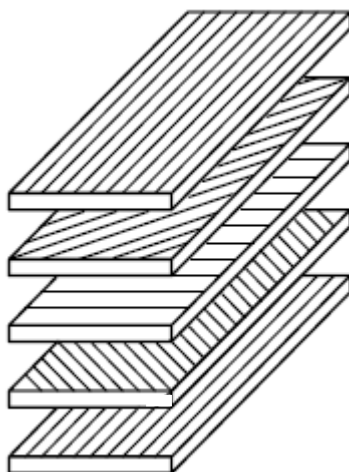
2. Sposoby wytwarzania i typowe wady laminatów węglowych

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 μm , 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 jednokierunkowego włókien węglowych, które są wstępnie impregnowane żywicą epoksydową o niedokończonym cyklu polimeryzacji. Prepregi przechowywane są w zamrażarkach, w temperaturze ok. -18°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

technologiczną czynność tą 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 lamintu 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 0,6mm do 10 mm, chociaż większe grubości są także możliwe.



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

Po ułożeniu formatek prepregowych w zespół kompozytowy formuje się tzw. pakiet podciśnieniowy składający się z folii rozdzielającej, warstwy włókniny odprowadzającej 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 umieszczany 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 – 180 °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 ale samo usunięcie powietrza z worka powoduje wytworzenie

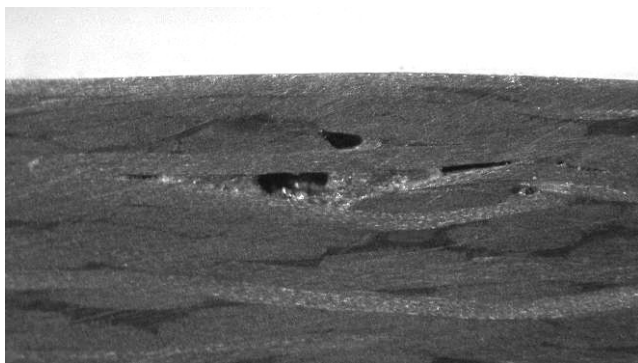
podciśnienia zapewniającego pewien docisk ułożonych warstw prepregu przez ciśnienie atmosferyczne.

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 porowatości utwardzonym kompozycie. Obecność pęcherzyków powietrza silnie rozprasza fale ultradźwiękowe i w wielu przypadkach utrudnia lub całkowicie uniemożliwia wykonanie badania kompozytu metodą ultradźwiękową. Dlatego też w dalszej części pracy skoncentrujemy uwagę na metodyce badań nowoczesnych 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 kompozytowych ma niewielkie możliwości ich zdiagnozowania na etapie kontroli dostaw i musi polegać na certyfikatach jakości dostarczanych wyrobów.

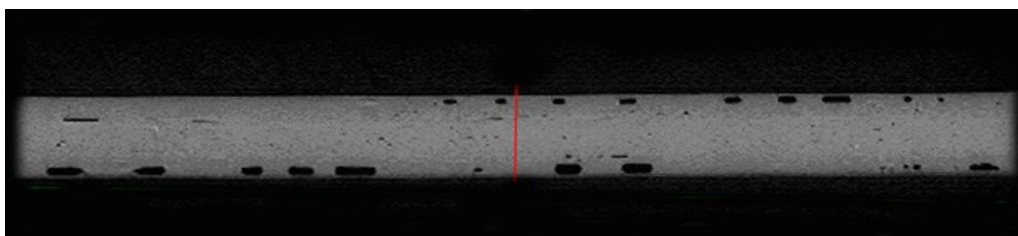
Kolejnym źródłem problemów mogą być niewłaściwe warunki transportu lub przechowywania taśm prepregowych. Zbyt wysoka temperatura lub zbyt długi okres przechowywania prepregów mogą prowadzić do nadmiernego utwardzenia żywicy bazowej i w konsekwencji uniemożliwić należyte połączenie warstw laminatu podczas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

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

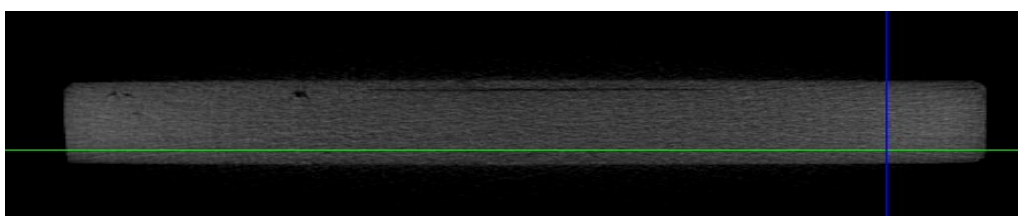


Rys.2. Przekrój laminatu węglowego z rozwarstwieniem spowodowanym przez zanieczyszczenie wprowadzone podczas układania warstw prepregu.

Drugą typową przyczyną wad na etapie formowania zespołu jest niedokładne usunięcie powietrza pomiędzy 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 przekroju przez grubość próbki pokazano na rys. 3. Na rys. 4 pokazano przykład wady typu delaminacji.



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.

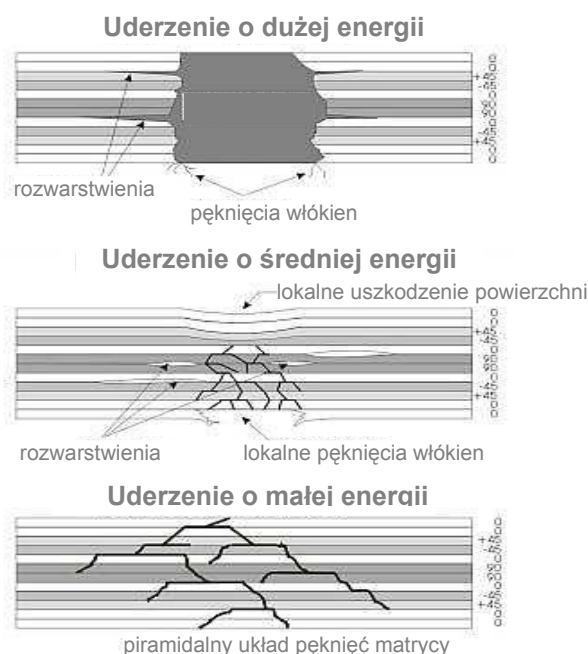
Krytycznym elementem procesu produkcyjnego jest założenie i uszczelnienie hermetycznej przepony zakładanej na foremnik po zakończeniu układki zespołu. W przypadku utraty szczelności zespołu podczas procesu autoklawowego, nie ma zapewnionego właściwego docisku zespołu do foremnika (ciśnienia na zewnątrz i wewnątrz pakietu są równe) a pomiędzy warstwami prepregu pozostaje duża ilość powietrza. Wytworzony w takich warunkach kompozyt jest całkowicie bezużyteczny i 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 po jego utwardzeniu, np. w trakcie wykańczającej obróbki mechanicznej lub wskutek uderzeń podczas transportu lub montażu wytworzonych zespołów.

Jeśli chodzi o wady eksploatacyjne lotniczych struktur kompozytowych wykonanych z laminatów węglowych to podstawową przyczyną ich powstawania są obciążenia udarowe poszycia kadłuba 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. 4). 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 jednak określenie rozległości strefy uszkodzenia laminatu wymagającej naprawy, która z reguły jest znacznie większa niż widoczny obszar perforacji.



Rys.4. Schematyczne przekroje laminatu węglowego z uszkodzeniami powstałymi w wyniku obciążeń udarowych o różnych energiach.

Uszkodzenia o średnich i małych energiach (np. wskutek uderzeń kamieni lub małych ptaków) powodują jedynie nieznaczne, pozornie nieszkodliwe zagłębienia na powierzchni laminatu, mogą jednak powodować całkiem poważne uszkodzenia w jego objętości. Podstawową cechą takich uszkodzeń jest to, że rozwarstwienia oraz pęknięcia matrycy zwiększają swój zasięg wraz ze wzrostem głębokości pod powierzchnią 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.

3. Specyfika badań ultradźwiękowych laminatów węglowych

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

Laminat węglowy to ośrodek składających się 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 prostopadłym padaniu na granicę żywica-włókno węglowe będzie wynosił:

$$R_{zw} = \frac{Z_w - Z_z}{Z_w + Z_z} = \frac{7.2 - 3.3}{7.2 + 3.3} = 0.36 \quad (1)$$

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 więc stosunkowo nienajgorsze dopasowanie składników kompozytu pod względem impedancji akustycznej szczególnie jeśli porówna się to np. z kompozytem wzmacnianym włóknem szklanym, gdzie energetyczny współczynnik odbicia na granicy faz wynosi aż 39%. Biorąc pod uwagę małą średnicę włókien węglowych (7-8 μm) oznacza to, że niejednorodność strukturalna kompozytu węglowego nie stanowi krytycznego ograniczenia dla zasięgu propagacji fal ultradźwiękowych. 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 cechą laminatów węglowych jest duża anizotropia właściwości sprężystych 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 druga właściwość powoduje, że anizotropia laminatów węglowych jest zdecydowanie wyższa niż podobnego typu laminatów z innym rodzajem włókien wzmacniających (np. szklanych czy aramidowych).

Dla *izotropowego* laminatu węglowego, np. typu [0/-45/90/45/0] pokazanego na rys. 3, prędkość fali podłużnej w kierunku grubości wynosi ok. 2900 m/s natomiast w kierunkach równoległych 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 prostopadle do powierzchni laminatu jej prędkości 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 zależne 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 ogólnego poziomu szumów strukturalnych.

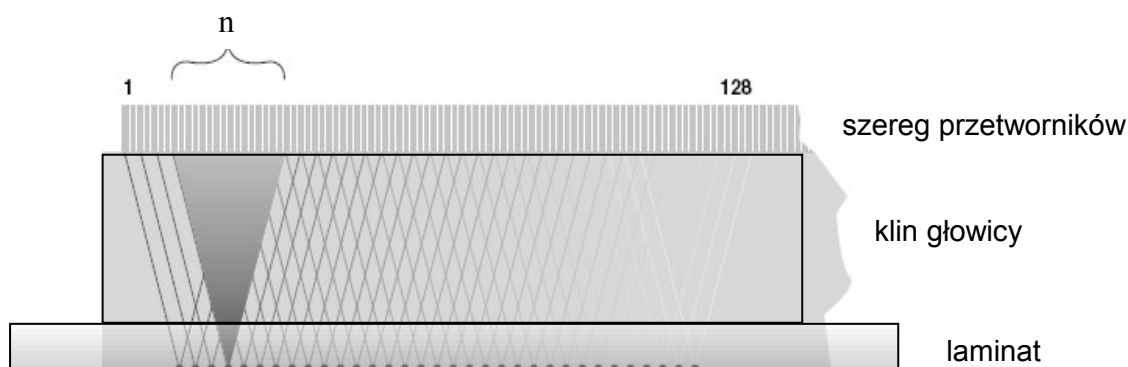
Wynika stąd, że badania laminatów węglowych należy prowadzić wprowadzając fale ultradźwiękowe prostopadle do powierzchni laminatu. Na szczęście jest to kierunek badania korzystny także ze względu na orientację występujących wad.

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.

4. Metodyka stosowania techniki Phased Array

Podstawową techniką stosowaną przy badaniu laminatów węglowych metodą *Phased Array* jest kontaktowa metoda echa z ręcznym przesuwem głowicy. Pod względem mobilności i uniwersalności jest ona zbliżona do konwencjonalnych badań techniką A-scan i może być dla niej wydajną i nowoczesną alternatywą.

Na rys. 5. pokazano podstawową zasadę elektronicznego skanowania laminatu za pomocą głowicy liniowej wprowadzającej fale podłużne pod kątem 0° . Skanowanie odbywa się wzdłuż kierunku, w którym ułożone są przetworniki szeregu fazowego głowicy i polega na elektronicznym przełączaniu grup przetworników generujących kolejne wiązki ultradźwiękowe.



Rys. 5. Zasada elektronicznego skanowania liniowego przy badaniu laminatów systemem PA.

Częstotliwości głowic PA stosowanych do badań laminatów węglowych powinny być zbliżone do częstotliwości głowic konwencjonalnych stosowanych w tym samym celu. W większości przypadków optymalnym wyborem jest częstotliwość 5 MHz, jednak w przypadkach kiedy kluczowa jest wysoka rozdzielczość systemu można próbować zwiększyć częstotliwość stosowanych głowic do 7,5 MHz a nawet 10 MHz. Należy jednak pamiętać, że zwiększanie częstotliwości nieuchronnie prowadzi do zwiększenia tłumienia i poziomu obserwowanych szumów strukturalnych.

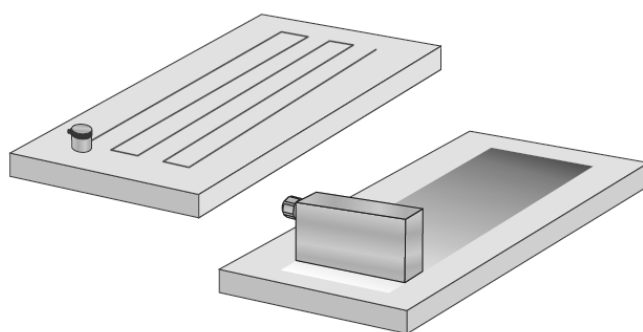
Przy badaniu laminatów węglowych nie stosuje się elektronicznego ogniskowania wiązki ultradźwiękowej natomiast celowe i korzystne jest wykorzystanie efektu ogniskowania naturalnego w ostatnim maksimum pola bliskiego. W tym celu, parametry głowicy PA (częstotliwość, skok, elewacja) oraz współpracującego z nią klina 0° należy dobrać tak aby długość pola bliskiego generowanych wiązek fal była nieco większa niż grubości klina. Dzięki temu szerokość wiązki skanującej wprowadzanej do laminatu będzie znacznie mniejsza niż apertura wirtualnego przetwornika a ostatnie maksimum ciśnienia wystąpi w objętości badanego laminatu. W celu zapewnienia symetrii wiązki skanującej szerokość i długość przetwornika wirtualnego powinna być zbliżona. Oznacza to że, iloczyn liczby przetworników grupy - n oraz skoku głowicy - s powinien być w przybliżeniu równy elewacji głowicy - e .

$$e \approx n \cdot s \quad (2)$$

Przypominamy, tutaj, że *skok* głowicy - s oznacza odległość między środkami sąsiadujących elementów piezoelektrycznych natomiast *elewacja* - e długość elementu piezoelektrycznego, czyli jego wymiar w kierunku szerokości głowicy.

Przykładowo w przypadku głowicy 5L64-64X7 firmy Olympus, której częstotliwość wynosi $f = 5$ MHz, elewacja $e = 7$ mm zaś skok $s = 1$ mm optymalna liczba przetworników grupy biorącej udział w formowaniu wiązki wynosi $n = 7$. Przy takich parametrach głowicy klin wykonany z *rexolitu* powinien mieć grubość ok. 20 mm, tj. nieco mniejszą niż długość pola bliskiego generowanych wiązek.

Zasadę skanowania powierzchni laminatu przy wykorzystaniu głowicy liniowej PA dobrze ilustruje rys. 6. Skanowanie w kierunku szerokości próbki (wzdłuż głowicy) realizowane jest elektronicznie i obejmuje odcinek równy długości aktywnej części głowicy. Dla 64 elementowej głowicy typu 5L64-64X7 wynosi on 64 mm.

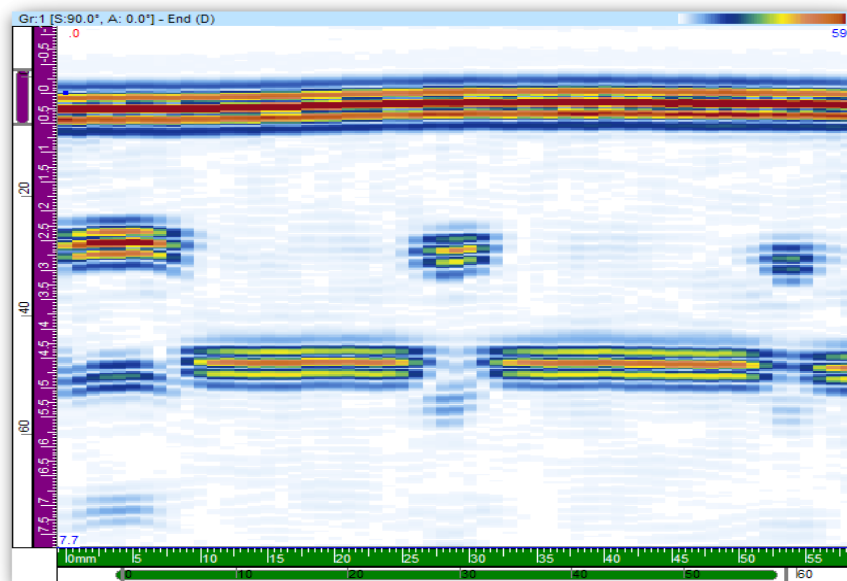


Rys. 6. Zasada skanowania powierzchni laminatu głowicą liniową *Phased Array* w zestawieniu z konwencjonalnym skanowaniem techniką *A-scan*.

Skanowanie w kierunku poprzecznym do długości głowicy odbywa się poprzez ręczny przesuw głowicy, który może być jednak rejestrowany automatycznie przy wykorzystaniu enkodera zainstalowanego na głowicy. W czasie przesuwu głowicy system rejestruje dane ultradźwiękowe z całej szerokości pasa skanowania z rozdzielczością rzędu 1 mm. Bardziej zaawansowane systemy, jak np. Omniscan MX, potrafią zarejestrować pełne przebiegi sygnałów typu *A-scan* w każdym punkcie skanowanego obszaru. Jest to niezwykle użyteczna właściwość systemu badawczego ponieważ umożliwia pełną analizę danych pomiarowych już po zakończeniu skanowania. W szczególności możliwe są korekcje ustawień bramek pomiarowych w celu poprawy lub zmiany typu uzyskanych obrazowań typu *C*. Prostsze aparaty rejestrują jedynie amplitudy lub opóźnienia ech występujących w bramkach pomiarowych co ogranicza możliwości późniejszej analizy danych oraz wymaga bardziej precyzyjnego ustawienia parametrów systemu badawczego (np. położenia i poziomów bramek pomiarowych).

Na podstawie zarejestrowanych danych oprogramowanie systemu PA buduje obrazowania ultradźwiękowe typu *B*, *C* i *D* badanych elementów, które są podstawą do oceny wyników badania.

Na kolejnych rysunkach pokazano przykładowe obrazowania typu *B* i *C* płaskiej płytki laminatu węglowego o grubości 4,5 mm z otworami płaskodennymi o średnicach 3, 5 i 10 mm o różnej głębokości. Obrazowania te uzyskano systemem Omniscan MX współpracującym z głowicą typu 5L64-64X7 z klinem 0° wykonanym z *rexolitu*. Jako środek sprzęgający stosowano demineralizowaną wodę.



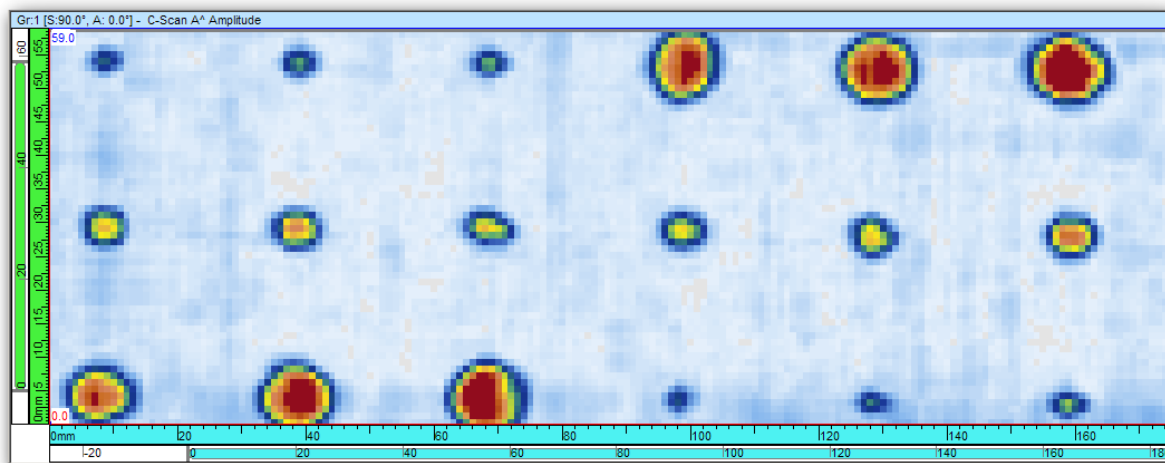
Rys. 7. Zobrazowanie typu B w przekroju zawierającym trzy wady w postaci otworów płaskodennych o średnicach 10, 5 i 3 mm.

Na rys. 7 pokazano zobrazowanie typu B (przekrój pionowy) próbki laminatu węglowego w obejmujący trzy otwory płaskodenne znajdujące się na jednakowej głębokości. Na zobrazowaniu widać echo od powierzchni laminatu, zwane czasem echem interfejsu (górną grupę linii poziomych), echo dna (dolną grupę linii poziomych) oraz wskazania 3 otworów płaskodennych. Widać, że otwór płaskodenny o średnicy 3 mm został wykryty bez żadnego problemu przy znacznym stosunku sygnału do szumu. Należy zwrócić uwagę na echa wielokrotne den otworów, których nie należy mylić ze wskazaniami wad znajdujących się „pod spodem”.

Zobrazowanie typu B jest wyświetlane na bieżąco na ekranie aparatu i nie wymaga stosowania enkodera położenia. Może być ono wykorzystywane do szybkich ręcznych badań konstrukcji kompozytowych z oceną dokonywaną na bieżąco podobnie jak ma to miejsce w konwencjonalnych badaniach ultradźwiękowych.

Uzyskanie zobrazowania typu C (widok z góry) wymaga zastosowania enkodera położenia i wykonania kontrolowanego przesuwu głowicy po obiekcie z automatyczną rejestracją wyników. Należy zauważyć, że na zobrazowaniu typu C można przedstawić w formie mapy różne parametry zarejestrowanych sygnałów ultradźwiękowych. Najczęściej jest to maksymalna amplituda sygnału ultradźwiękowego w bramce pomiarowej ustawionej między echem interfejsu a echem dna. Przykład takiego C-scanu wzorcowej próbki laminatu węglowego pokazano na rys. 8. Amplituda ech uzyskanych od poszczególnych reflektorów jest zobrazowana przez ich kolory na zobrazowaniu. Położenia i rozmiary poprzeczne wskazań mogą być określone za pomocą pomiarów kursorowych. Dokładność określenia średnic wykrytych otworów płaskodennych w badanej próbce na podstawie takich pomiarów kursorowych wynosiła ok. 1 mm.

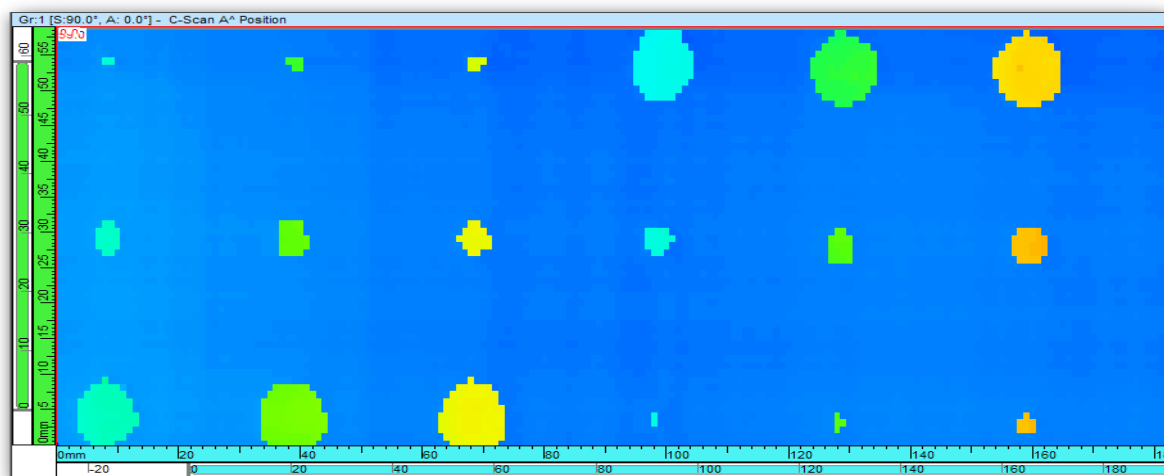
Przedstawiony na rys. 8 rodzaj zobrazowania typu C pozwala na wykrycie i ocenę rozmiarów poprzecznych typowych wad laminatów węglowych takich jak rozwarstwienia i wtrącenia obcych materiałów. Zobrazowanie takie nie zawiera jednak ważnej informacji o ich głębokości pod powierzchnią laminatu. Drugim istotnym brakiem tego zobrazowania jest niemożność uwidocznienia na nim wad typu porowatości. Wady takie nie dają wyraźnych ech ultradźwiękowych natomiast wskazaniem ich obecności w materiale jest zanik echa dna.



Rys. 8. C-scan amplitudowy próbki laminatu węglowego z otworami płaskodennymi.

W celu uzupełnienia tych braków informacyjnych na omawianym obrazowaniu typu C należy wykonać (na podstawie tych samych danych zarejestrowanych w pamięci aparatu) dwa dodatkowe obrazowania typu C: tzw C-scan czasowy z bramką pomiarową ustawioną jak wyżej, oraz C-scan amplitudowy z bramką pomiarową ustawioną na echo dna.

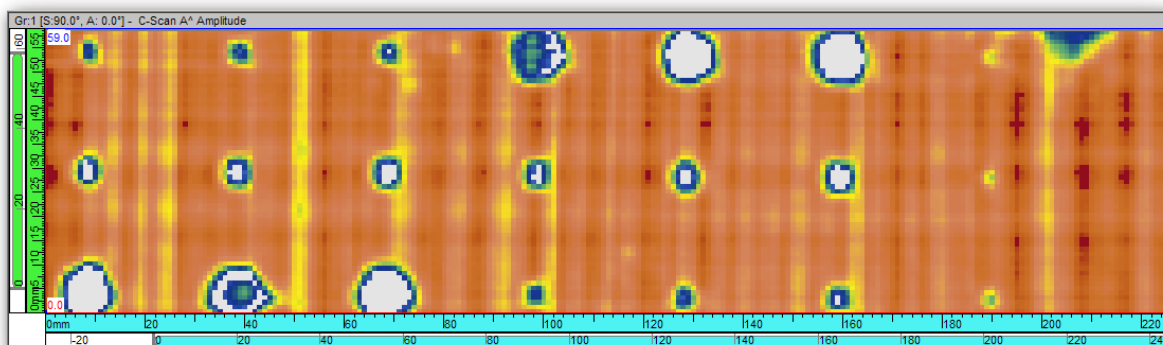
Pierwsze z tych zobrazowań pokazano na rys. 9.



Rys. 9. C-scan czasowy (grubościowy) próbki laminatu węglowego z otworami płaskodennymi.

Kolory wskazań uzyskanych od poszczególnych reflektorów obrazują w tym przypadku nie amplitudę ale opóźnienie ech ultradźwiękowych. Ponieważ opóźnienia ech są bezpośrednio związane z odległością reflektorów od głowicy C-scan tego typu obrazuje głębokości reflektorów pod powierzchnią badanego materiału. W szczególności widać tutaj, że echa od otworów o tej samej średnicy mają różne kolory co oznacza, że ich dna znajdują się na różnej głębokości. Informacji tej nie można było odczytać ze zobrazowania amplitudowego pokazanego na rys. 8.

C-scan amplitudowy echa dna pokazano na rys. 10. W tym przypadku kolor zobrazowania odpowiada amplitudzie echa dna badanej próbki laminatu węglowego.



Rys. 10. C-scan amplitudowy echa dna próbki laminatu węglowego z otworami płaskodennymi.

Wskazania o kolorze ciemnym i białym odpowiadają w tym przypadku miejscom na powierzchni laminatu gdzie zarejestrowano silne osłabienia bądź zaniki echa dna. Oprócz miejsc, w których znajdowały się otwory płaskodenne, w prawym górnym rogu zarejestrowano obszar naturalnej porowatości całkowicie niewidoczny na poprzednio prezentowanych zobrazowaniach. Stanowi to dobry (choć niezamierzony) przykład konieczności przeprowadzania pełnej, kompleksowej oceny zarejestrowanych danych ultradźwiękowych.

Przygotowanie systemu Phased Array do badań określonego typu laminatu wymaga wykonania szeregu procedur kalibracyjnych i nastaw systemu badawczego. Jest to etap, który w dużej mierze zależy od specyfiki rozwiązań konstrukcyjnych i oprogramowania konkretnego systemu badawczego. W ogólnym zarysie procedury te sprowadzają się do wyznaczenia lub ustawienia następujących parametrów badania:

- Prędkości fali w badanym materiale
- Opóźnienia fali w klinie głowicy
- Czułości badania
- Odległościowej korekcji wzmocnienia - TCG
- Kalibracji enkodera położenia

Są to w dużej mierze czynności analogiczne do wykonywanych w klasycznych badaniach ultradźwiękowych. Warto jednak zwrócić uwagę na dużo większe znaczenie odległościowej korekcji wzmocnienia TCG w badaniach *Phased Array* laminatów węglowych niż ma to miejsce w typowych badaniach materiałów metalowych. Ze względu na stosunkowo duże tłumienie fal ultradźwiękowych w materiałach kompozytowych amplitudy ech ultradźwiękowych od takich samych wad silnie zależą od ich głębokości pod powierzchnią materiału (czyli od drogi jaką fala przebywa w kompozycie tam i z powrotem). Bez stosowania korekcji TCG wskazania od takich samych wad zlokalizowanych na różnych głębokościach miałyby na C-skanie amplitudowym (patrz rys. 8) różne kolory. Utrudniałoby to ich interpretację, np. ze względu na fakt, że nie byłoby jasne czy obniżona amplituda wskazuje wynika z jego większej głębokości pod powierzchnią czy też z obniżonego współczynnika odbicia od powierzchni wady wynikającego z jej charakteru (tzw. wady półprzepuszczalne). Tylko dzięki zastosowaniu prawidłowej korekcji TCG wskazania od

wszystkich otworów płaskodennych o jednakowej średnicy mają na zobrazowaniu pokazanym na rys. 8 jednakowe kolory.

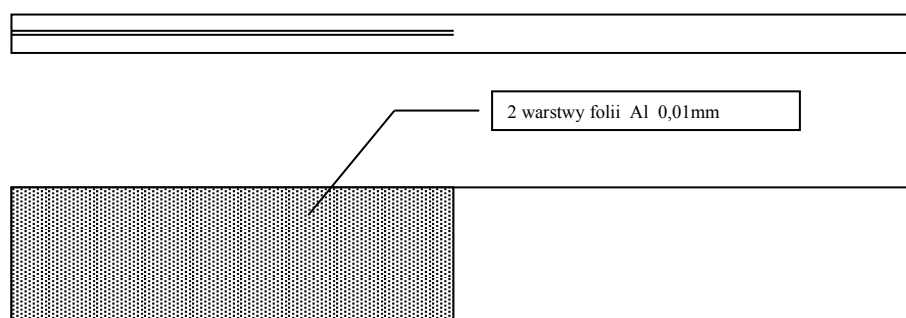
Druga istotna różnica w stosunku do badań typowych materiałów metalowych dotyczy wzorców stosowanych do nastawiania czułości badania oraz wyznaczania korekcy TCG. Ze względu na duże zróżnicowanie tłumienia fal ultradźwiękowych w różnych typach laminatów węglowych nie stosuje się tutaj standardowych wzorców kalibracyjnych takich jak np. wzorzec nr 1 czy nr 2. W badaniach odbiorczych odpowiedzialnych konstrukcji lotniczych, praktycznie dla każdej części kompozytowej, należy przygotować reprezentatywny wzorzec odniesienia wykonany z tych samych materiałów i według tej samej technologii co badana część. Reflektorami odniesienia mogą być otwory płaskodenne lub zalaminowane wewnątrz wzorca wkładki teflonowe o określonej średnicy. Do prawidłowego wykonania wzorców odniesienia przykładą się bardzo dużą wagę, tak że w praktyce produkcyjnej czołowych firm lotniczych wymaga się ich indywidualnej weryfikacji i zatwierdzenia przez specjalistów z certyfikatem UT-3.

Ważnym elementem badania, do którego przykładą się w badaniach laminatów węglowych dużo większą wagę niż w przypadku badań metali, jest ośrodek sprzęgający. W przypadku badań kompozytowych części lotniczych wymagane jest sprawdzenie ośrodka sprzęgającego pod kątem jego chemicznej nieszkodliwości dla badanego materiału. Dopuszczalne jest stosowanie wyłącznie zatwierdzonych środków sprzęgających lub demineralizowanej wody.

5. Przykłady zastosowań techniki Phased Array

Poniżej pokazano dwa przykłady zastosowań techniki *Phased Array* do badania próbek laminatów węglowych poddawanych testom wytrzymałościowym i udarowym. Badania te wykonano w laboratorium badań kompozytów Instytutu Lotnictwa w ramach projektu badawczego pt. „*Opracowanie technologii badań odporności na uszkodzenia lotniczych i kosmicznych kompozytowych struktur nośnych - TEBUK*”.

Celem badań na rozrywanie było wyznaczenie parametrów wytrzymałościowych laminatu niezbędnych do przeprowadzenia obliczeń dopuszczalnych rozmiarów wad konstrukcji kompozytowej w zależności od wielkości i charakteru występujących obciążeń. Próbkę wykonano technologią tradycyjną przez ręczne nasycanie żywicą epoksydową jednokierunkowych tkanin węglowych. We wszystkich próbkach kierunek ułożenia włókien był równoległy do długości próbek. Podstawowe wymiary próbek były następujące: długość 125 mm, szerokość 25 mm, grubość ok. 2,5 mm.

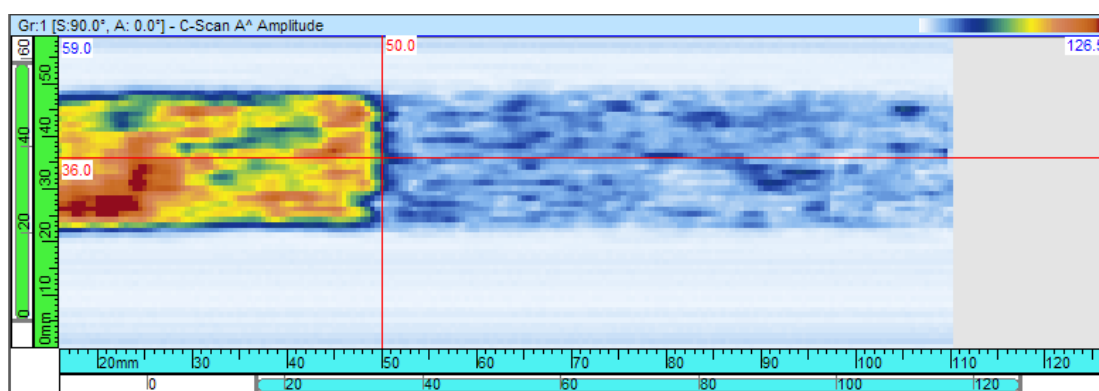


Rys. 11. Schemat próbki laminatu węglowego z rozwarstwieniem zamodelowanym za pomocą podwójnej warstwy folii aluminiowej.

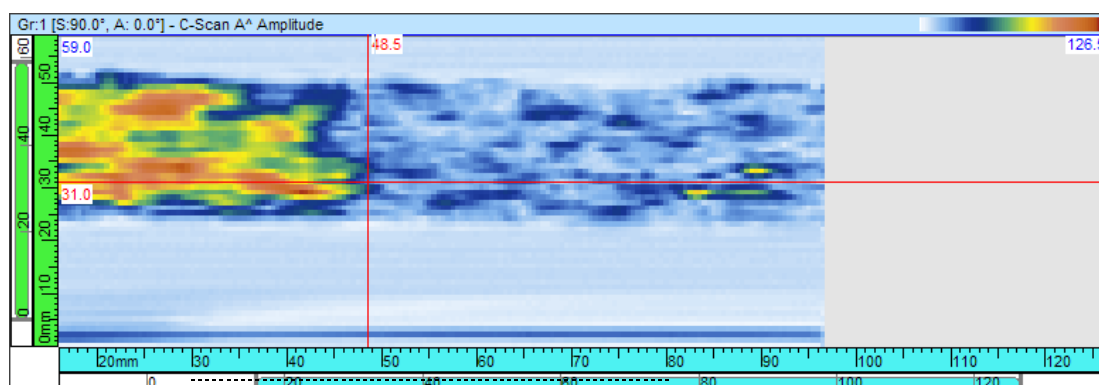
W celu zamodelowania początkowych rozwarstwień w połowie grubości próbek zalaminowano dwie warstwy folii aluminiowej o grubości ok. 0,01 mm. Podwójna warstwa folii pozwalała na uzyskanie pełnego rozdzielania materiału niezależnie od możliwości połączenia adhezyjnego zewnętrznych powierzchni folii z przylegającym z laminatem.

Przed przeprowadzeniem badań wytrzymałościowych na rozrywanie (I typ obciążenia) konieczne jest sprawdzenie prostoliniowości frontu zamodelowanego rozwarstwienia oraz tego czy przygotowana próbka nie zawiera żadnych innych wad. Odchylenia frontu rozwarstwienia od prostoliniowości mogą wynikać zarówno z niedokładności ułożenia warstw folii w laminacie jak też z możliwości penetracji żywicy epoksydowej pomiędzy warstwy folii i utworzenia między nimi połączenia adhezyjnego.

Badania wykonano techniką *Phased Array* przy wykorzystaniu systemu Omniscan MX 128:32 z głowicą liniową typu 5L64-64X7-NW1-P-2.5-OM o częstotliwości 5 MHz współpracującą z klinem SNW1-0L-IHC-C wykonanym z materiału *rexolite*. Na rys. 12 pokazano dwa przykładowe C-scany amplitudowe wykonanych próbek



a)

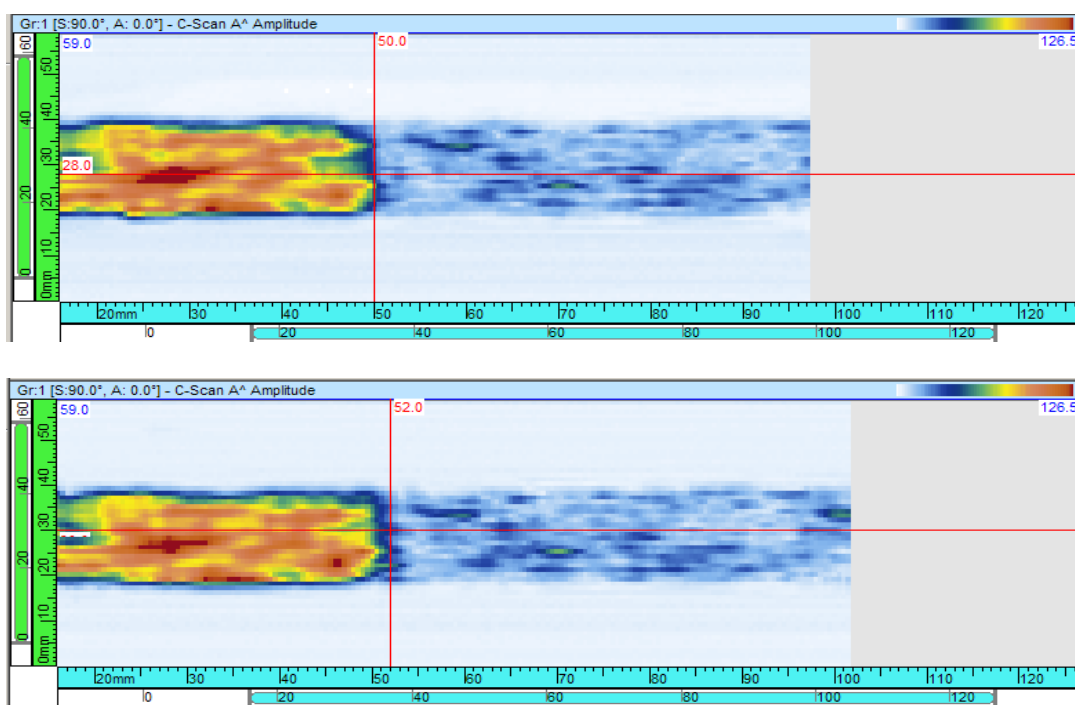


b)

Rys. 12. Zobrazowanie typu C-scan próbek laminatu węglowego przygotowanych do badań wytrzymałościowych: a) próbka prawidłowa b) próbka z zaburzonym przebiegiem frontu rozwarstwienia.

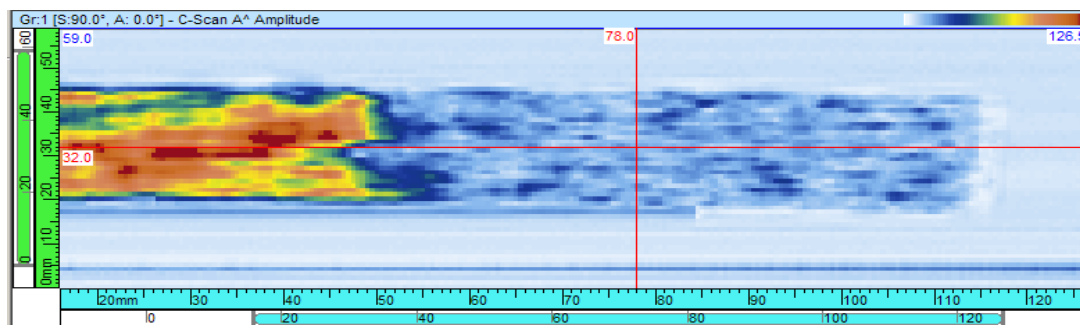
Widać dużą różnicę w jakości wykonania obu próbek. Próbka na skanie b) wykazuje zaburzony przebieg frontu rozwarstwienia spowodowany prawdopodobnie wniknięciem żywicy do przestrzeni między foliami i utworzeniem połączenia adhezyjnego. Dodatkowo (w prawym dolnym rogu) próbka ta zawierała naturalną wadę, która mogłaby wpłynąć na wynik próby rozrywania. Zobrazowania obu próbek są stosunkowo niejednorodne (duży poziom szumów) co bezpośrednio wynika z technologii ich wykonania metodą „na mokro”.

Na rys. 13 pokazano zobrazenia amplitudowe jednej z próbek przed oraz po wykonaniu testu na rozrywanie. Porównując oba C-skany można zaobserwować niewielki przyrost obszaru rozwarstwienia wskutek zastosowania obciążeń otwierających szczelinę początkową. Przyrost ten jest w przybliżeniu jednakowy na całej szerokości próbki i wynosi ok. 2 mm. Uzyskane zobrazenia potwierdzają prawidłowy przebieg testu wytrzymałościowego ponieważ przebieg frontu rozwarstwienia jest w przybliżeniu prostoliniowy i prostopadły do długości próbki zarówno przed jak i po wykonaniu próby wytrzymałościowej.



Rys. 13. Zobrazenie typu C próbki laminatu węglowego przed oraz po wykonaniu testu na rozrywanie.

Należy podkreślić, że ocena wyników prób na rozrywanie oparta jedynie na pomiarach przyrostu długości szczeliny na bocznych krawędziach próbki jest obarczona znacznym ryzykiem błędu. Wynika to z możliwości nierównomiernego przyrostu rozwarstwienia na szerokości próbki co zilustrowano na rys. 14. Badania ultradźwiękowe techniką Phased Array są w tym przypadku nieocenionym narzędziem nadzoru nad prawidłowym przebiegiem ważnych badań wytrzymałościowych laminatów węglowych.



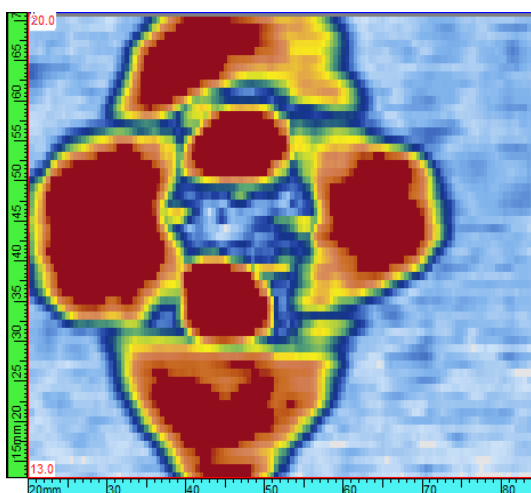
Rys. 14. Zobrazowanie typu C próbki laminatu węglowego po wykonaniu testu na rozrywanie z nierównomiernym przesuwem frontu rozwarstwienia.

Drugi przykład zastosowania techniki *Phased Array* dotyczy badań próbek laminatów węglowych poddawanych testom udarowym na maszynie typu CEAST. Próbki wykonane były z jednokierunkowych taśm typu Sigratex KDU 1007 technologią tradycyjną z zastosowaniem techniki worka próżniowego. Wszystkie próbki wykonano z takiej samej ilości warstw tkaniny węglowej jednak przy różnych kierunkach ułożenia włókien w poszczególnych warstwach. Głównym celem badań było przetestowanie techniki prowadzenia prób udarowych laminatów węglowych oraz metodyki pomiarów powstających uszkodzeń metodą ultradźwiękowych.

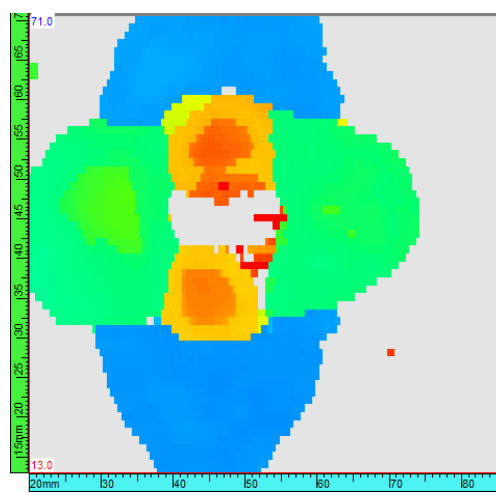
Próbki miały kształt kwadratowych płytek o długości boku 100 mm i grubości ok. 5,6 mm. W próbce nr 1 układ warstw był typu $[0_{10}/90_{10}]$, w próbce nr 2 typu $[0/90]_{10}$ zaś w próbce nr 3 typu $[0_5/90_5/0_5/90_5]$. Oczekiwanym efektem zróżnicowania rozkładów kierunkowości warstw było uzyskanie różnych rozkładów uszkodzeń laminatów powstających w wyniku jednakowych obciążeń udarowych. Wszystkie testy udarowe przeprowadzono w standaryzowanych warunkach, przy jednakowej energii uderzenia wynoszącej 8 J (uderzenie niskoenergetyczne).

Badania wykonano tym samym aparatem ultradźwiękowym oraz tą samą głowicą jak poprzednio z tym jednak że klin wykonany z *rexolitu* zastąpiono klinem wykonanym z materiału *Aqualene*. Ten specjalny materiał o impedancji akustycznej równej impedancji wody umożliwia zredukowanie artefaktów związanych z nierównomierną grubości warstwy sprzęgającej pod głowicą. Problem ten, charakterystyczny dla badań próbek kompozytowych po testach udarowych, wynika z lekkiego wklęsnięcia powierzchni próbki w miejscu uderzenia bijaka.

Jako przykład uzyskanych wyników pokazano C-skany amplitudowe oraz czasowe próbki nr 3 (układ warstw $[0_5/90_5/0_5/90_5]$) uzyskane zarówno od strony uderzenia bijaka (rys. 15) jak i od strony przeciwległej (rys. 16). Widoczny jest rozległy obszar uszkodzeń wokół punktu uderzenia w środkowym fragmencie próbki. Analizując C-skan czasowy pokazany na rys. 15 b) można zauważyć, że główne rozwarstwienia powstały na 3 różnych głębokościach dokładnie odpowiadających granicom układów warstw o różnej orientacji włókien. Widać też, że powierzchnia rozwarstwień wzrasta z ich głębokością. Najmniejsze „pomarańczowe” rozwarstwienie znajduje się $\frac{1}{4}$ grubości próbki, średnie „zielone” na $\frac{1}{2}$ grubości próbki, zaś największe „niebieskie” na $\frac{3}{4}$ grubości próbki.



b)

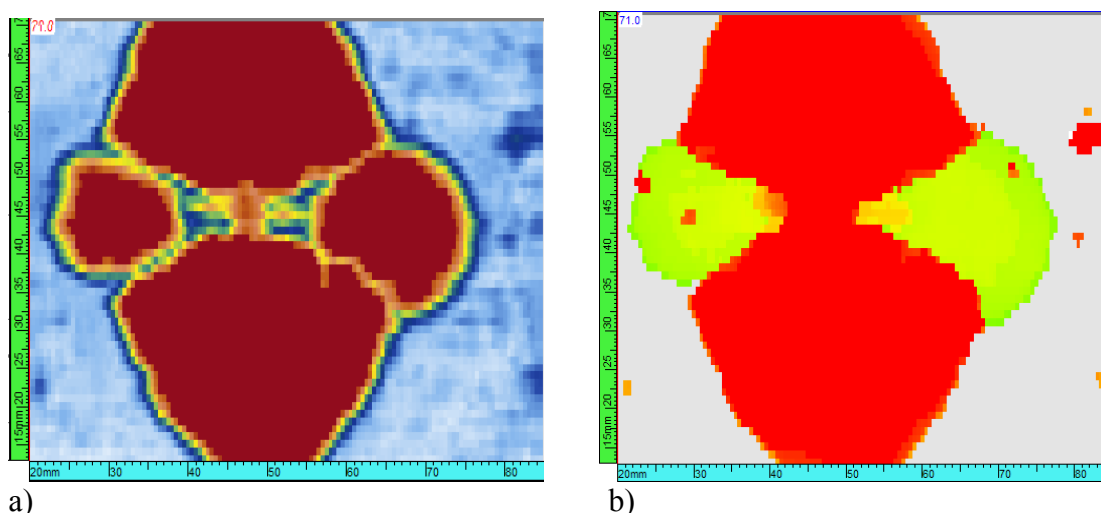


a)

Rys. 15. C-skan amplitudowy a) oraz czasowy b) próbki nr 3 uzyskany przy badaniu od strony uderzenia.

W samym epicentrum uderzenia brak jest wyraźnych ech od pojedynczych rozwarstwień ale struktura laminatu jest silnie uszkodzona na co wskazuje całkowity zanik echa dna w tym punkcie (biały kolor na obrazowaniu czasowym).

Uzupełniające C-skany wykonane z przeciwległej powierzchni próbki pokazane są na rys. 16. Na obrazowaniach tych najlepiej uwidocznione jest największe rozwarstwienie znajdujące się teraz najbliżej głowicy (kolor czerwony na rys. 16 b)). Pozostałe rozwarstwienia są całkowicie lub częściowo przesłonięte przez cienia akustycznego tego rozwarstwienia.



Rys. 16. C-skan amplitudowy a) oraz czasowy b) próbki nr 3 uzyskany przy badaniu od strony przeciwległej do uderzenia.

Z przedstawionego przykładu widać, że technika *Phased Array* pozwala na łatwe wykrywanie i stosunkowo dokładne charakteryzowanie uszkodzeń laminatów węglowych powstających w wyniku obciążeń udarowych.

5. Podsumowanie

W artykule omówiono podstawowe aspekty badań laminatów węglowych ultradźwiękową techniką *Phased Array*. Wskazano na ważne konsekwencje dla technik ultradźwiękowych wynikające z silnej anizotropii akustycznej oraz warstwowej struktury tych materiałów. Omówiono przyczyny oraz pokazano typowe rodzaje wad laminatów powstających w procesie produkcji oraz podczas eksploatacji lotniczych struktur kompozytowych. Wskazano na problemy mogące utrudnić lub uniemożliwić wykonywanie badań ultradźwiękowych niektórych rodzajów laminatów węglowych.

Omówiono podstawowe zasady stosowania techniki *Phased Array* do badań laminatów węglowych określając zasady doboru najważniejszych parametrów badania takich jak częstotliwość fali, apertura wirtualna czy sposób kształtowania wiązki ultradźwiękowej. Wskazano na konieczność stosowania reprezentatywnych wzorców odniesienia wykonanych według tej samej technologii co badane części do nastawiania czułości badania oraz wyznaczania korekcji TCG.

W dalszej kolejności omówiono i zilustrowano na prostych przykładach podstawowe typy zobrazowań ultradźwiękowych stosowanych do analizy wyników badań ultradźwiękowych laminatów węglowych techniką *Phased Array*.

Pokazano przykłady zastosowań techniki *Phased Array* do badań próbek laminatów węglowych poddawanych testom wytrzymałościowym i udarowym potwierdzające ich duży potencjał do prowadzenia badań badawczo-rozwojowych w warunkach laboratoryjnych. Potencjał ten wynika w dużej mierze z wysokiej dokładności i różnorodności graficznych zobrazowań wyników badań możliwych do uzyskania za pomocą oprogramowania tych systemów.

Biorąc pod uwagę duże możliwości badawcze jak też wydajność, mobilność oraz uniwersalność techniki *Phased Array* jest ona bardzo atrakcyjną alternatywą dla konwencjonalnych badań ultradźwiękowych laminatów węglowych techniką A-scan. Może być ona efektywnie zastosowana zarówno w warunkach produkcyjnych, eksploatacyjnych jak i laboratoryjnych. Oprócz podstawowego wariantu stosowania w układzie półautomatycznym (ręczny przesuw głowicy połączony z automatyczną rejestracją wyników) może być ona użyta również w systemach całkowicie zautomatyzowanych gdzie, w porównaniu do systemów konwencjonalnych, pozwala uzyskać zasadniczy wzrost szybkości i wydajności badań.

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)