



## Diagnozowanie stanu technicznego kompozytowych nakładek naprawczych

MAREK ROŚKOWICZ, MARLENA ROŻEK

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Instytut Techniki Lotniczej,  
00-908 Warszawa ul. S. Kaliskiego 2, mroskowicz@wat.edu.pl

**Streszczenie.** W pracy przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych, w których podjęto próbę diagnozowania stanu technicznego kompozytowych nakładek naprawczych. Do diagnozowania wykorzystano tensometry przyklejane na kompozytowych węzłach naprawczych. Kompozytowe węzły naprawcze zostały uformowane na płytach wykonanych ze stopu aluminium, które po uszkodzeniu naprawiano za pomocą wkładki metalowej i nakładki kompozytowej oraz na dźwigarze usterzenia poziomego samolotu Su-22. Płyty podparte przegubowo na czterech brzegach ścinano statycznie równomiernym obciążeniem  $q$ , natomiast dźwigar obciążano cyklicznie momentem gnącym na specjalnie przygotowanym stanowisku pomiarowym. Nakładki kompozytowe na płycie formowano techniką worka próżniowego, natomiast na dźwigarze techniką laminowania na mokro. Badania płyt wykonano dla różnych przypadków uszkodzenia: odklejenie w strefie krawędzi nakładki, odklejenie na granicy krawędzi uszkodzenia i wkładki metalowej oraz całkowite odklejenie wkładki metalowej. W badaniach naprawianego węzła dźwigara oceniono wpływ obciążeń cyklicznych na zmiany odkształceń w procesie diagnozowania. Stwierdzono, że istnieje możliwość diagnozowania stanu technicznego naprawianej płyty dla wybranych przypadków uszkodzenia oraz że w przypadku diagnozowania węzłów obciążonych cyklicznie należy brać pod uwagę lepkosprężyste właściwości nakładek kompozytowych.

**Słowa kluczowe:** naprawy maszyn i urządzeń, materiały kompozytowe, połączenia adhezyjne, inteligentne nakładki

### 1. Wstęp

Wykonywanie napraw metalowych struktur lotniczych za pomocą materiałów kompozytowych związane jest z koniecznością wprowadzenia metodyki kontroli stanu technicznego naprawianych węzłów (ustalenie zakresu kontroli oraz częstotliwości jej wykonywania) — w angielskiej literaturze tego rodzaju działania nazywane

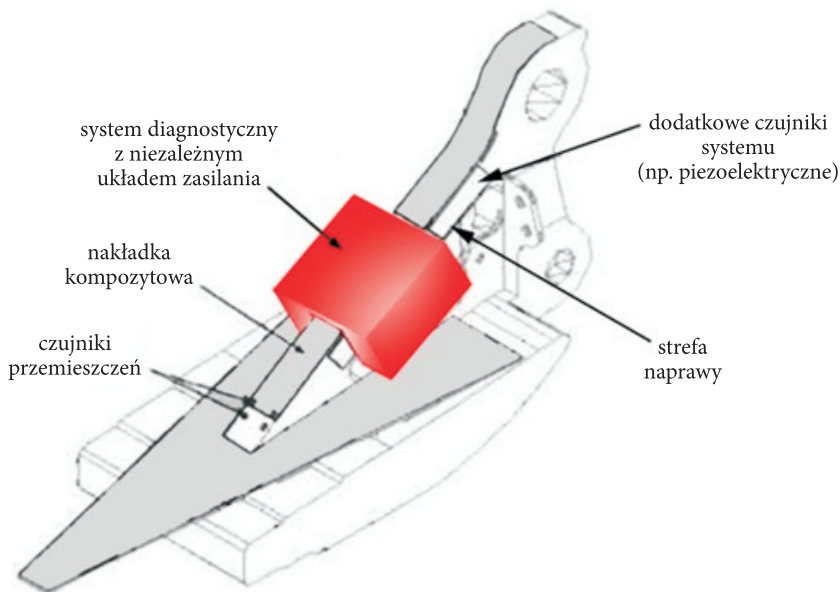
są *inspection requirements* [1, 2]. W naprawach, gdzie używane są jako materiały naprawcze nakładki metalowe, do diagnozowania węzła naprawczego wykorzystywane są znane metody badań nieniszczących [3]. W przypadku zastosowania w naprawach materiałów kompozytowych w węźle naprawczym powstaje „stos” złożony z rodzimego materiału metalowego (struktura lotnicza — materiał o właściwościach izotropowych), nakładka kompozytowa (materiał o właściwościach anizotropowych) oraz tworzywo adhezyjne (warstwa kleju). Diagnozowanie tego rodzaju węzła naprawczego za pomocą metod NDT (*Non Destructive Testing*) jest kłopotliwe, szczególnie wtedy gdy po wykonaniu naprawy w samej strukturze naprawianego węzła istnieją wady wynikające z natury stosowanych materiałów naprawczych m.in.: mikrodelaminacje, odklejenia na bardzo małej powierzchni czy porowatości w utwardzonym syciwie nakładki kompozytowej [3, 4]. W związku z tym ustalenie wielkości uszkodzenia i szybkości jego propagacji w naprawianym węźle oraz miejsca jego występowania za pomocą metod NDT jest zadaniem trudnym do zrealizowania, kosztownym i czasochłonnym.

Prognozowanie rozwoju uszkodzenia w rozwiązaniach, gdzie wykorzystuje się materiały metalowe i kompozytowe oraz tworzywa adhezyjne, na podstawie znanych zależności analitycznych z uwzględnieniem rzeczywistych warunków eksploatacji, również wydaje się zagadnieniem skomplikowanym. Dodatkowo w przypadku wykorzystania w naprawach połączeń adhezyjnych brakuje wiarygodnych metod prognozowania ich trwałości.

Dlatego też, uwzględniając problemy z oceną trwałości wykonanej naprawy oraz ograniczoną możliwość stosowania metod nieniszczących, istnieje konieczność poszukiwania innych rozwiązań w celu diagnozowania stanu naprawianego węzła. Obecnie rozwijane są systemy diagnostyczne zwane *smart patch* (inteligentne nakładki), które umożliwiają bieżącą diagnostykę złożonych węzłów. Systemy działają w oparciu o pomiary różnych wielkości, które są realizowane w czasie rzeczywistym [2].

Efektywnym sposobem monitorowania i diagnozowania węzłów powstających w wyniku stosowania materiałów kompozytowych jest wykorzystanie czujników odkształceń. Pomiary wykonywane są w sposób ciągły, a otrzymywane sygnały diagnostyczne mogą być przetwarzane w czasie rzeczywistym za pomocą niezależnych (z własnym źródłem zasilania i układem archiwizacji) systemów diagnostycznych montowanych w pobliżu strefy naprawy (rys. 1). Systemy tego rodzaju umożliwiają bieżący monitoring stanu technicznego naprawianego węzła.

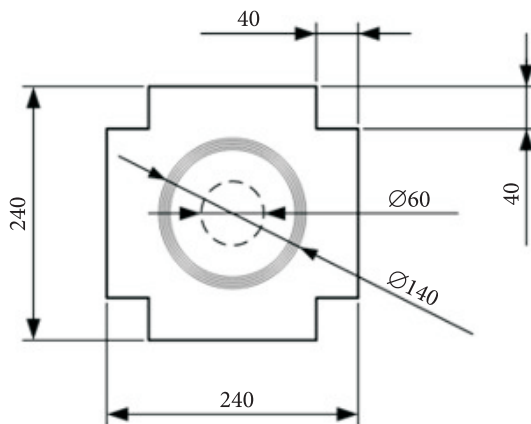
W pracy przeanalizowano możliwość diagnozowania kompozytowych węzłów naprawczych wykonanych na uszkodzonym pokryciu struktury lotniczej (w badaniach wykorzystano płyty wykonane ze stopu aluminium 2024T3) oraz na dźwigarze konstrukcji półskorupowej (w badaniach wykorzystano dźwigar usterzenia płytowego samolotu Su-22). Do pomiarów wykorzystano czujniki odkształceń oraz mostki tensometryczne firmy National Instruments.



Rys. 1. Przykład niezależnego systemu diagnostycznego naprawianego węzła z nakładką kompozytową (samolot F-18) [2]

## 2. Badania eksperymentalne płyt

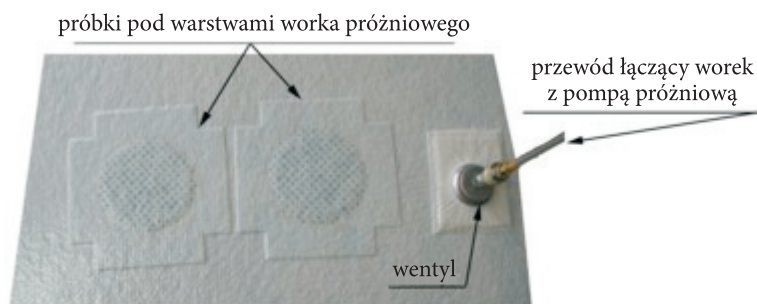
Do badań eksperymentalnych wykorzystano próbki modelowe w postaci płyt uszkodzonych (uszkodzenie w postaci otworu o średnicy 60 mm, imitującego przebicie pokrycia statku powietrznego) i następnie naprawianych materiałami kompozytowymi. Płyty, o geometrii prezentowanej na rysunku 2, były wykonane ze stopu



Rys. 2. Kształt i wymiary próbki naprawionej

aluminium 2024 T3. Zastosowany kształt próbek oraz ich geometria odpowiadały fragmentom pokryć wypełniających przestrzenie struktur szkieletowych statków powietrznych o konstrukcji nitowanej. Badane próbki mocowano w przegubowej ramce zgodnie z metodyką prezentowaną w pracy [5].

Naprawa płyty polegała na wprowadzeniu do otworu wkładki metalowej (wykonanej z tego samego materiału co badane próbki) i następnie formowaniu na zewnętrznych powierzchniach płyty i wkładki jednostronnej kompozytowej łąty wzmacniającej, wykonanej metodą worka próżniowego (rys. 3) zgodnie z zaleceniami prezentowanymi w pracy [6].



Rys. 3. Próbki umieszczone w worku próżniowym (na fotografii widać, jak nadmiar żywicy został pochłonięty przez matę odsysającą)

Nakładkę kompozytową formowano z 6 warstw tkaniny szklanej *SynglassE81* o gramaturze  $101 \text{ g/m}^2$  przesyconych żywicą epoksydową L418/H418 niemieckiej firmy MGS. Syciwo przygotowano zgodnie z wytycznymi producenta, mieszając żywicę epoksydową z utwardzaczem, w proporcjach 10:4, utwardzając je następnie dwustopniowo, tzn.: 24 h w temperaturze pokojowej ( $23^\circ\text{C}$ ) i 15 h w temperaturze  $80^\circ\text{C}$ . Kompozytowa nakładka była na krawędziach schodkowana, co zrealizowano, wykorzystując warstwy tkaniny szklanej o malejącej średnicy (od 140 mm do 115 mm, co 5 mm dla każdej warstwy). Ukosowanie nakładki miało na celu zredukowanie negatywnego efektu koncentracji naprężeń na jej krawędziach.

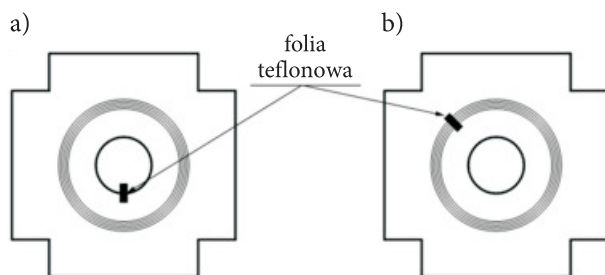
Powierzchnie elementów węzła naprawczego przygotowano do formowania nakładki kompozytowej, wykonując obróbkę mechaniczno-ścierną (piaskowanie z wykorzystaniem elektrokorundu o gramaturze ziaren F 46) oraz odtłuszczając powierzchnię acetonem, przed i po piaskowaniu.

Do badań przygotowano cztery rodzaje próbek:

- próbka A — próbka naprawiona za pomocą metalowej wkładki i kompozytowej nakładki,
- próbka B — próbka naprawiona tylko za pomocą kompozytowej nakładki
- metalowa wkładka usunięta,

- próbka C1 — próbka naprawiona za pomocą metalowej wkładki i kompozytowej nakładki, zasymulowane odklejenie nakładki kompozytowej zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku 4a,
- próbka C2 — próbka naprawiona za pomocą metalowej wkładki i kompozytowej nakładki, zasymulowane odklejenie nakładki kompozytowej zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku 4b.

Odklejenie zasymulowano poprzez wprowadzenie pomiędzy łączone elementy paska folii teflonowej o wymiarach  $30 \times 10 \times 0,1$  mm (symulowanie uszkodzenia spoiny klejowej). Folię teflonową umieszczono w dwóch różnych miejscach: na krawędzi spoiny klejowej oraz na granicy pomiędzy metalową wkładką a krawędzią otworu w płycie (por. rys. 4a i 4b).

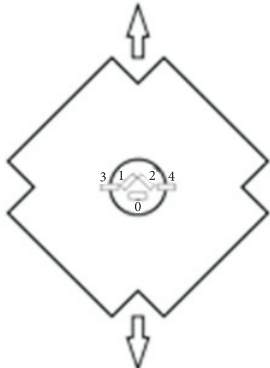
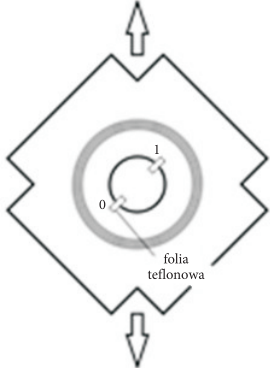
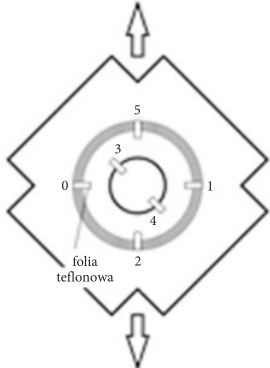


Rys. 4. Położenie folii teflonowej w próbkach przeznaczonych do badań

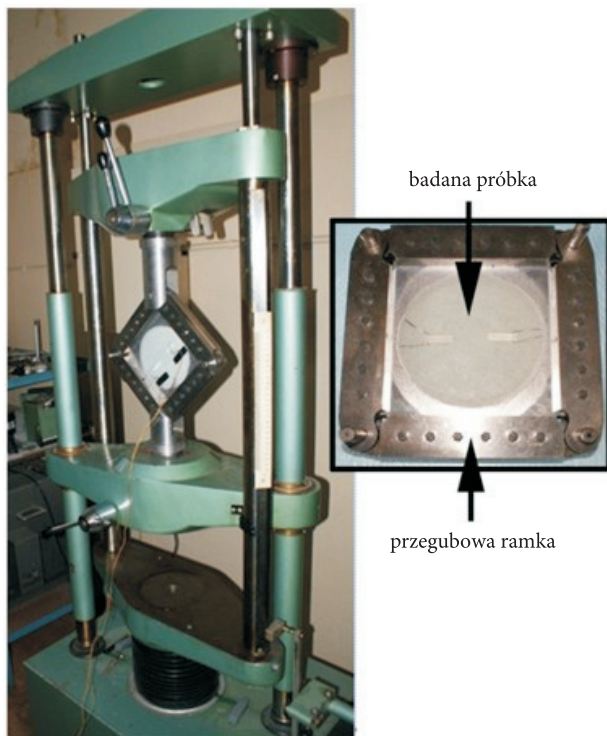
Na przygotowane próbki (na powierzchni nakładek kompozytowych) naklejono tensometry typu RL 20/120 zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku 5.

Próbki zostały przykręcone śrubami do specjalnie przygotowanej ramki [6], a następnie zamocowane w maszynie wytrzymałościowej ZD-10 (rys. 6). Do pomiaru i rejestracji odkształceń wykorzystano oprogramowanie *LabView SignalExpress* firmy *National Instruments*.

Przygotowane próbki były poddawane statycznemu obciążaniu do wartości równej 25 kN (około 75% obciążenia niszczonego). Maksymalna wartość obciążenia została tak dobrana, aby nie przekroczyć nośności płyty (średnia nośność dla tak przygotowanych próbek była równa  $33,4 \pm 0,4$  kN). Wykorzystując próbki A i B z naklejoną rozetą tensometryczną, przeanalizowano zmiany odkształceń głównych dla przypadku całkowitego oderwania wkładki metalowej od nakładki kompozytowej. Dla próbek C1 i C2 wykonano badania, których celem było ustalenie wpływu występowania stref uszkodzenia spoiny klejowej na wskazania tensometrów oraz ocena możliwości wykonania procesu diagnozowania naprawianego węzła. Tensometry były naklejane symetrycznie: jeden nad strefą symulowanego uszkodzenia, drugi nad strefą bez uszkodzenia, symetrycznie względem osi próbki.

Oznaczenie próbki	Charakterystyka węzła naprawczego i schemat rozmieszczenia tensometrów	
A i B		<p>Rozety tensometryczne naklejone na środku nakładki. Dodatkowe dwa tensometry naklejone na granicy nakładki kompozytowej i wkładki metalowej. Brak folii teflonowej. Próbka B — bez metalowej wkładki.</p>
C1		<p>Folia teflonowa pod nakładką kompozytową na granicy krawędzi płyty i wkładki metalowej. Naklejone dwa tensometry o oznaczeniach 0 i 1.</p>
C2		<p>Folia teflonowa pod nakładką kompozytową w strefie krawędzi nakładki. Naklejono sześć tensometrów zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku (oznaczenia od 0 do 5).</p>

Rys. 5. Schematy naklejenia tensometrów na badane próbki



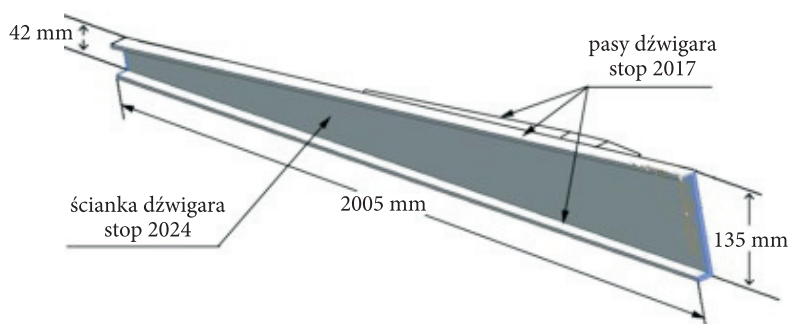
Rys. 6. Widok próbki zamocowanej w maszynie wytrzymałościowej

W próbce C2 zamocowano dodatkowe cztery tensometry i poddano ją również obciążeniom zmiennym w zakresie 0...25 kN. Zrealizowano 550 cykli obciążenia. Obserwowano, czy w próbce obciążonej cyklicznie następuje propagacja uszkodzenia i czy istnieje możliwość obserwacji tego zjawiska poprzez określenie różnic w odkształceniach rejestrowanych przez tensometry umieszczone w rejonie uszkodzenia i poza nim.

### 3. Badania eksperymentalne dźwigara

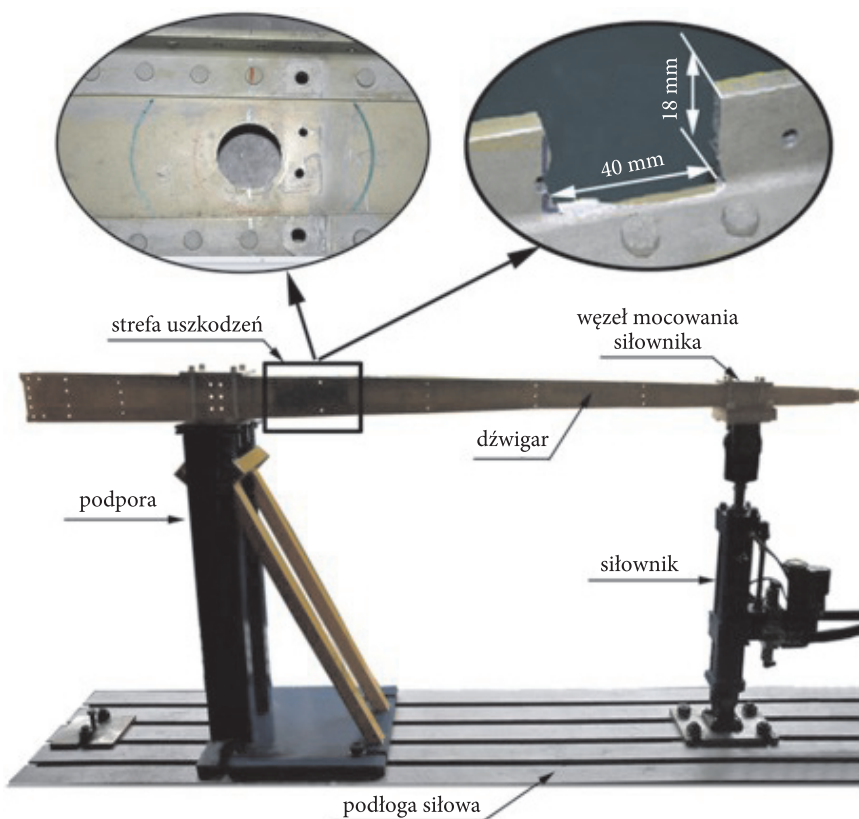
W badaniach wykorzystano również dźwigar usterzenia poziomego samolotu Su-22, który wykonany jest ze stopów aluminium: 2024 — ścianka dźwigara oraz 2017 — pasy dźwigara. Dźwigar jest dźwigarem zbieżnym, zbudowanym ze ścianki wykonanej z blachy o grubości 2 mm oraz przynitowanych do ścianki pasów zbieżnych. Z czterech kątowników przynitowanych do ścianki dźwigara utworzono pasy dźwigara. Kształt oraz wymiary badanego dźwigara przedstawiono na rysunku 7.





Rys. 7. Kształt oraz wymiary geometryczne dźwigara

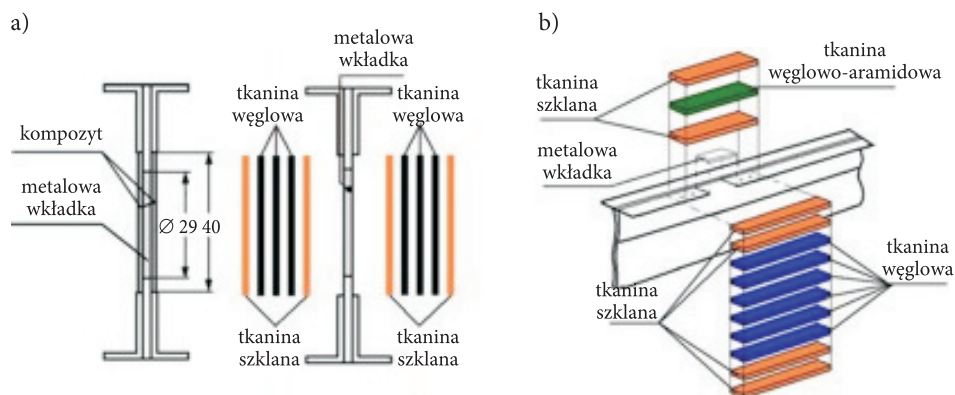
Przed wykonaniem badań dźwigar został naprawiony za pomocą materiałów kompozytowych. Uszkodzenia w strefie zaznaczonej na rysunku 8 miały postać otworu w ścianie o średnicy 29 mm i wyrwania w górnym pasie dźwigara.



Rys. 8. Widok uszkodzeń przed wykonaniem naprawy oraz dźwigara zamontowanego na stanowisku badawczym

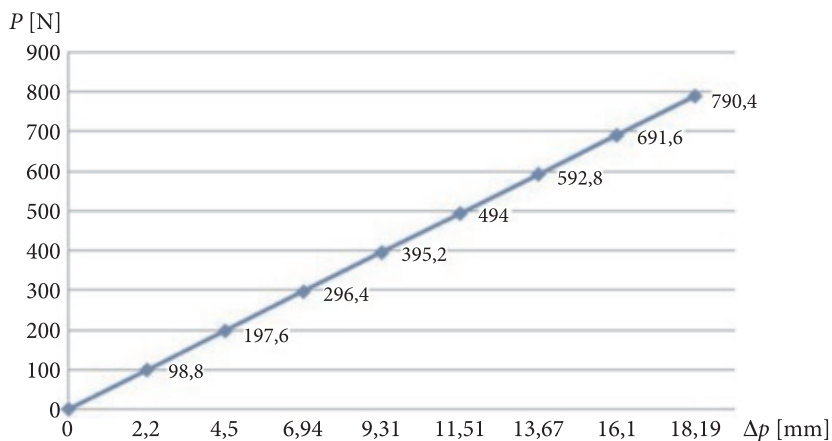


Naprawę uszkodzonego fragmentu ścianki dźwigara zrealizowano z wykorzystaniem materiałów kompozytowych i tworzywa epoksydowego (Epidian 57/Z1). W miejscu wyrwania oraz do otworu wprowadzono wkładki metalowe wykonane z tego samego materiału co uszkodzone elementy. Metodą nalaminowania kolejnych warstw tkanin z włókien węglowych i szklanych o gramaturze  $160 \text{ g/m}^2$  utworzono na uszkodzonych powierzchniach nakładki kompozytowe zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku 9.



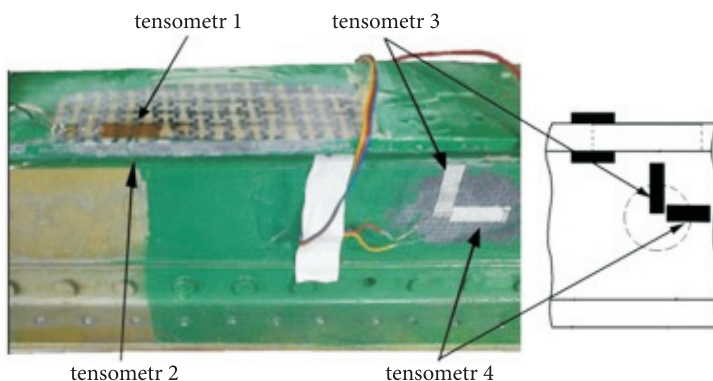
Rys. 9. Schemat laminowania uszkodzeń dźwigara: a) uszkodzenie w postaci otworu; b) uszkodzenie w postaci wyrwania

W celu zaprogramowania pracy siłownika wykonano pomiary sztywności dźwigara (zależność ugięcia dźwigara w miejscu mocowania siłownika w funkcji przyłożonego obciążenia  $\Delta x = f(P)$ ) (rys. 10).



Rys. 10. Zależność siły  $P$  [N] przyłożonej do dźwigara od jego przemieszczenia  $\Delta p$  [mm] w miejscu montażu siłownika

W miejscu wykonania naprawy, na elementach kompozytowych nad krawędziami metalowych wkładek, zostały zamocowane tensometry — dwa tensometry na pasie górnym dźwigara oraz dwa tensometry na nakładce naprawczej otworu (rys. 11).



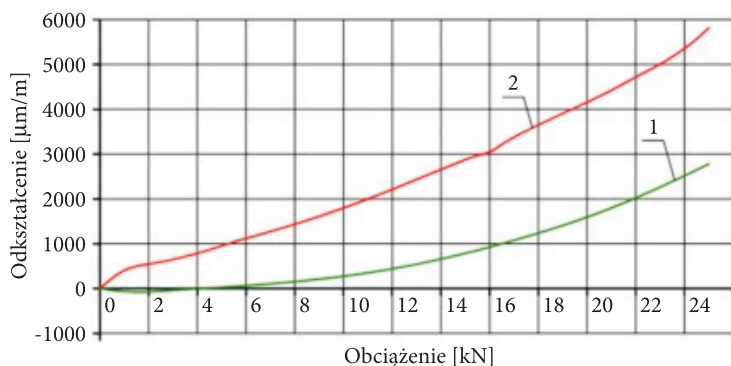
Rys. 11. Widok miejsc zamocowania tensometrów

Do pomiaru odkształceń wykorzystano mostki tensometryczne firmy National Instruments oraz aplikację LabView. Wykonano dwie serie pomiarowe, przemieszczając cyklicznie tłoczysko w kierunku podłogi siłowej (rys. 8). W pierwszej serii pomiarowej wykonano 1000 cykli, przemieszczając tłoczysko siłownika na odcinku 15 mm (co było równoważne przyłożeniu siły w miejscu montażu końca siłownika równej 640 N), natomiast w drugiej serii wykonano 15 000 cykli (w trzech etapach po 5 000 cykli), przemieszczając tłoczysko na odległość 20 mm (co odpowiadało sile 890 N). Po każdym etapie (1000 i 3×5000 cykli), odciążając dźwigar, mierzono odkształcenia trwałe w nakładkach.

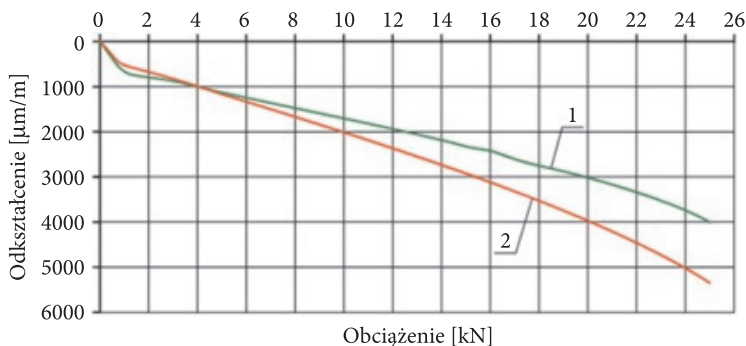
#### 4. Wyniki badań płyt

Wybrane wyniki badań przedstawiono w postaci wykresów zmian odkształceń w funkcji obciążenia. Na rysunku 12 porównano wartości maksymalnych odkształceń głównych rejestrowanych przez rozetę tensometryczną, w próbce z wkładką metalową i bez wkładki metalowej (próbka A i B). Maksymalne odkształcenia główne istotnie wzrosły po usunięciu metalowej wkładki, np. dla obciążenia próbki równego 11 kN zanotowano ponadpięciokrotny wzrost odkształceń. Dla maksymalnych wartości obciążenia próbki wzrost był dwukrotny.

Dla tych samych próbek przeanalizowano także wskazania pozostałych dwóch tensometrów (nr 3 i nr 4) naklejonych na nakładkę kompozytową. Otrzymane wyniki dla tensometru 3. zaprezentowano na rysunku 13. Istotne różnice w odkształceniach obserwowano dopiero po przekroczeniu obciążenia 6 kN.



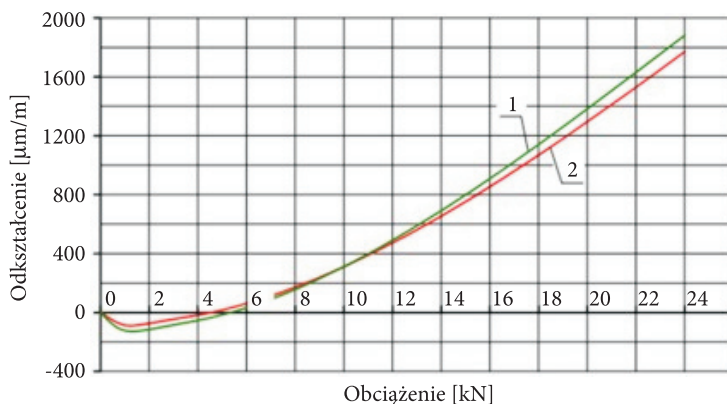
Rys. 12. Porównanie maksymalnych odkształceń głównych w próbce A i B: 1 — próbka z metalową wkładką; 2 — próbka bez metalowej wkładki



Rys. 13. Porównanie odkształceń tensometru nr 3 w próbce A i B: 1 — próbka bez metalowej wkładki; 2 — próbka z metalową wkładką

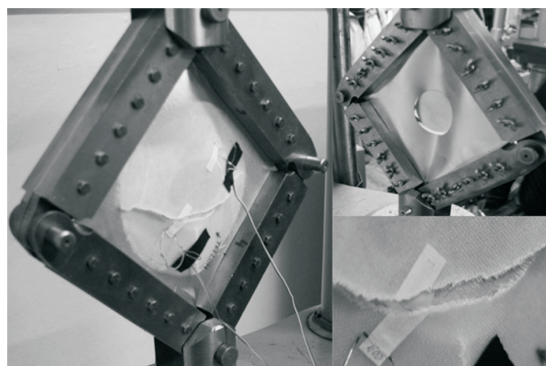
Dla próbki C1 porównanie zmian odkształceń (odczyty z tensometrów 0 i 1) przedstawiono na rysunku 14. Stwierdzono, że wpływ uszkodzenia, występującego w tej części węzła naprawczego, na wskazania tensometru jest mało istotny (mieściły się w granicach błędów deklarowanych przez producenta mostków tensometrycznych).

Dodatkowo próbkę obciążono 500 cyklami obciążeń w zakresie 0...25 kN, nie obserwując propagacji uszkodzenia (przy wartości obciążenia równej 25 kN w próbce nieuszkodzonej — bez węzła naprawczego — rozpoczynały się już trwałe deformacje). Rozkład odkształceń mierzony tensometrami po próbie trwałościowej nie zmienił się. W trakcie wykonywania badań trwałościowych odkształcenia w płycie naprawionej miały charakter sprężysty. Po wykonaniu badań trwałościowych, próbkę poddano obciążaniu do zniszczenia. Wartość obciążenia niszczącego była równa 33,8 kN (była to wartość o 7,2 kN wyższa od tej, przy której następowała utrata stateczności płyty nieuszkodzonej). Zniszczenie węzła naprawczego nastąpiło



Rys. 14. Porównanie odkształceń tensometru 0 i 1 w próbce C1: 1 — obszar bez folii teflonowej; 2 — obszar z folią teflonową

poprzez przecięcie nakładki kompozytowej metalową wkładką. Widok zniszczonej próbki przedstawiono na rysunku 15.

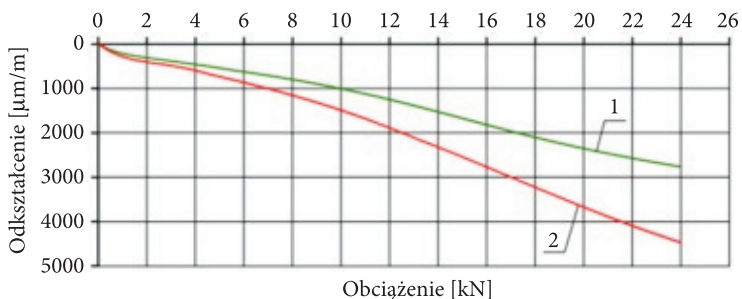


Rys. 15. Widok próbki po zniszczeniu

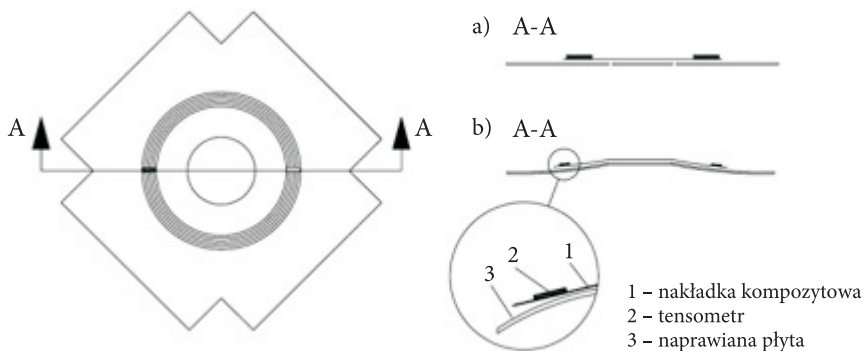
Dla próbki C2 przebieg odkształceń tensometrów (nr 0 i nr 1) zaprezentowano na rysunku 16. Różnice w wartościach odkształceń w porównaniu do próbki C1 były o rząd wielkości większe. Odkształcenia w rejonie uszkodzenia były mniejsze niż w symetrycznie położonym obszarze bez uszkodzenia.

Wydaje się, że miało to związek z miejscem występowania uszkodzenia. Odklejenie w strefie krawędzi nakładki kompozytowej spowodowało powstanie swobodnego końca nakładki kompozytowej, który nie podlegał takim samym deformacjom jak symetrycznie położony obszar bez uszkodzenia. Mechanizm powstawania istotnych różnic w odkształceniach tensometrów przedstawiono na rysunku 17.

W czasie badań obserwowano również interesujące zjawisko niesymetrycznych deformacji metalowej wkładki wykorzystywanej w węźle naprawczym — świadczą

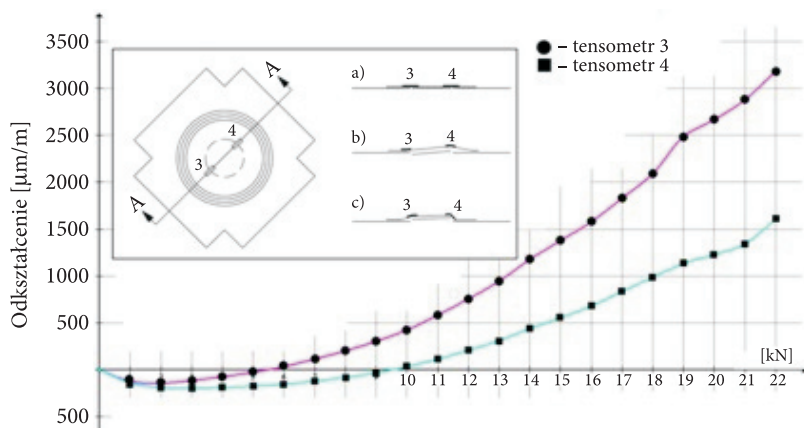


Rys. 16. Porównanie odształceń tensometru 0 i 1 w próbce C2: 1 — obszar z folią teflonową tensometr nr 0; 2 — obszar bez folii teflonowej tensometr nr 1



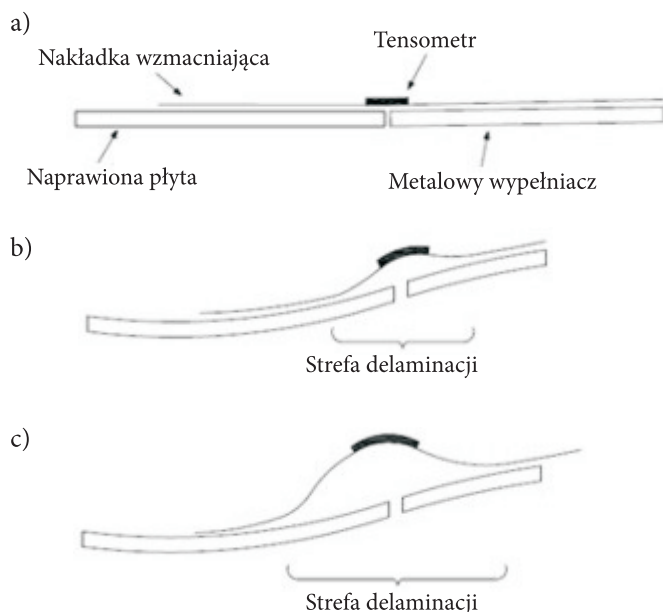
Rys. 17. Odształcenie nakładki na swobodnym końcu nakładki kompozytywnej

o tym istotne różnice w odształceniach tensometrów 3 i 4. Wartości odształceń rejestrowanych przez tensometry oraz przyczyny tego stanu rzeczy wyjaśniono na rysunku 18.



Rys. 18. Porównanie odształceń tensometru 3 i 4 w próbce C2 oraz charakter przemieszczeń wkładki metalowej

W trakcie realizacji próby trwałościowej (wykonano 550 cykli w zakresie obciążenia 0...25 kN) obserwowano dalszy rozwój uszkodzenia. Odształcenia rejestrowane przez tensometr nr 3, położony najbliżej strefy uszkodzenia, wraz z liczbą cykli zwiększały się. Wydaje się, że zmiany te miały związek z propagacją odklejenia do środka węzła naprawczego. Zwiększająca się strefa odklejenia nakładki kompozytowej pod tensometrem nr 3 była przyczyną rosnących odształceń samego tensometru, zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku 19.



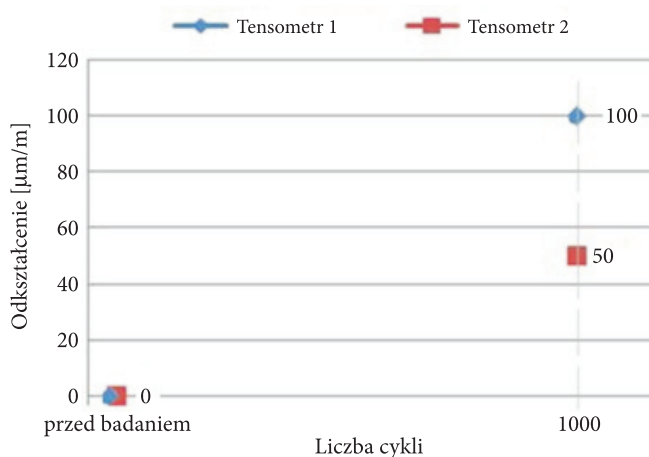
Rys. 19. Odształcenie nakładki kompozytowej w zależności od wielkości strefy odklejenia: (a) brak stref delaminacji; (b) mały obszar odklejenia; (c) duży obszar odklejenia

## 5. Wyniki badań dźwigara

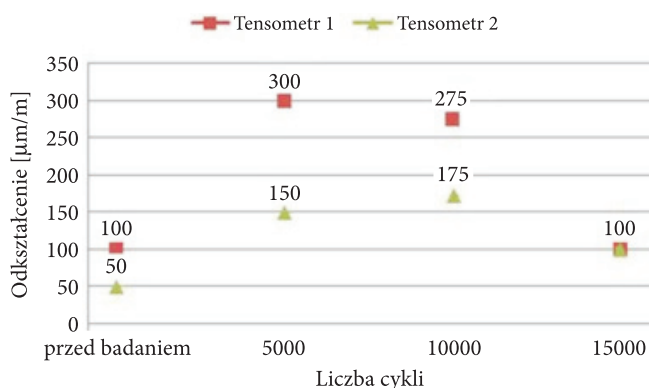
Po wykonaniu pierwszej serii pomiarowej (przemieszczenie siłownika 15 mm, 1000 cykli) układ został odciążony i dokonano pomiaru odształceń. Na rysunku 20 zaprezentowano wyniki pomiaru dla tensometrów 1 i 2 zamontowanych na pasie dźwigara (odkształcenia dla tensometrów 3 i 4 były równe zero).

Wyniki dla 2 serii pomiarowej zaprezentowano na rysunku 21. Podobnie jak dla pierwszej serii po każdym etapie 5 000 cykli dźwigar był odciążony i dokonywano pomiaru odształceń.

Analizując otrzymane wyniki, zauważono interesującą prawidłowość. Ponieważ badania trwałościowe są długotrwałymi badaniami, kolejne etapy 5000 cykli realizowano w określonych odstępach czasowych. Pierwszy pomiar odształceń wykonano



Rys. 20. Wartości odkształceń tensometru 1 i 2 po odciążeniu dźwigara po wykonaniu 1000 cykli (przesunięcie 15 mm = siła 640 N)



Rys. 21. Wartości odkształceń tensometru 1 i 2 po odciążeniu dźwigara po wykonaniu 3×5 000 cykli (przesunięcie 20 mm = siła 890 N)

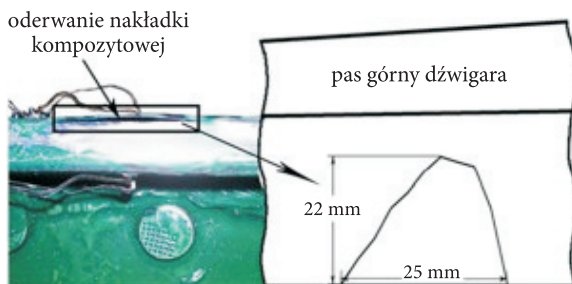
bezpośrednio po zakończeniu etapu 5000 cykli, natomiast kolejne pomiary wykonano odpowiednio po 24 godzinach i 48 godzinach przerwy. W związku z tym, że wartości odkształceń rejestrowane przez czujniki tensometryczne zależały również od czasu wykonania pomiaru, wydaje się, że rejestrowane zmiany były związane z lepkosprężystymi właściwościami nakładek kompozytowych. W nieobciążonych nakładkach kompozytowych po określonym czasie mogło nastąpić zjawisko powrotu odkształceń do wyjściowego poziomu. Kolejna seria badań (10 000 cykli) potwierdziła tę prawidłowość. Niestety w trakcie wykonywania kolejnego etapu badań, na skutek błędów w układzie sterowania siłownikiem, tłoczyko siłownika zostało przemieszczone w sposób niekontrolowany do skrajnego położenia. Dźwigar utracił stateczność (rys. 22) i jednocześnie w naprawionym węźle pasa nastąpiło częściowe





Rys. 22. Deformacja dźwigara w wyniku niekontrolowanego przemieszczenia się siłownika

oderwanie górnej nakładki kompozytowej od pasa dźwigara w wyniku zniszczenia połączenia adhezyjnego (rys. 23). Wartości odkształceń zmierzonych przez tensometr 1, zamontowany nad strefą oderwania nakładki, była równa  $2200 \mu\text{m/m}$  i istotnie różniła się do wartości maksymalnych odkształceń rejestrowanych w czasie badań trwałościowych. W ten sposób ponownie potwierdzono przydatność tego rodzaju rozwiązań w procesie diagnozowania kompozytowych nakładek naprawczych.



Rys. 23. Zniszczenie połączenia adhezyjnego pomiędzy nakładką kompozytową a górną powierzchnią pasa dźwigara oraz jego wymiary geometryczne

## Wnioski

Na podstawie wykonanych badań, naprawianych materiałami kompozytowymi płyt i dźwigara, wykazano możliwość diagnozowania stanu węzła naprawczego z wykorzystaniem czujników odkształceń. Stwierdzono również, że:

- Całkowite odklejenie wkładki metalowej (wykorzystywanej jako element składowy węzła naprawczego w naprawie płyt) powoduje istotne zmiany odkształceń czujników montowanych na nakładce kompozytowej w strefie

metalowej wkładki (montowanych zarówno w postaci rozety jak i pojedynczych czujników).

- Odklejenia występujące na końcach nakładek kompozytowych łatwiej jest zdiagnozować niż odklejenia występujące w ich części środkowej (występują większe różnice odkształceń pomiędzy strefą z uszkodzeniem i bez uszkodzenia).
- W układzie diagnostycznym można zoptymalizować liczbę czujników odkształceń tak, aby diagnozować wszystkie przypadki uszkodzeń węzła naprawczego (wydaje się, że np. w przypadku płyt można zrezygnować z montażu rozety tensometrycznej na środku nakładki kompozytowej).
- Naprawa elementów metalowych materiałami kompozytowymi powoduje, że charakter odkształceń elementów naprawianych w strefie naprawy jest sprężysty, aż do momentu zniszczenia połączenia klejowego pomiędzy kompozytowymi nakładkami i pozostałymi elementami. W obszarze naprawy nie występują lokalne strefy trwałych odkształceń plastycznych (np. charakterystyczna „fala” po utracie stateczności płyty). Sprężysty charakter odkształceń kompozytowych nakładek naprawczych należy uwzględnić przy projektowaniu systemu diagnostycznego.
- Odklejenia występujące pod nakładką kompozytową w jej środkowej części są trudniejsze do zdiagnozowania, ale jednocześnie mają mniejszy wpływ na rozwój delaminacji (a przez to i na trwałość całego węzła naprawczego) niż delaminacje o podobnej geometrii występujące przy krawędzi nakładki kompozytowej.
- Istotnym ograniczeniem przedstawionej metody diagnozowania jest możliwość wykrywania uszkodzeń dopiero po obciążeniu węzła naprawczego.
- W trakcie projektowania systemu diagnostycznego węzłów naprawczych, w których wykorzystywane są materiały kompozytowe, należy uwzględnić lepko-sprężyste właściwości materiałów kompozytowych. W przeciwnym wypadku dane pomiarowe systemu diagnostycznego opartego na czujnikach odkształceń, pracującego w czasie rzeczywistym, będą obciążone istotnymi błędami.

Praca naukowa finansowana ze środków Narodowego Centrum Badań i Rozwoju w latach 2011-2012 jako projekt badawczy.

Artykuł wpłynął do redakcji 24.01.2012 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2012 r.

#### LITERATURA

- [1] R. JONES, W.K. CHIU, R. SMITH, *Airworthiness of composite repairs: failure mechanisms*, Engineering Failure Analysis, 2, 1995, 117-128.
- [2] A. BAKER, F. ROSE, R. JONES, *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure*, Elsevier Science Ltd, London, 2002.

- [3] A. LEWIŃSKA-ROMICKA, *Badania nieniszczące. Podstawy defektoskopii*, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa, 2001.
- [4] A. BAKER, *Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure*, Composite Structures, 47, 1999, 431-443.
- [5] M. ROŚKOWICZ, *Stateczność płyt naprawianych z wykorzystaniem materiałów kompozytowych*, Biul. WAT, 4, 56, Warszawa, 2007.
- [6] M. ROŚKOWICZ, *Badania skuteczności napraw struktur płatowców statków powietrznych realizowanych w warunkach polowych z wykorzystaniem materiałów kompozytowych i tworzyw adhezyjnych*, Opracowanie z pracy badawczej, O N504 0010 33, WAT Warszawa, 2010.

M. ROŚKOWICZ, M. ROŻEK

### Diagnose of the composite patch technical state

**Abstract.** The paper presents the results of experimental investigations in which diagnostic testing of the technical state of repair points was performed with the use of strain gauges that were bonded on the composite patches. Composite repair nodes were formed on the damaged plates made of an aluminium alloy 2024 T3 and on the damaged stabilator spar of Su-22 aircraft. The damages were repaired using metal insert and composite patch.

The sheets were supported articulated on four edges and sheared uniformly with the load  $q$  while the spar was loaded by bending moment on the test stand. The sheets patch was formed by vacuum bag technique and the spar patch was prepared by solvent laminating. The experimental testing of sheets was subjected to various cases of damage: as a bond lift-off in a zone at the edge of single strap or on boundary the edge of the damage and the metal insert and a complete bond lift-off of the metal insert.

In the research of the being repaired spar's node, an influence of cyclic loading on the change of strain was assessed. It was found that it is possible to diagnose the state of repair point in some cases of damage and that the defects found in the central part of the repair point does not significantly influence on the durability of the repair. In the diagnostic process, the visoelastic properties of composite patch should be taken into consideration, especially for the repair nodes subjected to cyclic loading.

**Keywords:** repair of machines and equipment, composites, adhesive joints, smart patches