

Rafał Szymański

Sieć Badawcza Łukasiewicz- Instytut Lotnictwa

Wybrane metody badań nieniszczących wykorzystywane podczas inspekcji uszkodzonych struktur kompozytowych przed i po naprawie

Selected nondestructive testing methods used in the inspection of damaged composite structures before and after repair

STRESZCZENIE

Artykuł wpisuje się we współczesne zainteresowania firm z branży lotniczej. W artykule wymieniono najczęstsze niezgodności występujące w strukturach kompozytowych powstające na etapie produkcyjnym oraz eksploatacyjnym. W pracy skupiono się na uszkodzeniu wywołanym uderzeniem, które jest najczęstszym typem uszkodzenia podczas eksploatacji samolotów. Przybliżono również ogólne podejście do przeprowadzenia inspekcji w celu identyfikacji uszkodzenia oraz naprawy uszkodzenia. Badania opisane w artykule przeprowadzono na płaskich płytach kompozytowych (polimerowo węglowych) o strukturze monolitycznej i przekładkowej. Zarówno do wykrycia uszkodzeń w kompozycie węglowym oraz weryfikacji naprawy, wykorzystano metodę wizualną, tap-test, termografię oraz ultradźwiękową (Phased Array). Na podstawie otrzymanych wyników określono skuteczność wykrywania uszkodzeń oraz możliwości weryfikacji naprawionych struktur dla każdej z wykorzystanej w badaniach metody nieniszczącej.

Słowa kluczowe: Uszkodzenia; NDT; ultradźwięki; kompozyty.

1. Wprowadzenie

Kompozyt z definicji jest to materiał utworzony z co najmniej 2 komponentów (faz) o różnych właściwościach w taki sposób, że ma właściwości lepsze i/lub właściwości nowe (dodatkowe) w stosunku do komponentów wziętych osobno lub wynikających z prostego sumowania ich właściwości [1].

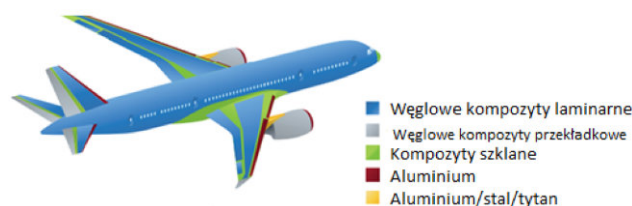
Elementy kompozytowe w przemyśle lotniczym pojawiły się w połowie XX wieku i szybko zaczęły być wprowadzane w coraz to nowe podzespoły samolotów. Tak szybki rozwój kompozytów w lotnictwie wynika z jego właściwości. Kompozyt charakteryzuje się wysokim stosunkiem wytrzymałości i sztywności do masy, dzięki łatwości formowania geometrii możliwe jest również optymalizowanie konstrukcji, w kompozycie nie występuje zjawisko zmęczenia materiału oraz charakteryzuje się on wysoką odpornością na korozję [2-5]. Wspomniane zalety kompozytów są doceniane przez takie firmy lotnicze jak

ABSTRACT

The article is in line with the contemporary interests of aerospace companies. The article lists the most common incompatibilities occurring in composite structures arising at the manufacturing and operational stages. The paper focuses on impact damage, which is the most common type of damage during aircraft operations. It also approximates a general approach to conducting an inspection to identify the damage and repair the damage. The tests described in the article were conducted on flat composite (polymer-carbon) plates with monolithic and sandwich structures. Both visual, tap-test, thermography and ultrasonic (Phased Array) methods were used to detect damage in the carbon composite and verify repair. Based on the results obtained, the effectiveness of damage detection and the ability to verify repaired structures were determined for each nondestructive method used in the study.

Keywords: Damage; NDT; ultrasound; composites.

Boeing czy Airbus. Przykładowo w samolocie Boeing 787 Dreamliner wykorzystano materiał kompozytowy w konstrukcji samolotu, który stanowi około 50% masy całej maszyny. Pod względem objętości odsetek ten sięga nawet 80%. Redukcja masy samolotu bezpośrednio wpływa na możliwość zwiększenia zasięgu samolotu, zabrania na pokład większej liczby pasażerów lub towarów oraz redukcję paliwa [6,7]. Udział struktur kompozytowych w samolocie Boeing 787 Dreamliner pokazano na rys. 1.

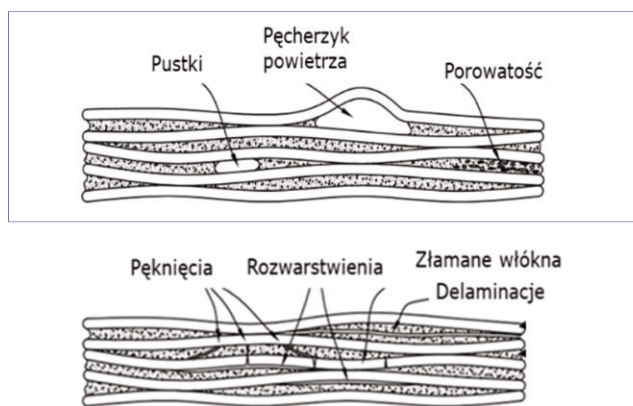


Rys. 1. Materiały zastosowane do budowy samolotu Boeing 787 [6].

Fig. 1. Materials used to build the Boeing 787 aircraft [6]

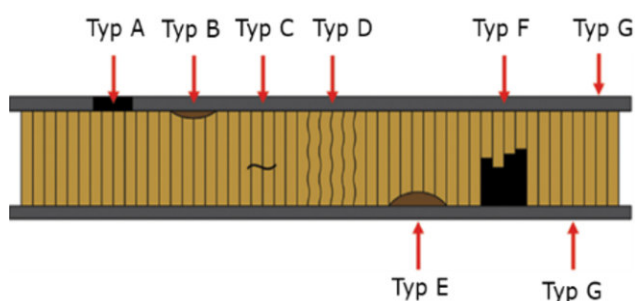
*Autor korespondencyjny.

E-mail: rafal.szymanski@ilot.lukasiewicz.gov.pl



Rys. 2. Typowe defekty występujące w kompozycie monolitycznym [8].

Fig. 2. Typical defects found in a monolithic composite [8]



Typ A - rozwarstwienie między warstwami zewnętrznej powłoki z polimeru wzmocnionego włóknem węglowym (CFRP) równoległe do powierzchni.

Typ B - rozwarstwienie między zewnętrzną powłoką a rdzeniem

Typ C - pęknięty rdzeń równoległy do powierzchni kontrolnej

Typ D - zgnieciony rdzeń w równoległym obszarze

Typ E - rozłączenie pomiędzy wewnętrzną powłoką a rdzeniem

Typ F - przedostanie się płynu do rdzenia o strukturze plastra miodu

Typ G - defekty powierzchniowe typu rysy, pęknięcia przetarcia włókien, itp

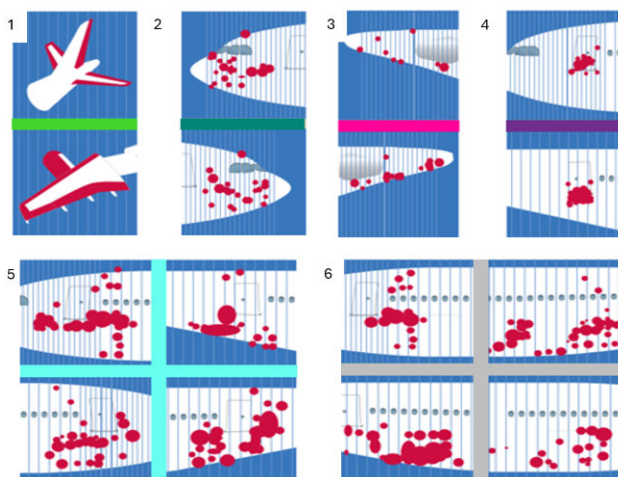
Rys. 3. Typowe defekty występujące w kompozycie przekładkowym [10]

Fig. 3. Typical defects found in a sandwich composite [10]

Pomimo wielu zalet jakie niesie ze sobą stosowanie kompozytu w strukturach lotniczych, materiał ten charakteryzują się również podatnością na powstawanie różnego typu defektów wpływających bezpośrednio na wytrzymałość wyprodukowanych elementów. Najczęstsze defekty występujące na etapie produkcyjnym to porowatość, pustki, wtrącenia materiału obcego, delaminacje, natomiast na etapie produkcyjnym to uszkodzenia mechaniczne, rozklejenia, uszkodzenia wypełniacza [8, 9].

Defekty występujące w strukturach kompozytowych pokazano na rys. 2 oraz rys. 3.

Konstrukcje statków powietrznych wymagają regularnych inspekcji (zgodnie z procedurami ustanowionymi przez producentów statków powietrznych i organy ds. zdolności do lotu, takie jak FAA i EASA) w celu zapewnienia integralności strukturalnej, wydajności i bezpieczeństwa [11, 12, 13].



Rys. 4. Globalny odsetek uderzeń według stref w samolocie (przykład dla rodziny A320): 1- skrzydła i stateczniki, usterzenie 13%, 2- przód samolotu 7%, 3- krawędź natarcia i spływu skrzydła 5%, 4- drzwi pasażera 15%, 5- okolice drzwi pasażera 31%, 6 - okolice drzwi Cargo 22% [15]

Fig. 4. Global impact percentage by zone in the aircraft (example for the A320 family): 1- wings and stabilizers, tail 13%, 2- nose of the aircraft 7%, 3- leading and trailing edge of the wing 5%, 4- passenger door 15%, 5- area around the passenger door 31%, 6 - area around the cargo door 22% [15]

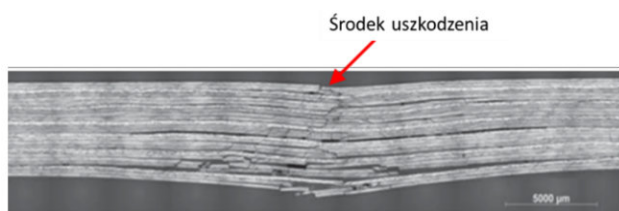
Ciągła zdolność do lotu kompozytowych konstrukcji lotniczych zależy od braku uszkodzeń takich jak:

- uderzenia,
- delaminacje,
- rozklejenie,
- defekty produkcyjne (pustki, niedoklejenia, słabe sklejenie, itp.)
- inne.

Podczas eksploatacji uszkodzenia strukturalne mogą powstać w wyniku:

- wad produkcyjnych,
- obciążeń mechanicznych (np. uderzenia),
- ekspozycji na czynniki środowiskowe (np. wilgoć, temperatura) [14].

Najczęstszym typem uszkodzeń podczas eksploatacji samolotów jest przerwanie integracji struktury w wyniku uderzeń mechanicznych. Głównie uszkodzane strefy kadłuba (tj. obszary podatne na uszkodzenia) zostały zidentyfikowane na obrzeżach drzwi pasażerskich i ładunkowych, a także na drzwiach dostępu serwisowego. Na rys. 4 pokazano mapę uderzeń samolotu [15]. W przypadku uderzeń w strukturę kompozytową samolotu istotna jest energia uderzenia. W zależności od energii uderzenia występuje różna postać zniszczenia. Wysokie energie uderzenia mogą spowodować dziurę (na wskroś) w konstrukcji. Średnie energie powodują widoczne wgniecenia w strukturze i rozległe zniszczenia wewnątrz materiału. Niskie energie powodują niewielkie, ledwo widoczne wgniecenie lub brak wgnieceń, ale może dojść do rozległego uszkodzenia wewnątrz materiału. Tego typu uszkodzenia najczęściej nie są wykrywane przez inspekcję wizualną.



Rys. 5. Przykład uszkodzenia struktury kompozytowej wywołany uderzeniem o średniej energii.

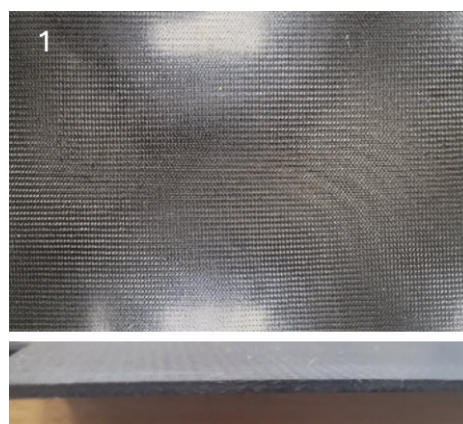
Fig. 5. Example of damage to a composite structure caused by a medium-energy impact.



Rys. 6. Ogólne podejście do identyfikacji i naprawy uszkodzenia.

Fig. 6. General approach to identifying and repairing damage.

Rysunek 5 przedstawia przykład uderzenia o średniej energii, gdzie widać że od strony uderzenia jest niewielkie wgłębienie, natomiast od środka, zwykle niewidocznego dla inspektora, uszkodzenie jest duże [16-19]. Ze względu na liczne ryzyka wystąpienia uszkodzenia struktury kompozytowej, samoloty są z bardzo dużą częstotliwością poddawane kontroli. Ogólne podejście do identyfikacji i naprawy uszkodzenia zostało przedstawione na rys. 6. Podczas postoju samolotu na lotnisku, przeprowadzana jest kontrola wizualna, gdzie szuka się uszkodzeń powierzchniowych. Jeżeli zostanie wykryty podejrzany obszar, należy go sprawdzić metodą nieniszczącą zdolną do oceny uszkodzenia wewnątrz materiału. W tym celu najczęściej wykorzystuje się metodę ultradźwiękową. Inspekcja ta ma za zadanie potwierdzić uszkodzenie, podać lokalizację uszkodzenia, wykonać pomiary uszkodzenia (rozmiar, głębokość), oraz podać jakiego rodzaju struktura jest uszkodzona (laminarna, przekładkowa czy obie). Otrzymane dane należy odnieść do dokumentu SRM (Serwis Repair Manual), który stanowi instrukcję postępowania z uszkodzeniami. Tam sprawdzane jest czy uszkodzenie jest akceptowalne i czy może być naprawione. Po naprawie uszkodzenia, należy wykonać ponownie inspekcję metodą nieniszczącą w celu sprawdzenia czy naprawa została dobrze wykonana i nie ma żadnych wad w środku naprawy. Po pozytywnych wynikach NDT samolot może wrócić do eksploatacji [20-22].



Rys. 7. Badane panele kompozytowe: 1 – panel laminarny, 2 – panel przekładkowy.

Fig. 7. Tested composite panels: 1 – laminar, 2 – sandwich.

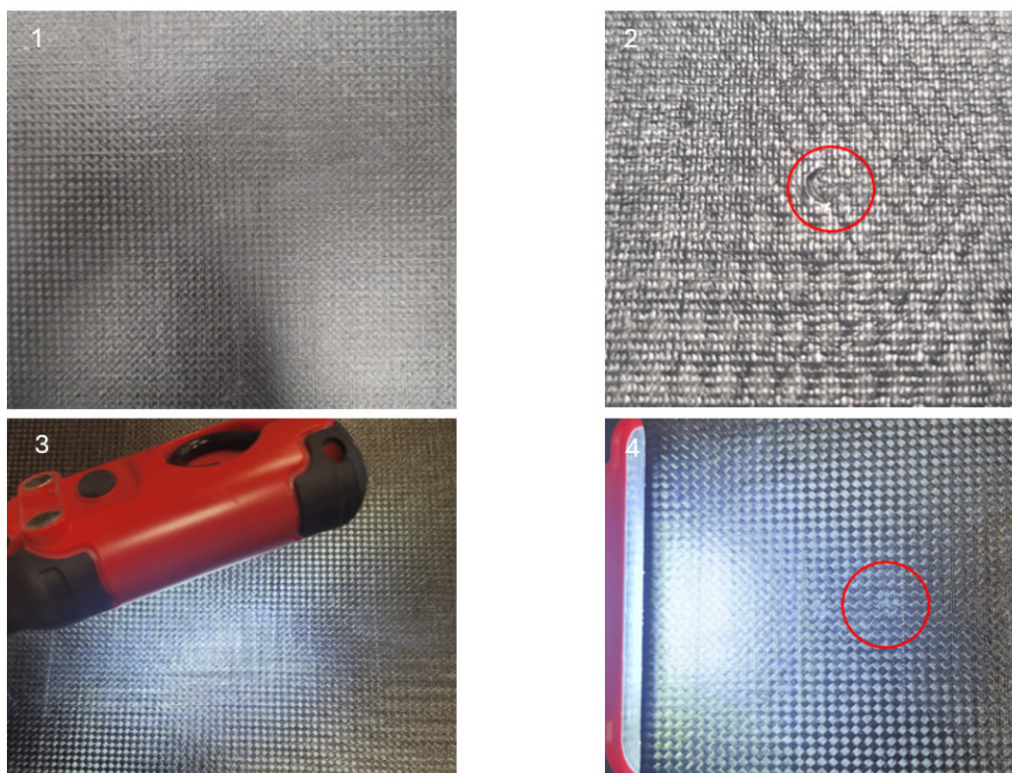
2. Założenia i dobór metod badań nieniszczących

Do wykrycia uszkodzeń i weryfikacji naprawionych struktur wybrano dwie struktury kompozytowe (laminarna, przekładkowa). Struktura laminarna charakteryzowała się grubością kompozytu 2 mm, natomiast struktura przekładkowa charakteryzowała się grubością okładzin po 1 mm oraz grubością wypełniacza komórkowego 50 mm. Badane próbki pokazano na rys. 7.

Oba panele kompozytowe zostały uszkodzone w środkowej części poprzez działanie siły mechanicznej o energii 10J, odpowiadającej w teorii sile upadku klucza płaskiego na strukturę kompozytową samolotu z wysokości 2 m.

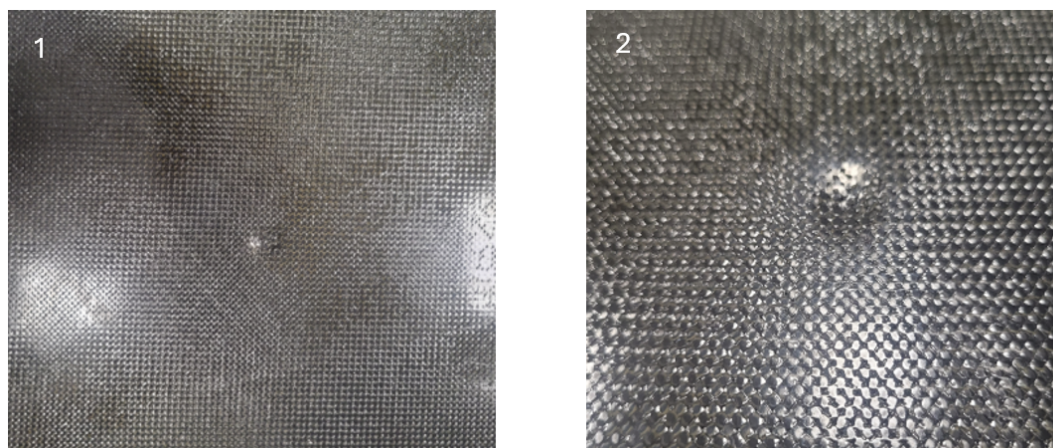
Uszkodzony laminat został zweryfikowany za pomocą metody wizualnej, tap-test, ultradźwiękowej oraz termografii aktywnej. Weryfikacja polegała na potwierdzeniu lub braku potwierdzenia uszkodzenia, określeniu geometrii uszkodzenia, zwymiarowaniu powierzchni uszkodzenia oraz określeniu głębokości uszkodzenia.

W następnym kroku wykryte uszkodzenie zostało naprawione. Podczas naprawy zaimplementowano również wady sztuczne, w celu zweryfikowania nie tylko naturalnej jakości naprawy ale również zweryfikowaniu możliwości wykrycia małych defektów na różnych głębokościach laminatu.



Rys. 8. Badanie laminarnej struktury kompozytowej metodą wizualną: 1 - obserwacja pod kątem 90° bez sztucznego światła, 2 - wykryta niezgodność po zmianie kąta obserwacji, 3 - obserwacja pod kątem 90° ze sztucznym światłem, 4 - wykryta niezgodność z użyciem sztucznego światła.

Fig. 8. Visual inspection of laminar composite structures: 1 - observation at 90° without artificial light, 2 - detected non-compliance after changing the observation angle, 3 - observation at 90° with artificial light, 4 - detected non-compliance with artificial light



Rys. 9. Badanie przekładkowej struktury kompozytowej metodą wizualną: 1 - wykryta niezgodność pod kątem 90° bez sztucznego światła, 2 - wykryta niezgodność po zmianie kąta obserwacji.

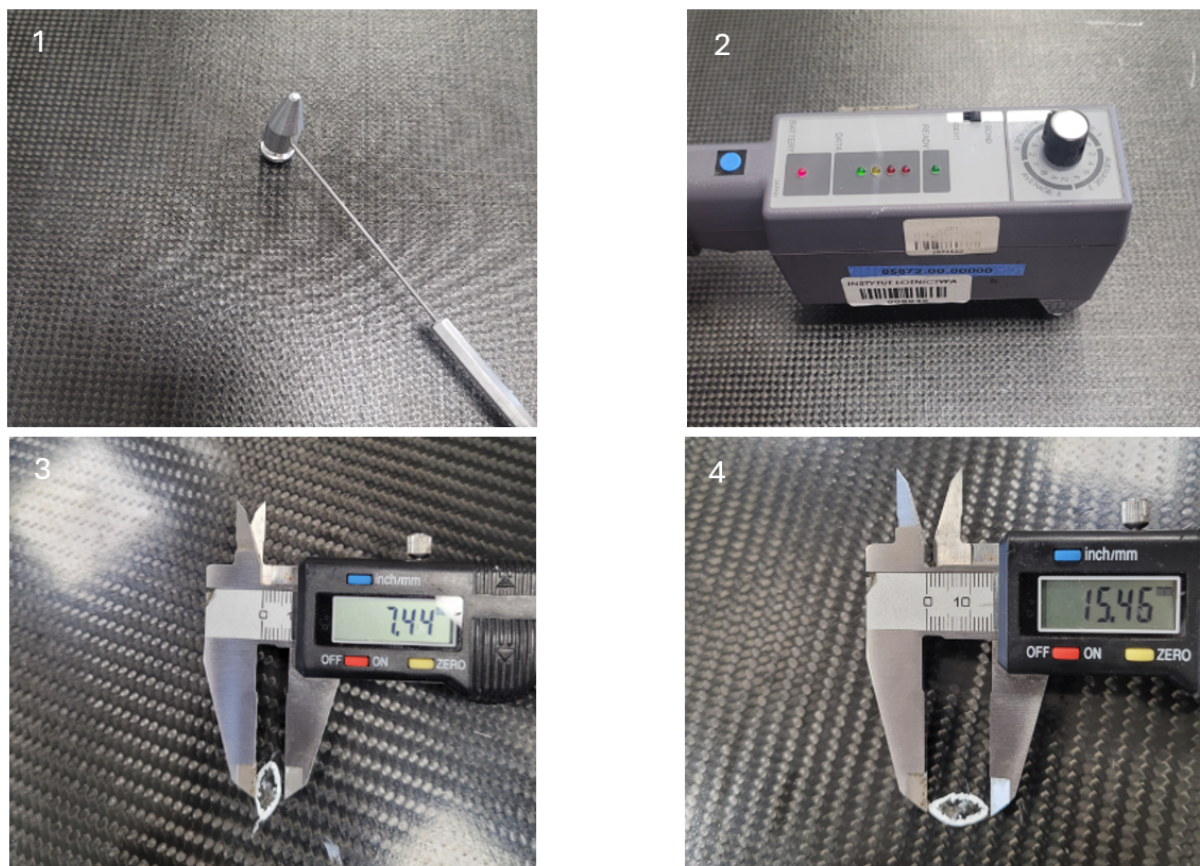
Fig. 9. Visual inspection of sandwich composite structures: 1 - detected non-compliance at 90° without artificial light, 2 - detected non-compliance after changing the observation angle

3. Badania nieniszczące uszkodzonej struktury

3.1 Metoda wizualna

Badania wizualne wykonano okiem nieuzbrojonym. Badanie polegało na obserwacji panelu pod różnymi kątami bez i z użyciem sztucznego światła w celu wykrycia uszkodzenia. Podczas badań z dużą łatwością wykryto uszkodzenie na powierzchni panelu przekładkowego, natomiast wykrycie uszkodzenia na powierzchni panelu

laminarnego metodą wizualną stanowiło wyzwanie. Obserwacja pod kątem 90° nie pozwoliła na wykrycie uszkodzenia. Dopiero wykorzystanie w badaniach światła sztucznego pozwoliło na wykrycie uszkodzenia po dokładnej obserwacji. Dodatkowo zmiana kątów obserwacji poprawiła wykrywalność uszkodzenia, lecz nadal stanowiło to wyzwanie. Rysunek 8 i 9 przedstawia przeprowadzenie inspekcji wizualnej paneli kompozytowych.



Rys. 10. Badanie laminarnej struktury kompozytowej metodą tap-test: 1 – badania panelu za pomocą młotka, 2 – badania panelu za pomocą woodpeckera, 3 – wymiarowanie wykrytego uszkodzenia, 4 – wymiarowanie wykrytego uszkodzenia

Fig. 10. Tap-test inspection of laminar composite structures: 1 - testing the panel with a hammer, 2 - testing the panel with a woodpecker, 3 - sizing the detected damage, 4 - sizing the detected damage

3.2 Metoda wizualna

Inspekcję metodą tap-test przeprowadzono przy użyciu specjalnego młotka do badań struktur kompozytowych oraz urządzenia elektrycznego o nazwie woodpecker. Inspekcja za pomocą młotka polegała na opukiwaniu (wygenerowaniu drgań mechanicznych) struktury kompozytowej i nasłuchiwanie przez kontrolera odpowiedzi akustycznej. Inspekcja za pomocą woodpeckera polegała na wykalibrowaniu urządzenia na powierzchni nie uszkodzonej, a następnie automatycznym (ze stałą częstotliwością i energią) opukiwaniu struktury kompozytowej i rejestrowaniu przez urządzenie odpowiedzi akustycznej. W przypadku wykrycia uszkodzenia, urządzenie informowało kontrolera świetlnie oraz dźwiękowo. Inspekcja panelu przekładkowego zarówno za pomocą młotka jak i woodpeckera nie stanowiła problemu i uszkodzenie zostało wykryte. Inspekcja panelu laminarnego metodą tap-test była wymagająca. Nie wykryto uszkodzenia za pomocą opukiwania młotkiem, natomiast przy użyciu woodpeckera wykrycie uszkodzenia oraz jego zwymiarowanie było wymagające, lecz możliwe. W wyniku tych badań okazało się że percepcja kontrolera była gorsza od urządzenia. Wyniki badań paneli kompozytowych metodą tap-test pokazano na rys. 10 i rys. 11. Za pomocą metody tap-test wykryto uszkodzenie struktury laminarnej w postaci elipsy o skrajnych wymiarach 7,44x15,46 mm.

Za pomocą metody tap-test wykryto uszkodzenie struktury przekładkowej w postaci nieregularnej o skrajnych wymiarach. 44,19x32,64 mm.

3.3 Metoda termografii aktywnej

Inspekcja polega na pomiarze lub mapowaniu temperatury powierzchni, gdy ciepło przepływa od, do lub przez badany obiekt. Źródło ciepła powoduje nagrzanie się badanego materiału. Podczas pomiaru zmiany temperatury są rejestrowane za pomocą kamery na podczerwień. Następnie dane rozkładu temperatury analizowane są przez specjalny program. Wyniki analizy są wyświetlane jako kolorowy lub czarno-biały obraz. W węglowych materiałach kompozytowych istnienie defektu powoduje zazwyczaj szybki wzrost temperatury, wyższą temperaturę defektu w stosunku do obszaru bez defektu oraz inny charakter chłodzenia. Istnienie defektu widoczne jest jako inny kolor niż kolory sąsiadującej powierzchni.

Badania metodą termografii aktywnej polegały na wymuszeniu termicznym panelu kompozytowego za pomocą lampy halogenowej i obserwacji rozkładu temperatury na powierzchni w czasie studzenia.

Parametry badań metodą termografii aktywnej:

- moc lampy halogenowej: 2000 W
- długość czasu nagrzewania: 5 s
- długość czasu obserwacji: 60 s



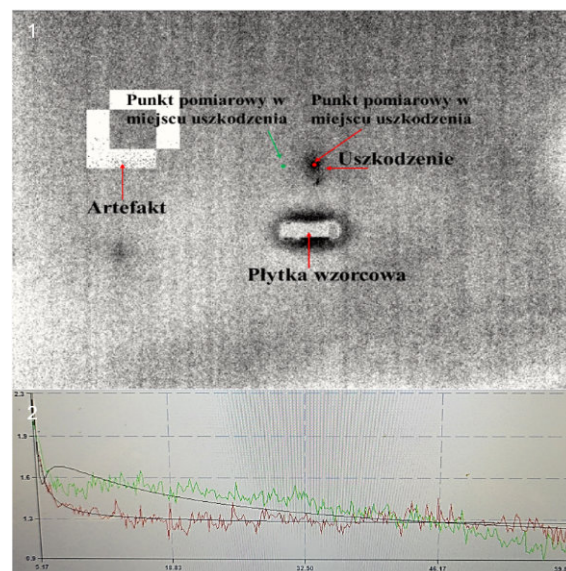
Rys. 11. Badanie przekładkowej struktury kompozytowej metodą tap-test: 1 – badania panelu za pomocą młotka, 2 – badania panelu za pomocą woodpeckera, 3 – wymiarowanie wykrytego uszkodzenia, 4 - wymiarowanie wykrytego uszkodzenia

Fig. 11. Tap-test inspection of sandwich composite structures: 1 - testing the panel with a hammer, 2 - testing the panel with a woodpecker, 3 - sizing the detected damage, 4 - sizing the detected damage



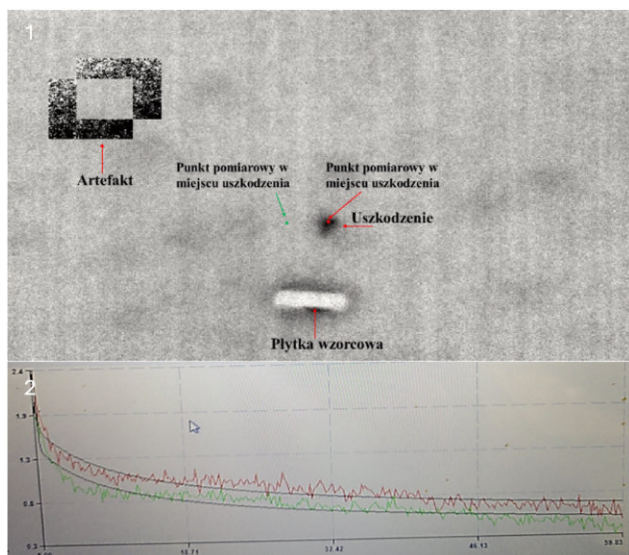
Rys. 12. Stanowisko badań termografii aktywnej
Fig. 12. Active thermography research station

Stanowisko badań pokazano na rys. 12. Badania pozwoliły wykryć uszkodzenie laminarnego panelu kompozytowego. Wykryte uszkodzenie zostało zwymiarowane w dedykowanym do analiz oprogramowaniu o nazwie „IR Result Viewer”. Analiza wyników badań kompozytu laminarnego wykazała uszkodzenie o skrajnych wymiarach 9,37x20,14mm. Różnica temperatury w miejscu uszkodzenia w stosunku do pobliskiego miejsca nie uszkodzonego wyniosła 0,3°C oraz charakter studzenia miejsca uszkodzenia w stosunku do miejsca nie uszkodzonego był różny. Wyniki badań pokazano na rys. 13.



Rys. 13. Wyniki badań laminarnego panelu kompozytowego metodą termografii aktywnej: 1) wyniki analizy termografii aktywnej, 2) analiza temperaturowa uszkodzonej i nieuszkodzonej struktury

Fig. 13. Test results of a laminar composite panel using active thermography: 1) active thermography analysis results, 2) temperature analysis of the damaged and undamaged structure



Rys. 14. Wyniki badań przekładkowego panelu kompozytowego metodą termografii aktywnej: 1) wyniki analizy termografii aktywnej, 2) analiza temperaturowa uszkodzonej i nieuszkodzonej struktury.

Fig. 14. Test results of a sandwich composite panel using active thermography: 1) active thermography analysis results, 2) temperature analysis of the damaged and undamaged structure

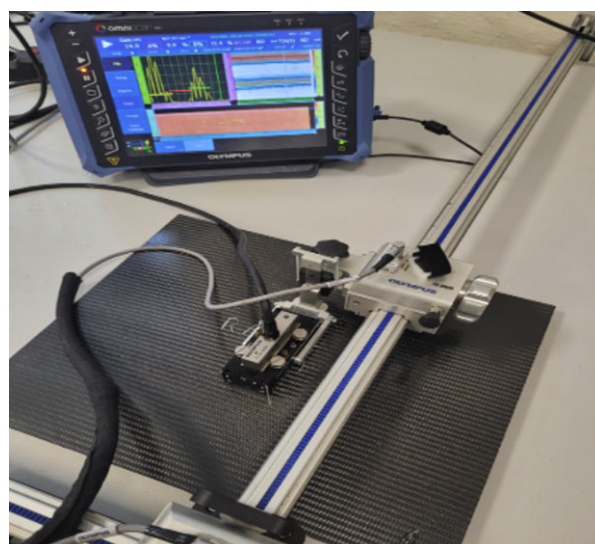
Analiza wyników badań kompozytu przekładkowego wykazała uszkodzenie o skrajnych wymiarach 11,21x16,82 mm. Różnica temperatury w miejscu uszkodzenia w stosunku do pobliskiego miejsca nie uszkodzonego wyniosła 0,5°C a charakter studzenia miejsca uszkodzonego był bardzo podobny do miejsca nie uszkodzonego. Wyniki badań pokazano na rys. 14.

3.4 Metoda ultradźwiękowa

Badania ultradźwiękowe wykonano w technice Phased Array. Do badań wykorzystano defektoskop ultradźwiękowy, głowicę ultradźwiękową Phased Array 5L64 oraz dwuosiowy skaner

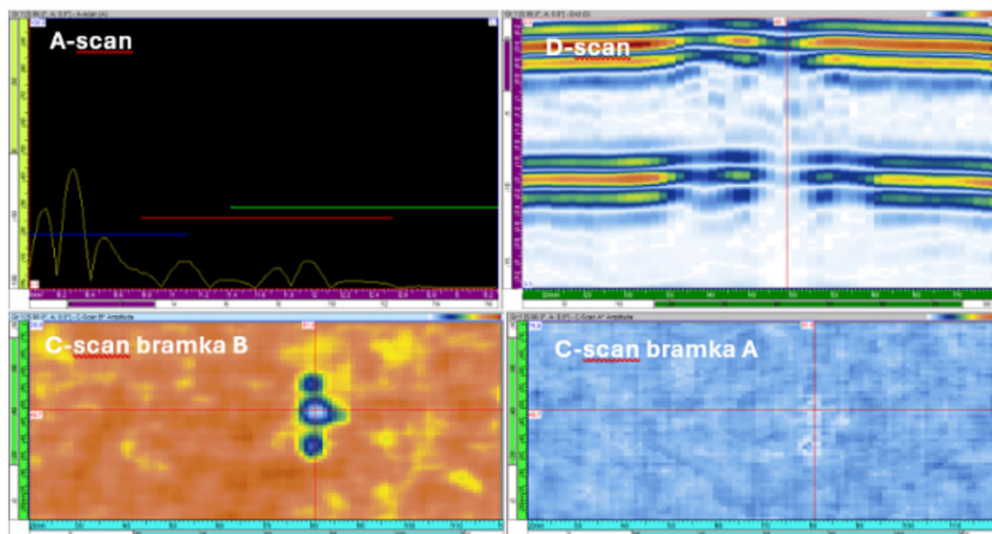
położenia. Badania metodą ultradźwiękową pozwoliły na wykrycie uszkodzenia zarówno w laminarnej strukturze kompozytowej jak i przekładkowej.

W laminarnym panelu kompozytowym powierzchnia wykrytego uszkodzenia wynosiła 11x24,1 mm. Niestety w tym przypadku nie możliwe było oszacowanie głębokości zalegania uszkodzenia ze względu na zbyt małe uszkodzenia włókien (powstałych delaminacji). W tym przypadku fala ultradźwiękowa rozpraszająca się w wyniku popękanej żywicy oraz niewielkich pęknięć włókien. W takim wypadku podczas wykonywania naprawy zaleca się odsłanianie warstwy po warstwie i obserwacji każdej z nich w celu określenia głębokości uszkodzenia. Dodatkowo podczas analizy wyników ultradźwiękowych zauważono, że kształt uszkodzenia nie jest elipsą a nieregularnym kształtem. Stanowisko badań pokazano na rys. 15, natomiast wyniki badań ultradźwiękowych pokazano na rys.16.



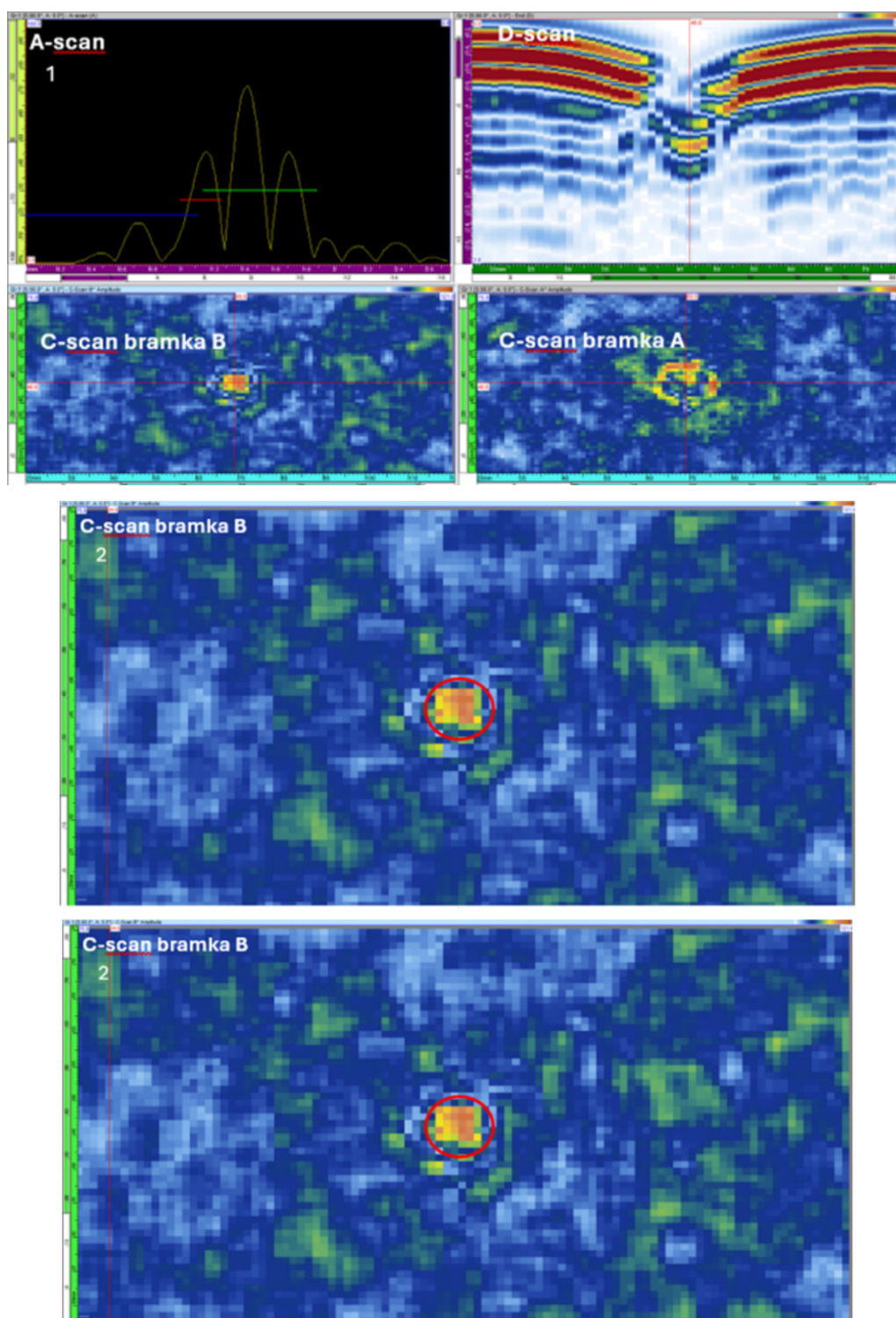
Rys. 15. Stanowisko do badań ultradźwiękowych paneli kompozytowych.

Fig. 15. Ultrasonic testing station for composite panels



Rys. 16. Wyniki badań laminarnego panelu kompozytowego metodą ultradźwiękową.

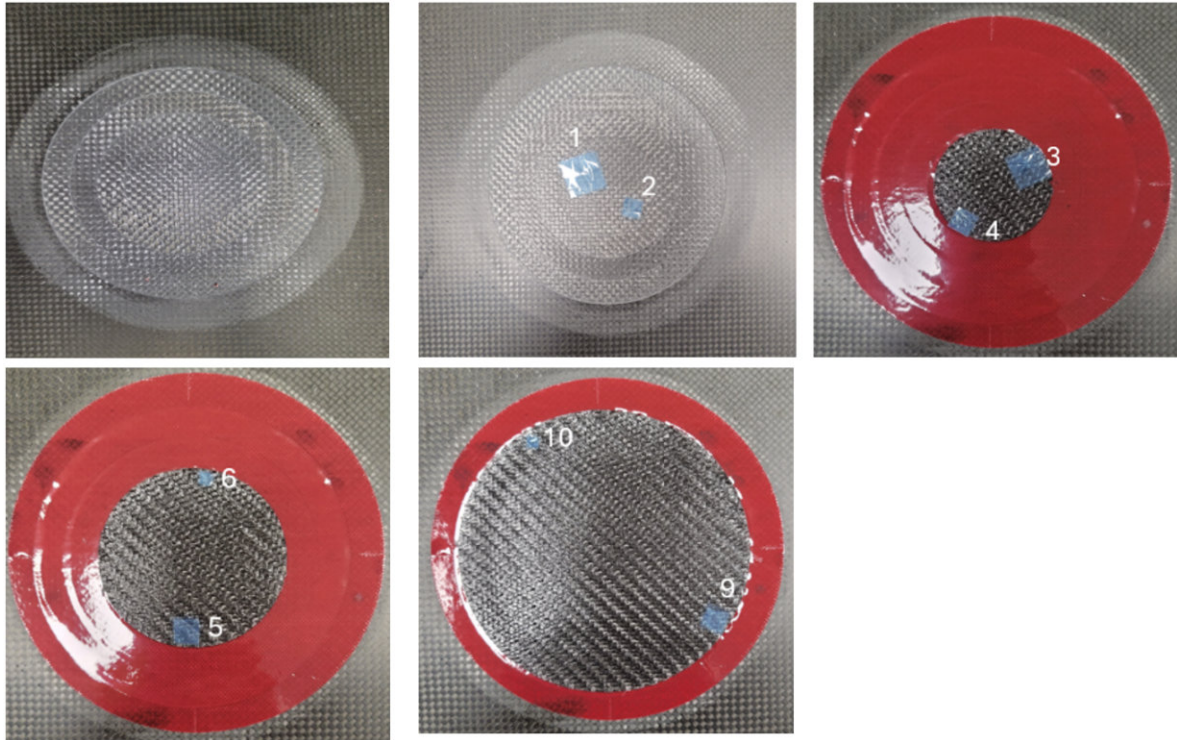
Fig. 16. Test results of a laminar composite panel using the ultrasonic method.



Rys. 17. Wyniki badań przekładkowego panelu kompozytowego metodą ultradźwiękową: 1 – widok ogólny, 2 – wykryte uszkodzenie rozklejenia okładziny od wypełniacza komórkowego, 3 – wykryte uszkodzenie struktury kompozytowej (ugięcie powierzchni).
Fig. 17. Test results of a laminar composite panel using the ultrasonic method: 1 - general view, 2 - detected failure of the cladding decoupling from the cellular filler, 3 - detected failure of the composite structure (surface deflection)

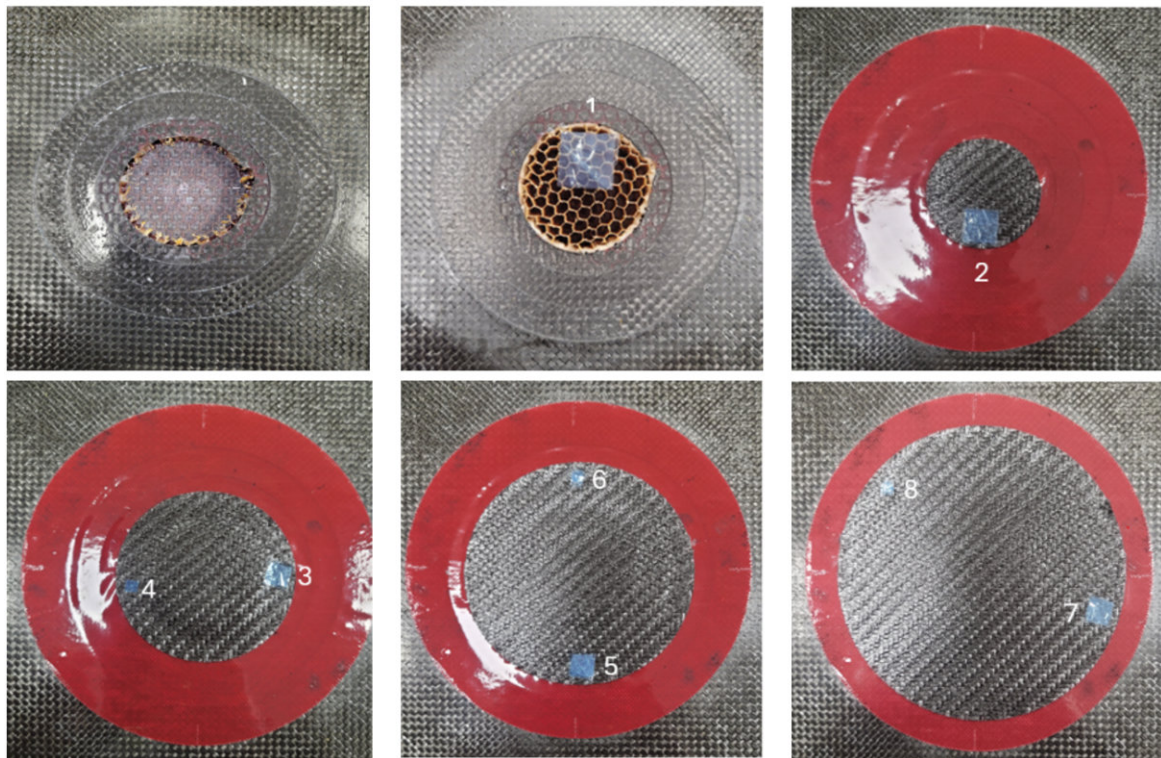
W przekładkowym panelu kompozytowym powierzchnia wykrytego uszkodzenia wynosiła 40x40,2 mm. Powierzchnia ta została wyznaczona na podstawie analizy ugięcia powierzchni kompozytu. Nie uzyskano wyraźnych sygnałów od odbić wewnątrz struktury w okładzinie laminarnej,

natomiast trzymano wyraźne odbicie od rozklejenia się okładziny i wypełniacza komórkowego. Rozklejenie okładziny od wypełniacza komórkowego miało wymiar 6,1x7mm. Wyniki badań ultradźwiękowych pokazano na rys. 17.



Rys. 18. Umieszczenie wad sztucznych w naprawianym laminarnym preimpregnacie węglowym.

Fig. 18. Placing artificial defects in the repaired laminar carbon prepreg



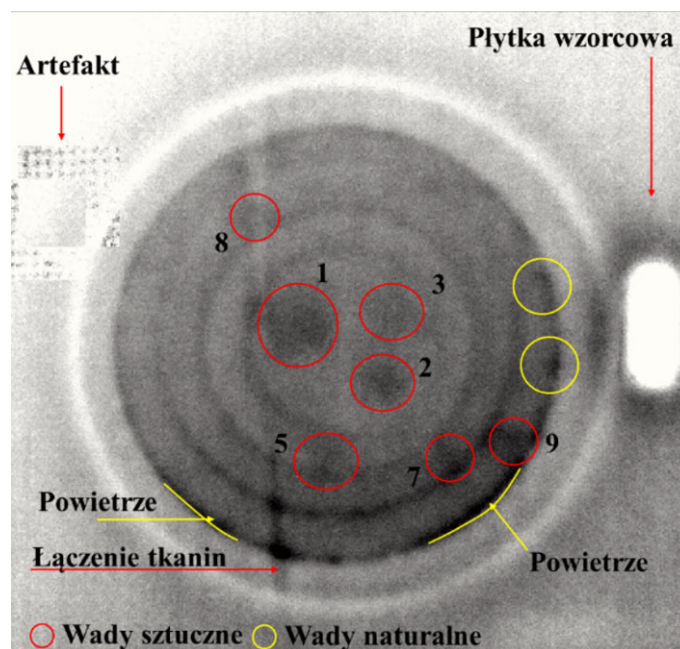
Rys. 19. Umieszczenie wad sztucznych w naprawianym przekładkowym preimpregnacie węglowym.

Fig. 19. Placing artificial defects in the repaired sandwich carbon prepreg

4. Naprawa struktur kompozytowych

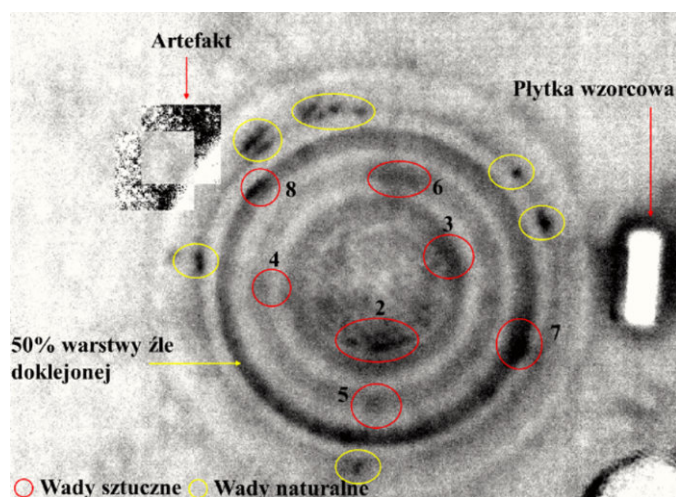
Po ocenie uszkodzeń paneli kompozytowych zostały one naprawione. Podczas naprawy zostały zaimplementowane wady sztuczne w celu sprawdzenia możliwości wykrywania defektów powstałych podczas wykonywanej naprawy.

Wady sztuczne posiadały wymiar 5x5mm, 10x10mm oraz 20x20 mm oraz umieszczone zostały na różnych głębokościach. Etap naprawiania struktur kompozytowych pokazano na rys.18 oraz rys. 19.



Rys. 20. Wyniki badań laminarnego panelu kompozytowego metodą termografii aktywnej.

Fig. 20. Test results of a laminar composite panel using active thermography



Rys. 21. Wyniki badań przekładkowego panelu kompozytowego metodą termografii aktywnej.

Fig. 21. Test results of a sandwich composite panel using active thermography

5. Weryfikacja wykonanej naprawy

5.1 Badanie metodą wizualną oraz tap-test

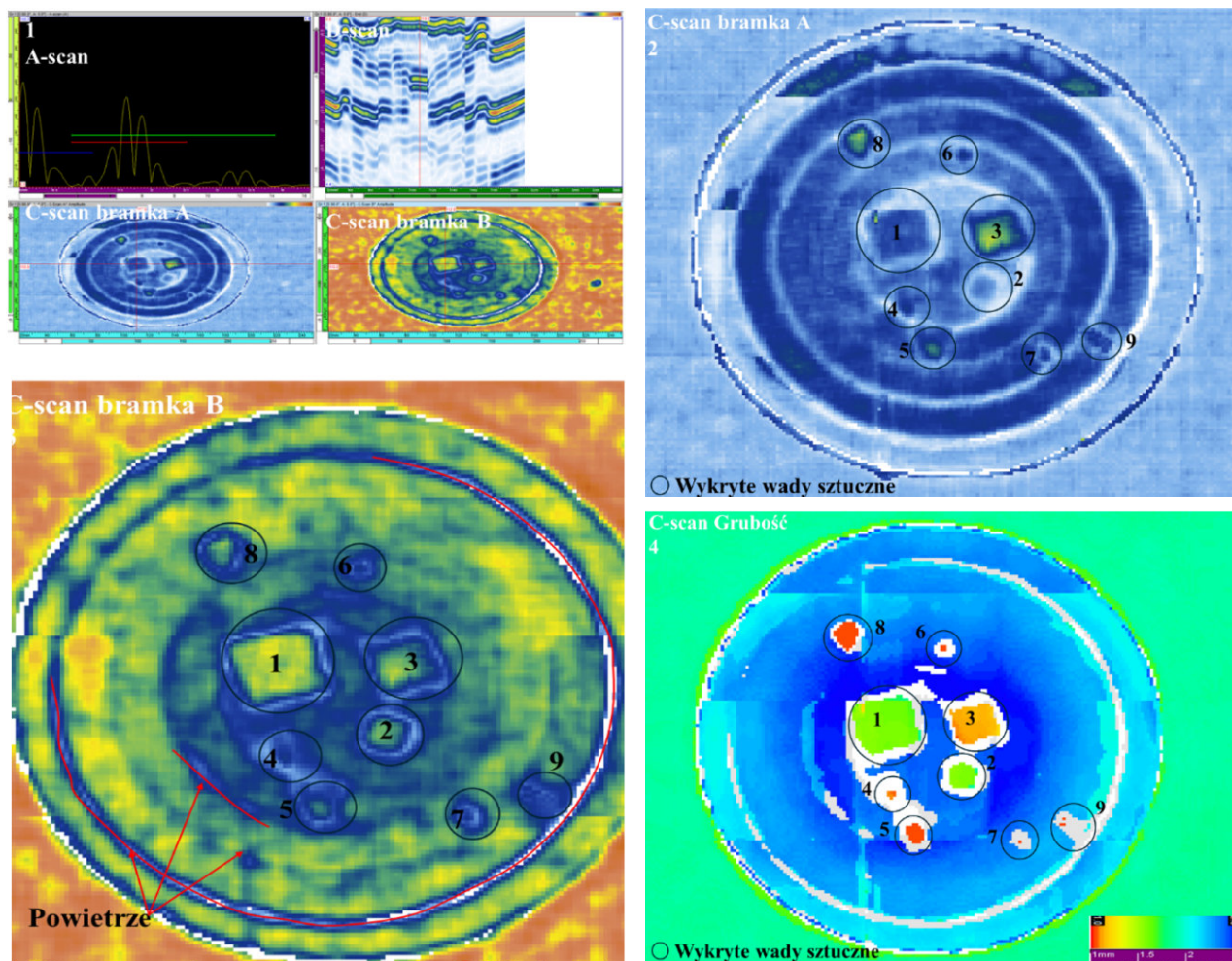
Badania wizualne oraz badania metodą tap-test nie pozwoliły na wykrycie zarówno defektów sztucznych jak i naturalnych w sposób jednoznaczny. Metody okazały się niewystarczające do weryfikacji poprawności wykonania napraw.

5.2 Badania metodą termografii aktywnej

Badania paneli metodą termografii aktywnej pozwoliły na wykrycie większości defektów sztucznych. Dodatkowo wykryto defekty naturalne spowodowane niedoskonałościami wykonania naprawy. W kompozycie laminarnym wykryto 7 z 10 wad sztucznych. Nie wykryto wady o numerze 4, która teoretycznie nie powinna być problematyczna. Oprócz wady

nr 4 nie wykryto również oraz wad 6 oraz 10, które okazały się zbyt małe. Dodatkowo wykryto 4 wady naturalne w postaci zalegającego powietrza na krawędzi warstw wynikające z niedopasowania geometrii wyfrezowanej struktury z wyciętą łąką naprawczą. Wynik badań panelu laminarnego pokazano na rys. 20.

W kompozycie przekładkowym wykryto 7 z 8 wad sztucznych. Nie wykryto wady o numerze 1, której prawdopodobnie charakterystyka studzenia była bardzo zbliżona do charakteru studzenia wypełniacza komórkowego, lub defekt był zbyt głęboko. Dodatkowo wykryto 6 wad naturalnych w postaci lokalnie zalegającego powietrza oraz defekt w postaci jednej niedoklejonej właściwej warstwy naprawczej pod którą zalegało powietrze. Wynik badań laminatu przekładkowego pokazano na rys. 21.



Rys. 22. Wyniki badań laminarnego panelu kompozytowego metodą ultradźwiękową: 1 – widok ogólny, 2 – wykryte uszkodzenia na zobrazowaniu C-scan bramka A, 3 – wykryte uszkodzenia na zobrazowaniu C-scan bramka B, 4 – wykryte uszkodzenia na zobrazowaniu C-scan w funkcji grubości.

Fig. 22. Test results of a laminar composite panel using the ultrasonic method: 1 – general view, 2 – detected damages on the C-scan image, gate A, 3 – detected damages on the C-scan image, gate B, 4 – detected damages on the C-scan image as a function of thickness

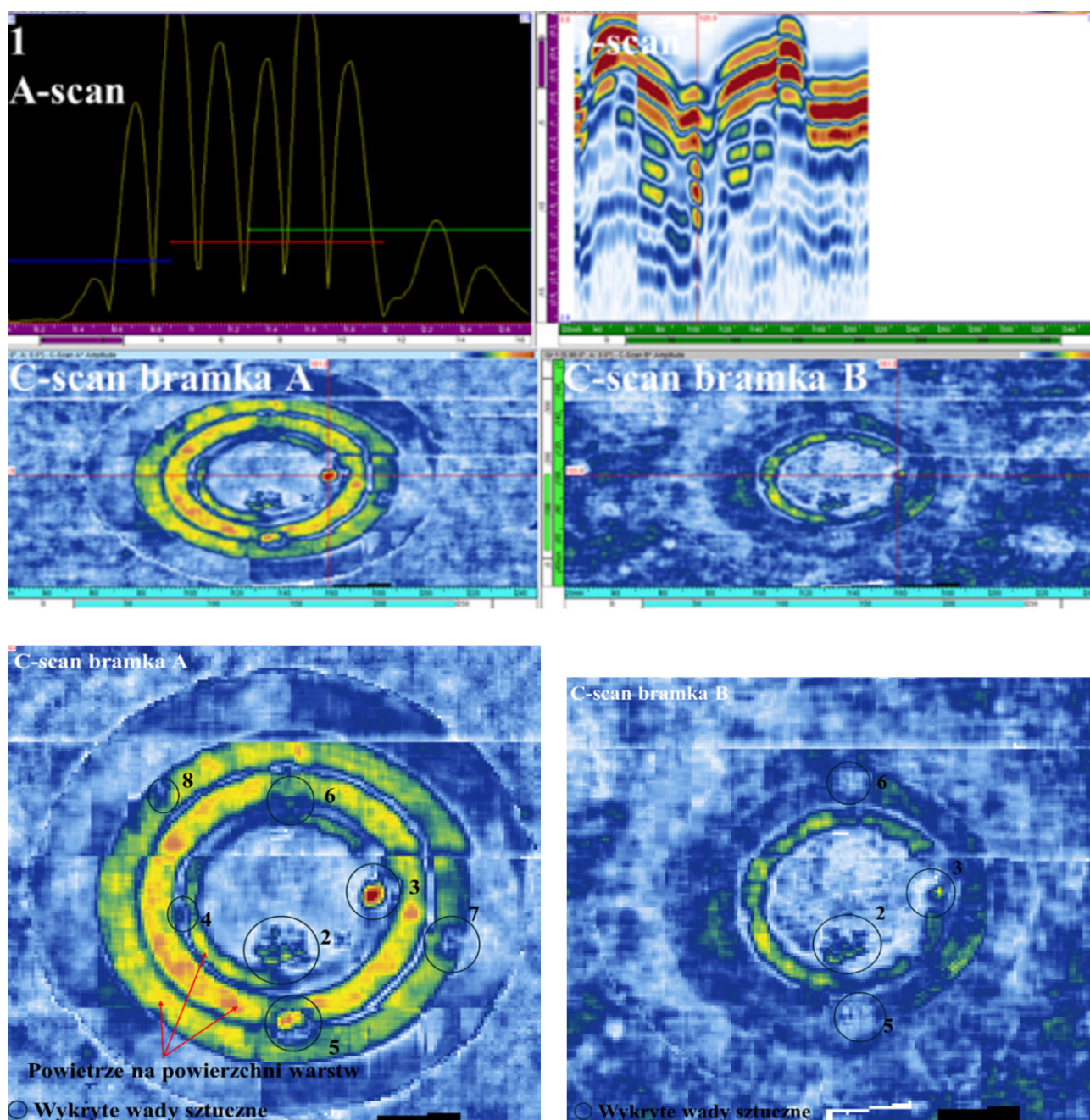
5.3 Badania metodą ultradźwiękową

Badania paneli metodą ultradźwiękową pozwoliły na wykrycie większości defektów sztucznych. Dodatkowo wykryto defekty naturalne spowodowane wadliwie wykonaną naprawą. W kompozycie laminarnym wykryto 9 z 10 wad sztucznych. Nie wykryto wady o numerze 10, która znajdowała się zbyt płytko, aby możliwe było uzyskanie odbicia od wady sztucznej w bramce A oraz zbyt blisko, aby zauważalny był spadek amplitudy echa dna (bramka B). Dodatkowo wykryto 2 wady naturalne w postaci zalegającego powietrza na krawędzi warstw wynikający z niedopasowania geometrii wyfrezowanej struktury z wyciętą łątą naprawczą oraz jedną punktową wadę zalegającego powietrza na krawędzi warstw. Wynik badań panelu laminarnego pokazano na rys. 22. W kompozycie przekładkowym wykryto 7 z 8 wad sztucznych. Nie wykryto wady o numerze 1, która przybrała kształt wypełniacza komórkowego co było spowodowane oddziaływaniem ciśnienia podczas procesu utwardzania. W wyniku tego fala ultradźwiękowa rozproszyła

się na geometrii podobnej do wypełniacza komórkowego. Dodatkowo wykryto 2 wady naturalne w postaci zalegającego powietrza na całej powierzchni odstopniowania warstwy 3 i 4 oraz wykryto 1 wadę naturalną w postaci zalegającego powietrza na około 60% całej powierzchni odstopniowania warstwy 2. Defekty te wynikają z niedopasowania geometrii wyfrezowanej struktury z wyciętą łątą naprawczą lub źle przygotowanej powierzchni pod klejenie (np. nie odłuszczenie lub odpylenie powierzchni materiału rodzimego). Wynik badań przekładkowego panelu pokazano na rys. 23.

6. Wnioski

1. Badania wizualne paneli laminarnych wykazują trudności podczas wykrywania uszkodzeń powierzchni kompozytowej. W związku z trudnościami wykrywania tego typu uszkodzeń, rekomenduje się uzupełnianie metody wizualnej inną metodą nieniszczącą.



Rys. 23. Wyniki badań przekładkowego panelu kompozytowego metodą ultradźwiękową: 1 – widok ogólny, 2 – wykryte uszkodzenia na zobrazowaniu C-scan bramka A, 3 – wykryte uszkodzenia na zobrazowaniu C-scan bramka B

Fig. 23. Test results of a sandwich composite panel using the ultrasonic method: 1 – general view, 2 – detected damages on the C-scan image, gate A, 3 – detected damages on the C-scan image, gate B

2. Badania metodą tap-test pozwoliły na wykrycie uszkodzeń zarówno w kompozycie laminarnym jak i przekładkowym. Pomimo wykrycia uszkodzeń nie rekomenduje się tej metody do wykrywania uszkodzeń w kompozycie laminarnym na powierzchni większej niż 2 m², ponieważ ze względu na niską czułość metody istnieje wysokie ryzyko pominięcia defektu.

3. Badania metodą termografii aktywnej pozwoliły na wykrycie uszkodzeń zarówno w kompozycie laminarnym jak i przekładkowym. Ze względu na małą powierzchnię badania i czasochłonność badań, metodą tą rekomenduje

się jako uzupełniającą, po wykryciu podejrzanego miejsca.

4. Badania metodą termografii aktywnej pozwoliły na wykrycie uszkodzeń zarówno w kompozycie laminarnym jak i przekładkowym. Badania tą metodą pozwoliły na najdokładniejszą analizę wykrytych uszkodzeń. Niewielkie uszkodzenia osnowy raz włókien nie pozwoliły na oszacowanie głębokości uszkodzenia w kompozycie laminarnym. Podobnie nie określono głębokości uszkodzenia okładzin w kompozycie przekładkowym ze względu na wgniecenie okładzin węglowych które spowodowały niekorzystny kąt odbicia fali UT.

5. Badania metodą wizualną oraz tap-test nie wykazały zdolności oceny jakości naprawionych struktur kompozytowych. Sama ocena wizualna naprawy powinna być wykorzystywana w celu weryfikacji jakości naprawionej powierzchni.

6. Metoda termografii aktywnej charakteryzuje się wysokimi zdolnościami oceny naprawianych struktur szczególnie przekładowych. W przypadku kompozytu laminarnego zdolności oceny są ograniczone do głębokości maksymalnie 1 mm oraz oceny uszkodzeń od 100 mm².

7. Metoda ultradźwiękowa charakteryzuje się bardzo wysokimi zdolnościami oceny naprawianych struktur szczególnie laminarnych. W przypadku kompozytu przekładowego zdolności oceny są ograniczone do warstw okładzin. Ze względu na strukturę wypełniaczy komórkowych, fala ultradźwiękowa rozprasa się od celek wypełniacza w związku z czym nie rekomenduje się tej metody do wykrywania braku połączenia wypełniacza komórkowego z okładzinami oraz uszkodzeń samego wypełniacza komórkowego.

8. Do oceny uszkodzenia kompozytu węglowego oraz weryfikacji naprawy struktury najlepsza jest metoda ultradźwiękowa która charakteryzowała się najwyższą czułością i skutecznością badania. Natomiast ze względu na ograniczenia tej metody w badaniach struktur przekładowych rekomenduje się uzupełnienie metody ultradźwiękowej, metodą termografii aktywnej.

7. Literatura

- [1] J. Kapuściński, K. Puciłowski, S. Wojciechowski, „Kompozyty”, s. 7-8 2000.
- [2] J. Wang , A. Baker, P. Chang, “Hybrid approaches for aircraft primary structure repairs”, Elsevier Composite Structures, s. 190, 2019.
- [3] D. W. Radford, T. S. Rennick, “Separating sources of manufacturing distortion in laminated composites, Journal of Reinforced Plastics and Composites”, tom 19, s. 621, 2000.
- [4] C. Dong, “A parametric study on the process-induced deformation of composite Tstiffener structures”, Composites: Part A, tom 41, s. 515, 2010
- [5] A. Arafath, “Efficient numerical techniques for predicting process-induced stresses and deformations in composite structures”, PhD Thesis, University of British Columbia, s 6-7, 2007.
- [6] F. Abbassi, I. Elfaleh1, S. Mistou, A. M. Fazzini , T. Djilali, “Experimental and numerical investigations of a thermoplastic composite (carbon/PPS) thermoforming, Structural Control and Health Monitoring”, s. 491-492, 2011.
- [7] M.A. Santiago Barros, R. Fujiyama, J.C. Leite, “Advantages of applying composite material to replace metal alloys in aviation”, ITEGAM- Journal of Engineering and Technology for Industrial Applications, s. 19-20, 2015.
- [8] R. Unnthorsson, M. P. Jonsson, T. P. Runarsson, “NDT Methods for Evaluating Carbon Fibre Composites”, Comptest, University of Bristol, s. 4-5, 2004.
- [9] L. Gebrehiwet, W. Melaku, A.C. Anchala, E.T. Tafes, “Advantages of applying composite material to replace metal alloys in aviation”, International Journal of Research Publication and Reviews, Vol 4, no 8, s 1829-1831, 2023.
- [10] <http://www.olympus-ims.com/en/applications/non-destructive-bond-testing-aircraft-composites>.
- [11] S. Waite, “Certification and airworthiness of polymer composite aircraft”, Polymer Composites in the Aerospace Industry, 2020.
- [12] N.V. Nguyen, “Flap Design Optimization for KLA-100 aircraft in compliance with Airworthiness Certification”, Conference: Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (KSASS), 2013.
- [13] A. Groszek, “Composite In-Service Damage Assessment, Aircraft Airworthiness and Sustainment”, Conference, QinetiQ Australia, 2017.
- [14] A. Ghobadi, “Common Type of Damages in Composites and Their Inspections”, World Journal of Mechanics, 7, s.25, 2017.
- [15] Airbus Magazine FAST #48 / August 2011.
- [16] Louis C Dorworth, Ginger L. Gardiner, “Essentials of Advanced Composite Fabrication and Repair”, Aviation Supplies and Academics INC. s.342-343 2022.
- [17] Bouvet C. and Rivallant S. “Damage tolerance of composite structures under low-velocity impact. Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures”, Woodhead Publishing: s. 7-33, 2016.
- [18] Donadon M. V., Iannucci L., Falzon B. G., Hodgkinson J. M. and de Almeida S. F. M. “A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage”, Computers & Structures 86(11): s. 1232-1252. 2008.
- [19] Meola C. and Carlomagno G. M, “14 – Non-destructive evaluation (NDE) of aerospace composites: detecting impact damage. In: Non-Destructive Evaluation (NDE) of Polymer Matrix Composites”, V. M. Karbhari (Ed.). Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering. Woodhead Publishing: s. 367-396, 2013.
- [20] C. M. Jong, A.J. Comer, A. Chatzi, Kyriakos I. Kourousis, “Handling, inspection and repair of aircraft composites: a pilot study on the awareness of maintenance personnel”, Aeronautical Journal, s. 2-7, 2023.
- [21] Katunin, K. Dragan , M, Dziendzikowski, „Damage identification in aircraft composite structures: A case study using various non-destructive testing techniques”, Composite Structures 127, s. 1-3, 2015.
- [22] Nurul Zuhairah Mahmud Zuhudi, Khairul Dahri Mohd Aris, Syazwan Ahmad Rashidi, Sarah Othman, “A Step-By-Step Aircraft Composite Repair Procedure for the Damage of Structural Bonded Sandwich Composites”, Advanced Engineering and Sustainable Solutions, 2025.