



BIULETYN WAT  
VOL. LVI, NR 4, 2007

## Stateczność płyt naprawianych z wykorzystaniem materiałów kompozytowych

MAREK ROŚKOWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,  
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

**Streszczenie.** Przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych dotyczące stateczności płyt naprawianych z wykorzystaniem materiałów kompozytowych i połączeń adhezyjnych. Rozważano przypadki utraty stateczności płyty prostokątnej, wykonanej z blachy duralowej PA 7T4, podpartej przegubowo na czterech brzegach, ścinanej równomiernym obciążeniem  $q$ . Badaniom poddano płyty nieuszkodzone, płyty uszkodzone oraz naprawiane. Płyty naprawiano, wykorzystując wkładkę metalową i nakładkę wzmacniającą. Nakładkę wzmacniającą wykonano z materiału kompozytowego w postaci laminatu szklanego, węglowego i szklano-węglowego. Badania zrealizowano dla próbek, w których nakładki kompozytowe formowano na dwa sposoby: tylko na jednej powierzchni naprawianej płyty (nakładki jednostronne) oraz na dwóch powierzchniach płyty (nakładki dwustronne). Obserwowano, że naprawiane płyty, w zależności od sposobu naprawy (jednostronny, dwustronny) oraz struktury nakładki, charakteryzują różne krzywe obciążenie–odkształcenie. Najlepsze rezultaty otrzymano dla płyt naprawianych z wykorzystaniem dwustronnej nakładki wzmacniającej wykonanej z laminatu szklanego. Stwierdzono, że nakładki wzmacniające powinny charakteryzować dobre właściwości adhezyjne oraz odpowiednią wytrzymałość i sztywność.

**Słowa kluczowe:** wytrzymałość materiałów, stateczność, materiały kompozytowe, połączenia adhezyjne, naprawy maszyn i urządzeń

**Symbole UKD:** 539.4

### Wstęp

Skutecznym sposobem napraw uszkodzonych elementów konstrukcyjnych współcześnie eksploatowanych maszyn i urządzeń są naprawy wykonywane z wykorzystaniem nowoczesnych materiałów kompozytowych opartych na włóknach szklanych, węglowych i aramidowych spajanych z uszkodzoną strukturą tworzywami

adhezyjnymi. Naprawy realizowane z wykorzystaniem materiałów kompozytowych są szczególnie akceptowane i często wykonywane na statkach powietrznych, których cienkie elementy konstrukcyjne (ustroje cienkościenne poszycia kadłuba i skrzydeł) wykonane są ze stopu aluminium [1, 2]. Naprawy, w których spaja się elementy metaliczne z kompozytami, z powodzeniem stosuje się przede wszystkim do naprawy pękniętych struktur lotniczych oraz naprawy wgnieceń i ubytków poszycia kadłubów i skrzydeł [3, 4, 5]. Technologia napraw oparta na wykorzystaniu tego rodzaju tworzyw znalazła zastosowanie w lotnictwie ze względu na swoje zalety, m.in.: istotną redukcję poziomu naprężeń w uszkodzonych elementach konstrukcji oraz obniżenie poziomu ich koncentracji (spiętrzenia naprężeń), odtworzenie wytrzymałości statycznej i zmęczeniowej naprawianych elementów, przywrócenie pierwotnej sztywności konstrukcji (zmniejszenie prawdopodobieństwa wystąpienia niekorzystnych zjawisk, np. flatteru w uszkodzonych strukturach), możliwość wykonania naprawy konstrukcji o dowolnym kształcie bez wykorzystania dodatkowego oprzyrządowania i w ograniczonym czasie bezpośrednio na statku powietrznym w warunkach polowych (szczególnie cenna zaleta zauważona przez siły powietrzne różnych państw świata). Należy także zwrócić uwagę na fakt, że wykonanie naprawy nie jest związane z wykonywaniem dodatkowych otworów pod np. nity czy śruby, dzięki czemu naprawiane struktury nie są dodatkowo osłabiane. Tego rodzaju naprawy nie powodują również istotnej zmiany kształtu naprawianej powierzchni, a przez to eliminowane jest niebezpieczeństwo gwałtownej zmiany charakterystyk aerodynamicznych statków powietrznych. Dodatkowo doświadczenia np. Sił Powietrznych Australii z naprawianymi strukturami wojskowych statków powietrznych (m.in. C130 Herkules, C-141, F-111C, Mirage III, Sea King helicopter) wskazują na wysoką trwałość takich napraw. Eksploatowane są z powodzeniem statki powietrzne C-130, na których zostały wykonane naprawy ponad 20 lat temu.

Technologia naprawy pokryć statków powietrznych przy użyciu kompozytów i tworzyw adhezyjnych po raz pierwszy została wykorzystana w lotnictwie wojskowym (doświadczenia Sił Powietrznych Stanów Zjednoczonych z konfliktów w Azji Południowej), a następnie została zaadaptowana w lotnictwie cywilnym przez firmy lotnicze, takie jak: Airbus czy Boeing (w samolotach Boeing 727, 737, 747, 767 i należy przypuszczać, że również w samolocie 787, który wejdzie do eksploatacji w PLL LOT w 2008 r.). Zakres i technologia wykonywania tego rodzaju napraw są szczegółowo prezentowane w eksploatacyjnych dokumentach normatywnych (*Structural Repair Maintenance* — SRM w lotnictwie cywilnym) oraz wytycznych zawartych w Instrukcjach Naprawczych (lotnictwo wojskowe). Dokumenty powstają w oparciu o programy badawcze realizowane przez laboratoria producentów lotniczych i eksploatacyjne doświadczenia przekazywane przez przewoźników obsługujących statki powietrzne z naprawianymi elementami (istnieje konieczność informowania producentów o wykonanych naprawach i ich trwałości). Badania nad naprawianymi strukturami na potrzeby narodowych sił zbrojnych prowadzo-

ne są przez ośrodki badawcze na całym świecie w ramach własnych programów narodowych lub międzynarodowych programów badawczych. Znane są m.in. międzynarodowe programy tworzenia procedur naprawczych uszkodzonych struktur (*Composite Repair Engineering Development Program* — CREDP) pomiędzy Siłami Powietrznymi Kanady, Siłami Powietrznymi i Marynarką Wojenną Stanów Zjednoczonych a Siłami Powietrznymi Australii.

Najbardziej podatnym na uszkodzenia eksploatacyjne i bojowe elementem statków powietrznych jest struktura płatowca. Płatowiec, a w szczególności — jak wynika z analiz operacji lotniczych — skrzydła i powierzchnie sterowe są najbardziej narażone na uszkodzenia: w lotnictwie wojskowym poprzez trafienie pociskami amunicji małokalibrowej lub odłamkami pocisków raketowych, natomiast w lotnictwie cywilnym z powodu nieprzestrzegania warunków eksploatacji. Struktury wytrzymałościowe płatowców współcześnie eksploatowanych wojskowych samolotów i śmigłowców są tak projektowane, aby bezpośrednie trafienie pociskiem kalibru 27-30 mm nie powodowało zniszczenia struktury siłowej samolotu. W związku z tym większość uszkodzeń powstających w warunkach bojowych nie powoduje katastrofy samolotu czy śmigłowca i może być usunięta w wyniku wykonania naprawy w warunkach polowych. W lotnictwie cywilnym w wytycznych do realizacji naprawy przyjmuje się ogólną zasadę projektowania i wykonywania naprawy uszkodzonej struktury pod warunkiem zredukowania współczynnika bezpieczeństwa uszkodzonego elementu do poziomu nie niższego niż 1, 2 [6].

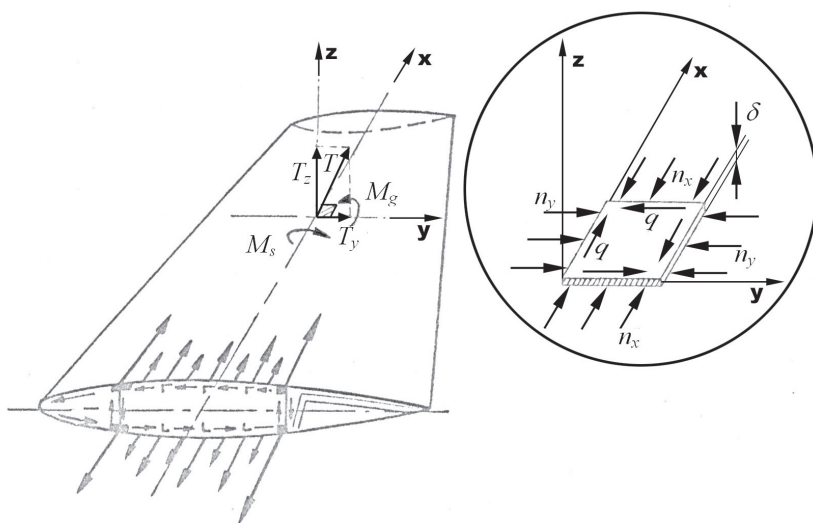
Jednym z typowych uszkodzeń konstrukcji cienkościennych składających się ze szkieletu i pokrycia, a do takich zaliczamy m.in. struktury współcześnie eksploatowanych statków powietrznych, jest zjawisko utraty stateczności pokrycia obciążonej konstrukcji [7]. Samo zjawisko przejścia z jednej postaci równowagi trwałej w drugą dla uszkodzonego pokrycia pojawia się przy znacznie mniejszej wartości obciążenia. W konstrukcjach lotniczych, gdzie ze względu na określoną wartość współczynnika bezpieczeństwa (1,5...1,7) dozwolona jest lokalna utrata stateczności pokrycia już przy obciążeniach dopuszczalnych występujących w locie, istnieje niebezpieczeństwo, że w przypadku uszkodzonego pokrycia odkształcenia obciążonej konstrukcji spowodują od razu ogólną utratę stateczności konstrukcji (wyboczeniu ulegnie nie tylko pokrycie, ale również elementy szkieletu) bez fazy początkowej, tj. lokalnej utraty stateczności. Stąd istnieje konieczność usuwania nawet najmniejszych uszkodzeń pokrycia poprzez naprawę pękniętych struktur i wgnieceń oraz likwidowanie ubytków poszycia. Istnieje również potrzeba poszukiwania zależności pomiędzy wielkością uszkodzenia a wartością sił krytycznych wywołujących to niekorzystne zjawisko oraz potrzeba oceny efektywności wykonywanych napraw na uszkodzonym pokryciu.

Określenie wartości siły krytycznej oraz ocena efektywności wykonanych napraw dla rzeczywistych konstrukcji lotniczych jest przedsięwzięciem trudnym do wykonania w warunkach laboratoryjnych i wiąże się z dużymi nakładami fi-

nansowymi. Dlatego też postanowiono przeprowadzić badania eksperymentalne na próbkach modelowych, których celem była ocena skuteczności napraw wykonywanych z wykorzystaniem materiałów kompozytowych i połączeń adhezyjnych. Badaniom poddano płyty nieuszkodzone, płyty uszkodzone (uszkodzenie w postaci otworu imitującego przebicie pokrycia statku powietrznego) oraz płyty uszkodzone i następnie naprawiane tworzywami kompozytowymi.

### Model badań eksperymentalnych

Analizując ogólny schemat obciążenia fragmentu pokrycia skrzydła (momentem zginającym  $M_g$ , skręcającym  $M_s$  oraz siłą tnącą  $T$ ), wyodrębnionego z pomiędzy dwóch sąsiadujących ze sobą żeber i podłużnic (rys. 1), stwierdzono, że na kierunkach osi  $x$ - $x$  oraz  $y$ - $y$  występują wydatki naprężeń normalnych  $n_x$ ,  $n_y$ , i stycznych  $q$ .



Rys. 1. Schemat obciążeń zewnętrznych skrzydła samolotu oraz wydatki naprężeń normalnych  $n_x$ ,  $n_y$  i stycznych  $q$

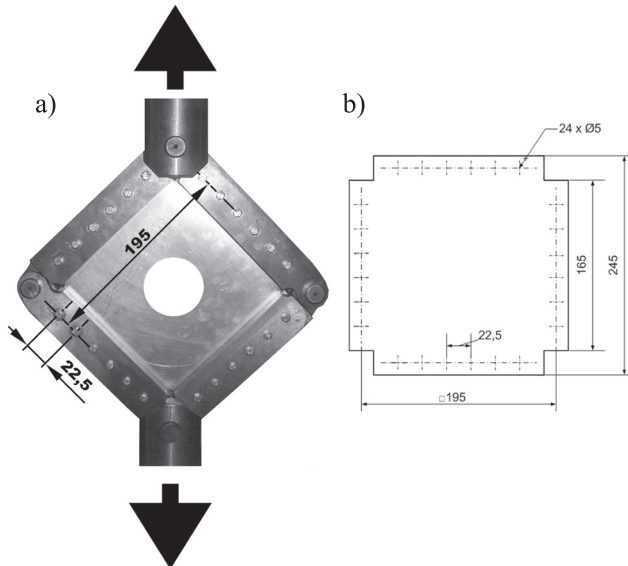
W wielu pracach poświęconych obliczeniom wytrzymałościowym konstrukcji lotniczych [7, 8] wykazano, że w przedstawionym na rysunku 1 schemacie obciążeń na kierunku  $y$ - $y$  uwzględnia się jedynie działanie wydatku naprężeń stycznych, a pomija się działanie wydatku naprężeń normalnych  $n_y$  (ze względu na małe ich wartości przy ocenie wyczerpania materiału). Zakłada się również, że naprężenia normalne i styczne, jakie występują na kierunku prostopadłym do powierzchni pokrycia ( $z$ - $z$ ) — ze względu na dużo mniejszą grubość pokrycia w porównaniu do pozostałych wymiarów oraz stosunkowo gęste podparcie elementami usztyw-

niającymi (żebrowymi i podłużnicami) — są małe i równomiernie rozłożone wzdłuż grubości pokrycia. W związku z tym pokrycie skrzydła pozostaje w płaskim złożonym stanie naprężenia, którego istnienie określa naprężenie zredukowane

$$\sigma_{zr} = \sqrt{\sigma_x^2 + 3\tau^2}. \quad (1)$$

Wartości naprężeń normalnych  $\sigma_x$  oraz naprężeń stycznych  $\tau$  działających w pokryciu można wyznaczyć wzorami:  $\sigma_x = n_x/\delta$  oraz  $\tau = q/\delta$ . Problemem pozostaje wyznaczenie wartości wydatków naprężeń normalnych i stycznych, które zależą od geometrii skrzydła, rozkładu obciążeń od sił aerodynamicznych i masowych, przekrojów poprzecznych dźwigarów, podłużnic i pokrycia wzdłuż rozpiętości skrzydła, momentów bezwładności przekrojów  $I_z$  i  $I_y$ , wartości momentów zginających w płaszczyznach  $zx$  i  $xy$ .

Metodę badań wytrzymałościowych cienkościennych płyt, równoważnych wycinkom obciążonych pokryć skrzydeł płatowca statku powietrznego znajdującego się pomiędzy dwoma sąsiednimi żeberkami i podłużnicami, w których występuje płaski złożony stan naprężeń, wykorzystali w swoich badaniach R. Cichowicz i J. Kierkowski [9]. Badania eksperymentalne dotyczyły wytrzymałości płyt poddanych ścinaniu. Rozważano przypadki utraty stateczności płyty prostokątnej podpartej przegubowo na czterech brzegach.



Rys. 2. Widok ramki wykorzystywanej w badaniach eksperymentalnych (a) oraz kształt i wymiary próbek płytowych przygotowanych do badań (b)

W badaniach własnych wykorzystano zaproponowaną metodę badań do oceny efektywności wykonywania naprawy uszkodzonej płyty z wykorzystaniem materiałów kompozytowych i połączeń adhezyjnych. Do badań wykorzystano przegubową ramkę, w której za pomocą śrub mocowano próbki płytowe o kształcie prezentowanym na rysunku 2. Ramka zapewniała sztywne podparcie krawędzi badanych próbek wzdłuż boków, tworzących kwadrat o wymiarach  $195 \times 195$  mm. Zastosowany kształt próbek oraz ich geometria odpowiadały fragmentom pokryć wypełniających przestrzenie struktur szkieletowych statków powietrznych o konstrukcji nitowanej. Badane fragmenty blach mocowano do przegubowej ramki za pomocą śrub o średnicy 5 mm, rozstawionych równomiernie wzdłuż krawędzi ramki z zachowaniem stałej podziałki rozstawu 22,5 mm.

Ramkę obciążano siłami zgodnie ze schematem zilustrowanym na rysunku 2a. W badaniach wyznaczano zmianę wartości obciążenia płyty w funkcji jej odkształcenia oraz nośność płyty. Przy badaniu płyty nieuszkodzonej (bez otworu) i uszkodzonej (z otworem) oraz płyt naprawianych materiałami kompozytowymi za nośność przyjmowano wartość siły niszczącej płytę lub wartość siły, przy której uszkodzeniu ulegało połączenie adhezyjne lub materiał kompozytowy.

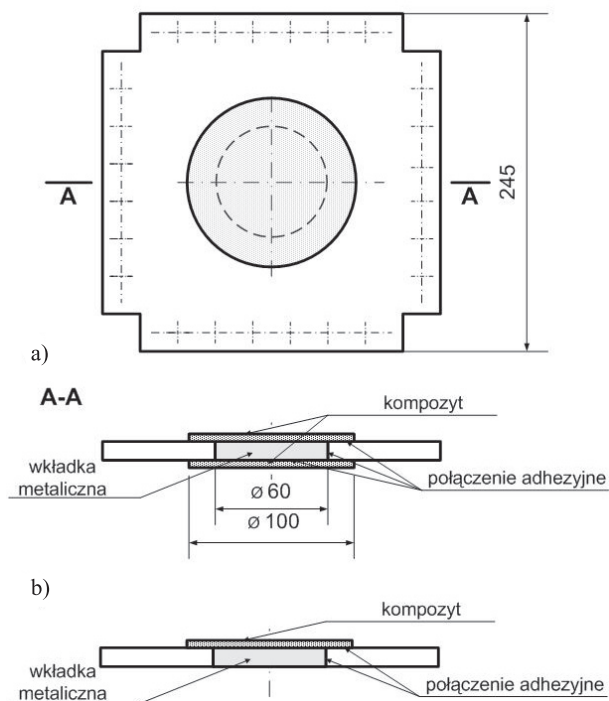
W trakcie wyznaczania zależności odkształcenia płyty od wartości obciążenia, obserwowano również moment utraty stateczności płyty, który objawił się spadkiem wartości obciążenia przy jednoczesnym wzroście odkształcenia. Obciążenie, przy którym następowało charakterystyczne załamanie krzywej przyjmowano jako obciążenie krytyczne. Po przekroczeniu obciążenia krytycznego płyta ulegała pofalowaniu i spadała jej sztywność w kierunku prostopadłym do płaszczyzny środkowej.

## Badania eksperymentalne

Badaniom eksperymentalnym poddano próbki wykonane w postaci płyt z duralowej blachy PA 7T4 o wymiarach prezentowanych na rysunku 2. Do badań wytypowano blachy o grubości 1 mm i 2 mm. W celu wykonania pełnej oceny skuteczności wykonanej naprawy z wykorzystaniem materiałów kompozytowych badaniom poddawano płyty nieuszkodzone, płyty uszkodzone i płyty naprawiane. Uszkodzenie płyty miało postać otworu o średnicy 60 mm wykonanego centralnie w płycie (wykonany otwór imitował typowe uszkodzenie pokrycia statku powietrznego). Próbki przygotowane do badań mocowano w przegubowej ramce (rys. 2) za pomocą śrub M5x70 rozłożonych równomiernie wzdłuż krawędzi ramki z zachowaniem stałej podziałki rozstawu 22,5 mm.

Naprawę uszkodzonych próbek zrealizowano poprzez wprowadzanie do otworu wkładki metalowej (wykonanej z tego samego materiału co badane próbki płytowe) i następnie metodą ręcznego nalaminowania kolejnych warstw tkaniny z włókien węglowych lub szklanych tworząc na zewnętrznej powierzchni płyty kompozytową

nakładkę wzmacniającą. Przygotowano próbki z nakładką wzmacniającą formowaną na jednej (rys. 3b) lub dwóch powierzchniach zewnętrznych płyty (rys. 3a). Do przesycania tkaniny szklanej i węglowej wykorzystano kompozycję opartą na żywicy epoksydowej Epidian 53 utwardzanej trietylenotetraaminą (TECZA). Próbki utwardzono pod naciskiem  $6,5 \text{ N/cm}^2$  przez 12 godzin w temperaturze otoczenia i następnie w temperaturze  $80^\circ\text{C}$  w czasie pięciu godzin.



Rys. 3. Schemat wykonania naprawy uszkodzonej płyty z nakładką wzmacniającą: dwustronną (a) i jednostronną (b)

Nakładki wzmacniające formowano w kształcie okrągłych łatek o średnicy 100 mm (w ten sposób pomiędzy krawędziami otworu i nakładki wzmacniającej kształtowano zakładkę o długości 20 mm). Do wykonania nakładek wzmacniających wykorzystano tkaniny o splocie prostym, w tym tkaninę szklaną belgijskiej firmy Syncoglass o gramaturze  $160 \text{ g/m}^2$  oraz tkaninę węglową firmy KDL również o gramaturze  $160 \text{ g/m}^2$ . Zaproponowany sposób naprawy uszkodzonych płyt zapewniał powstawanie połączeń adhezyjnych pomiędzy warstwą kompozytu a wkładką metaliczną i uszkodzoną płytą (por. rys. 3a).

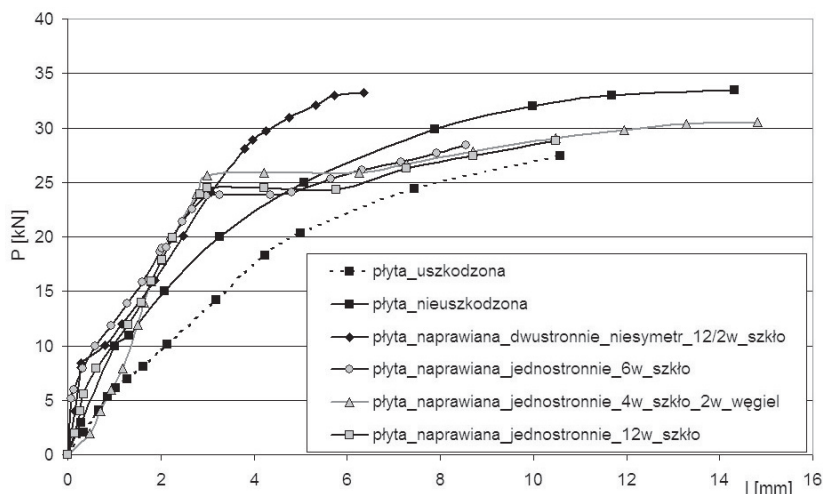
Powierzchnie, pomiędzy którymi formowano połączenie adhezyjne, przygotowano do klejenia metodą piaskowania elektrokorundem o granulacji ziarna F 40

(do piaskowania powierzchni płyty przeznaczonej do układania kolejnych warstw laminatu wykorzystywano wzornik z wyciętym otworem o średnicy 100 mm). Przed i po etapie piaskowania próbki były odfuszczone w benzynie ekstrakcyjnej i suszone w suszarce przez 15 min w temp. 60°C.

Po przygotowaniu próbki mocowano ją w ramce przyrządu i następnie zakładano ramkę z próbką w uchwyty maszyny wytrzymałościowej ZD-10, poddawano ją rozciąganiu z prędkością 15 mm/min. Dla każdej próbki rejestrowano przebieg zależności zmiany siły w funkcji przyrostu wydłużenia ramki ( $P = f(\Delta l)$ ).

Wykonano badania dla próbek, w których modyfikowano grubość nakładki wzmacniającej (poprzez zmianę ilości warstw w laminacie) oraz rodzaj tkaniny w poszczególnych warstwach laminatu (węglowe, szklane lub naprzemiennie szklane i węglowe). Badania zrealizowano dla próbek, w których nakładki kompozytowe formowano na dwa sposoby: tylko na jednej powierzchni naprawianej płyty — nakładki jednostronne oraz na dwóch powierzchniach płyty — nakładki dwustronne. Nakładki dwustronne realizowano jako nakładki symetryczne, tzn. o takiej samej ilości warstw kompozytu i identycznej strukturze laminatu w każdej z części nakładki. Wybrane wyniki dla płyt o grubości 1 mm z nakładkami jednostronnymi przedstawiono na rysunku 4, natomiast z nakładkami dwustronnymi — na rysunku 5. Dodatkowo, na potrzeby analizy porównawczej, na rysunku 4 umieszczono krzywą dla płyty naprawianej nakładkami dwustronnymi niesymetrycznymi, tzn. jedna część nakładki została wykonana jako laminat szklany 12-warstwowy, natomiast druga część jako laminat 2-warstwowy.

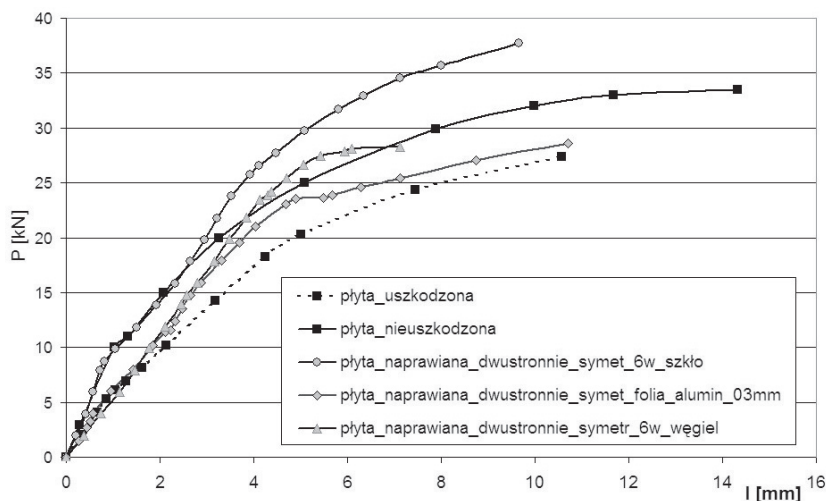
W celu rozpoznania mechanizmu niszczenia płyt wykonano również naprawę uszkodzonej próbki, w której jako nakładki wzmacniające dwustronne wykorzystano



Rys. 4. Charakterystyki obciążenia ( $P = f(\Delta l)$ ) płyt poddanych ścinaniu, wykonanych z duralowej blachy PA 7T4 o grubości 1 mm (płyty: nieuszkodzone, uszkodzone i naprawiane jednostronnie)



folię aluminiową o grubości 0,3 mm, a wyniki dla tego etapu badań zamieszczono na wykresie (rys. 5).

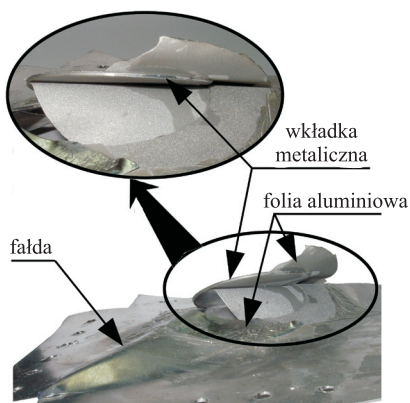


Rys. 5. Charakterystyki obciążenia ( $P = f(\Delta l)$ ) płyt poddanych ścinaniu wykonanych z duralowej blachy PA 7T4 o grubości 1mm (płyty: nieuszkodzone, uszkodzone i naprawiane dwustronnie)

Na podstawie przeprowadzonych badań stwierdzono, że naprawiane płyty, w zależności od sposobu naprawy (jednostronny, dwustronny, symetryczny, niesymetryczny) oraz struktury nakładek wzmacniających (kompozyt szklany, węglowy, szklano-węglowy) charakteryzują różne krzywe obciążenie–odkształcenie. Wszystkie naprawiane płyty, w zakresie obciążeń poniżej siły krytycznej wyznaczonej dla płyty nieuszkodzonej, wykazały wyższą od niej sztywność. Wydaje się, że taka prawidłowość wynikała z przyjętej metody naprawy, gdzie wykorzystano wkładkę metaliczną stanowiącą wypełnienie uszkodzonej płyty i wykonaną z tego samego materiału co uszkodzona płyta, oraz z zastosowania nakładki kompozytowej, która dodatkowo usztywniała płyty w obszarze krawędzi otworu.

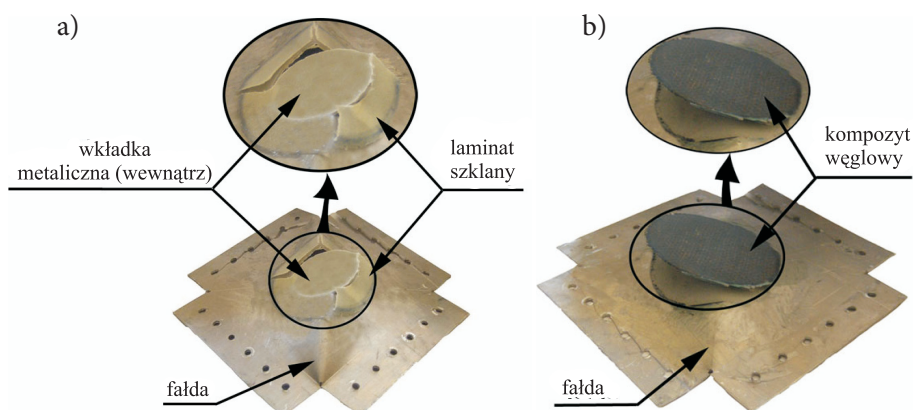
Obserwowano również charakterystyczne różnice pomiędzy krzywymi prezentowanymi na rysunkach 4 i 5. Płyty naprawiane jednostronnie, po przekroczeniu określonej stałej wartości obciążenia ulegały gwałtownemu odkształceniu (charakterystyczny „uskok” na krzywej). Interesujący jest także fakt, że niezależnie od rodzaju nakładki wzmacniającej (w postaci kompozytu szklanego 6- i 12-warstwowego czy szklano-węglowego) wartość obciążenia, przy której nastąpiła gwałtowna zmiana charakteru krzywej była porównywalna i wynosiła około 25 kN. Moment gwałtownej zmiany przebiegu krzywej z pewnością związany był z niszczeniem połączenia adhezyjnego pomiędzy metaliczną wkładką a kompozytową nakładką i dynamicznym wypchnięciem metalicznej wkładki z otworu. Jednocześnie uszkodzeniu ulegało również połączenie adhezyjne pomiędzy kompozytową nakładką a płytą.

Wpływ na uzyskane wyniki badań eksperymentalnych naprawianych płyt i przebieg otrzymanych krzywych miał również sam mechanizm niszczenia naprawianej płyty, który obserwowano, wykorzystując płytę naprawianą nakładkami wzmacniającymi w postaci folii aluminiowej. Płyta, poddana ścinaniu ulegała pofalowaniu, a jej całkowite uszkodzenie nastąpiło w wyniku zniszczenia nakładki na krawędziach otworu i metalicznej wkładki oraz jej oderwania od płyty (rys. 6). Sama wkładka nie uległa trwałym odkształceniom.



Rys. 6. Widok płyty naprawianej z zastosowaniem aluminiowej nakładki wzmacniającej po badaniach niszczących

Na podstawie przeprowadzonych badań, których celem było rozpoznanie mechanizmu niszczenia naprawianych płyt można stwierdzić, że nakładki wzmacniające, które uległy uszkodzeniu zgodnie ze schematem prezentowanym na rysunku 7a cechowała zbyt mała wytrzymałość, natomiast nakładki, które uległy



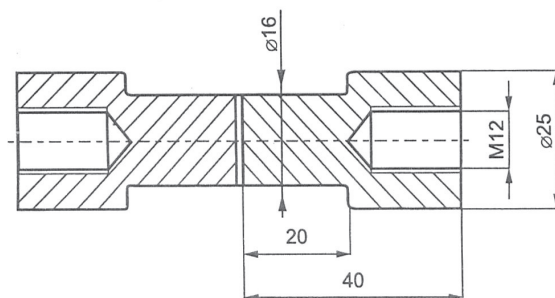
Rys. 7. Przykłady zniszczenia nakładek wzmacniających: a) mechaniczne uszkodzenie na laminowanej nakładce; b) oderwanie nakładki od naprawianej płyty

uszkodzeniu w wyniku oderwania od naprawianej płyty charakteryzowała zbyt duża sztywność i przede wszystkim niewystarczająca wartość sił adhezji pomiędzy nakładką a naprawianą płytą.

Wydaje się, że zbyt mała wartość sił adhezji występujących między nakładką wzmacniającą a naprawianą płytą była zasadniczą przyczyną mniejszej sztywności i nośności płyt naprawianych kompozytem węglowym w porównaniu do płyt regenerowanych nakładkami z laminatu szklanego (przy takiej samej liczbie warstw kompozytów w laminacie). Nakładki wzmacniające w postaci kompozytu węglowego ulegały oddzieraniu natychmiast po obciążeniu badanych płyt. Objawiało się to charakterystycznymi „trzaskami” po zadaniu obciążenia. W ten sposób laminat węglowy, który charakteryzuje większa sztywność niż szklany (wyższa wartość modułu sprężystości wzdłużnej) w momencie obciążenia płyty został oderwany od płyty — nastąpiło adhezyjne zniszczenie połączenia klejowego (w pierwszej kolejności po stronie wklęsłej formującej się fałdy) i w kolejnych etapach badania płyty nakładka wzmacniająca nie przenosiła obciążenia. Znacznie korzystniejsze warunki przenoszenia obciążenia obserwowano w próbkach naprawianych kompozytem szklanym.

Powyższe spostrzeżenia dotyczące niskich właściwości adhezyjnych kompozytu węglowego postanowiono sprawdzić eksperymentalnie, wykonując dodatkowe badania, których celem było porównanie wielkości sił adhezji występujących w połączeniach kompozytu węglowego i szklanego ze stopem aluminium PA 7T4.

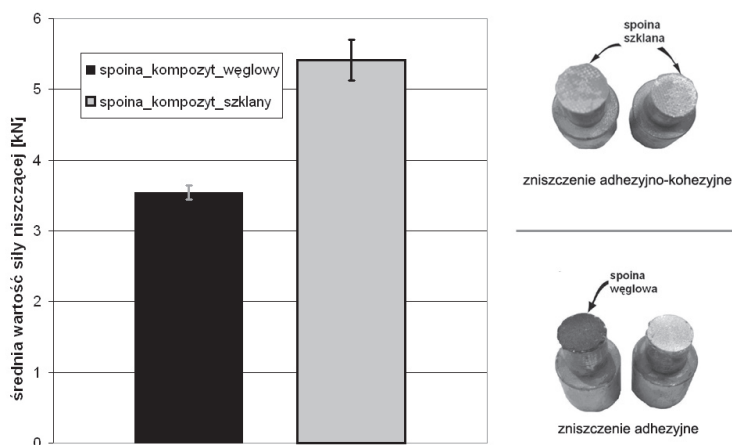
Badania wykonano, wykorzystując próbki cylindryczne o kształcie i wymiarach prezentowanych na rysunku 8.



Rys. 8. Kształt i wymiary próbek obciążonych osiowo-symetrycznie na odrywanie

Próbki przygotowano poprzez spajanie ich elementów przesyconą tkaniną szklaną i węglową, formując w ten sposób spoiny w postaci kompozytu szklanego lub węglowego. Do przesykania tkaniny szklanej i węglowej wykorzystano powtórnie kompozycję opartą na żywicy epoksydowej Epidian 53 utwardzanej trietylenotetraaminą (TECZA). Próbki, podobnie jak w pierwszym etapie badań, utwardzono

przez 12 godzin w temperaturze otoczenia i następnie w temperaturze 80°C w czasie pięciu godzin. Powierzchnie do spajania przygotowano metodą piaskowania. Próbkki zostały obciążone osiowosymetrycznie na odrywanie, a w badaniach oznaczano ich wytrzymałość doraźną. Badaniom poddano po 6 próbek, wyznaczając średnią arytmetyczną z eksperymentu. Przedziały ufności dla każdej próby określone metodą t-Studenta dla poziomu ufności  $\tilde{1} - \alpha = 0,05$ . Wyniki z tego etapu badań zaprezentowano na rysunku 9.



Rys. 9. Porównanie wytrzymałości doraźnej połączeń czołowych ze spoinami w formie kompozytu szklano-epoksydowego (spoina szklana) i węglowo-epoksydowego (spoina węglowa) oraz postaci zniszczenia połączenia

Przedstawione na rysunku 9 wyniki ilustrują istotne różnice w wytrzymałości doraźnej połączenia w zależności od rodzaju tkaniny tworzącej strukturę spoiny. Połączenia, w których spoina miała postać kompozytu szklanego charakteryzowały się wytrzymałością ponad 50% większą w odniesieniu do wytrzymałości połączeń, w których zastosowano kompozyt węglowy. Słabe właściwości adhezyjne kompozytu węglowego miały istotny wpływ na niższą wytrzymałość próbek naprawianych z zastosowaniem tego materiału.

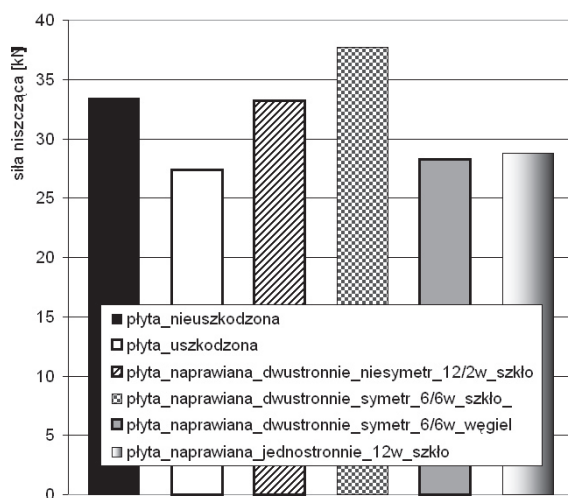
## Podsumowanie

W pracy zastosowano oryginalną metodę naprawy z wykorzystaniem wkładki metalicznej (stanowiącej wypełnienie uszkodzonej płyty), materiałów kompozytowych i połączeń adhezyjnych. Wkładka metaliczna (o identycznej sztywności co naprawiana płyta) w przyjętym rozwiązaniu pełniła ważną funkcję. Pomimo że sama po przekroczeniu siły krytycznej nie ulegała trwałym odkształceniom (w przeciwieństwie do badanych płyt — por. rys. 6), zapewniała w połączeniu

z kompozytowymi nakładkami właściwą sztywność naprawianej płyty. Na podstawie przeprowadzonych badań wykazano również, że nakładki kompozytowe powinny cechować szczególne właściwości. Powinny charakteryzować je dobre właściwości adhezyjne oraz odpowiednia wytrzymałość i sztywność.

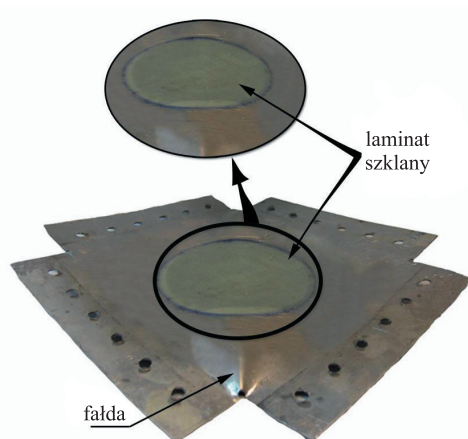
Na podstawie przeprowadzonych badań należy także sformułować zalecenie związane ze stosowaniem nakładek wykonanych z laminatów szklano-węglowych lub węglowych, stosowanych w naprawach elementów wykonanych ze stopów aluminium. Ze względu na istotne różnice w adhezji pierwszą warstwę w laminacie należy formować z kompozytu szklanego. W przypadku stosowania laminatu opartego tylko na kompozycie węglowym zaleca się zastosowanie warstwy pośredniej wykonanej z kompozytu szklanego. Nie wpłynie to znacząco na zmianę właściwości wytrzymałościowych nakładki, a istotnie poprawi jej właściwości adhezyjne.

W badaniach własnych najlepsze rezultaty otrzymano dla płyt naprawianych z wykorzystaniem dwustronnej nakładki wzmacniającej wykonanej z 6-warstwowego laminatu szklanego. Charakterystyka  $P = f(\Delta l)$  otrzymana dla tak naprawianej płyty w znaczącym zakresie pokrywała się z charakterystyką otrzymaną dla płyty nieuszkodzonej (por. rys. 5). Obciążenie, przy którym płyta ulega zniszczeniu (nośność płyty), było większe niż dla próbki nieuszkodzonej — rysunek 10 (przy wartości siły równej 37,8 kN przerwano badanie ze względu na ustawiony dla tego etapu badań zakres maszyny wytrzymałościowej na poziomie 40 kN).



Rys. 10. Porównanie wartości obciążeń niszczących płyt naprawianych różnymi metodami

W czasie badań nakładki wzmacniające nie uległy zniszczeniu, a po odciążeniu płyty obserwowano interesujące zjawisko znacznej redukcji wielkości fałdy w części środkowej naprawianej płyty (rys. 11).



Rys. 11. Widok płyty naprawianej z wykorzystaniem dwustronnej nakładki wzmacniającej wykonanej z 6-warstwowego laminatu szklanego, po odciążeniu fałda pozostała tylko na krawędziach płyty

Najmniejsza nośność charakteryzowała płyty naprawiane z wykorzystaniem dwustronnej nakładki wzmacniającej wykonanej z 6-warstwowego laminatu węglowego oraz płyty naprawiane jednostronną 12-warstwową nakładką z laminatu szklanego.

Na podstawie otrzymanych wyników badań można również stwierdzić, że naprawy wykonywane metodą nalaminowania dwustronnej nakładki są znacznie korzystniejsze od napraw jednostronnych. Wprowadzenie do węzła naprawczego z jednostronną, 12-warstwową nakładką, formowaną z kompozytu szklanego drugiej nakładki, nawet w postaci tylko 2-warstwowego laminatu, skutkowało istotnym podwyższeniem nośności płyty (nośność porównywalna z wartością otrzymaną dla płyty nieuszkodzonej (rys. 10)). Płyty naprawiane w ten sposób nie wykazywały również charakterystycznego dla płyt naprawianych jednostronną nakładką „uskoku” na krzywej obciążenie–odkształcenie.

W cienkościennych konstrukcjach lotniczych istnieje możliwość wykonywania napraw z zastosowaniem nowoczesnych materiałów kompozytowych i adhezyjnych. W tym celu należy:

- przygotować obrzeże otworu uszkodzonego pokrycia;
- przygotować wkładkę metalową i następnie umieścić ją w otworze;
- wykonać dwustronną nakładkę wzmacniającą z kompozytu, pamiętając o zastosowaniu na nakładkę materiałów wykazujących dobre właściwości adhezyjne do naprawianych materiałów i o tym, aby nakładkę cechowała właściwa wytrzymałość i sztywność.

Należy jednak zaznaczyć, że wprowadzenie do eksploatacji statków powietrznych procedur napraw uszkodzonych konstrukcji wykonywanych w oparciu o technologię, w której są stosowane materiały kompozytowe i adhezyjne wiąże się z ko-

niecznością rozszerzenia zakresu badań m.in. o badania trwałościowe (trwałość zmęczeniowa niskocyklowa i statyczna czasowa w podwyższonej temperaturze) oraz badania środowiskowe.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2007-2010 jako projekt badawczy O N504 0010 33.

Artykuł wpłynął do redakcji 5.10.2007 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w grudniu 2007 r.

#### LITERATURA

- [1] R. JONES, W. K. CHIU, R. SMITH, *Airworthiness of composite repairs: failure mechanisms*, Engineering Failure Analysis, 2, 1995, 117-128.
- [2] R. A. BARTHOLOMEUS, J. J. PAUL, J. D. ROBERTS, *Application of bonded composite repair technology to Civilian Aircraft - 747 Demonstrator Program*, Proceedings International Conference on Aircraft Damage Assessment and Repair. The Institution of Engineers Australia, 1991.
- [3] W. SCHWEINBERG, *Advanced composite repairs of the C-141 wing structures*, Proc. of Composite Repair of Aircraft Structures, symp. University of British Columbia, Vancouver, 1995.
- [4] J. SMITH, *Desing and Structural Validation of CF116 wing structure using bonded composites*, Proc. of Composite Repair of Aircraft Structures, symp. University of British Columbia, Vancouver, 1995.
- [5] A. BAKER, R. CHESTER, M. DAVIS, J. ROBERTS, J. RETCHORD, *Reinforcement of the F-111 wing pivot fitting with a boron/epoxy doubler system—materials engineering aspects*, Composites, 1993.
- [6] A. BAKER, P. CHALKLEY, *Development of a generic repair joint for certification of bonded composite repairs*, International Journal of Adhesion and Adhesives, 19, 1999, 121-132.
- [7] Z. BRZOSKA, *Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych*, PWN, Warszawa, 1965.
- [8] S. DANILECKI, *Konstruowanie samolotów: wyznaczanie obciążeń*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2004.
- [9] R. CICHOWICZ, J. KIERKOWSKI, *Zagadnienia wytrzymałości płyty ścinanej wzmocnionej klejoną nakładką*, Biul. WAT, nr 11, Warszawa, 1972.
- [10] M. NIEZGODZIŃSKI, T. NIEZGODZIŃSKI, *Wytrzymałość materiałów*, PWN, Warszawa, 2000.

M. ROŚKOWICZ

#### Stability of plates repaired with bonded composites

**Abstract.** The results of experimental investigations of static stability of plate repaired with the use of fibre-composites and adhesively bonded are presented. The cases of stability loss of rectangular plates, made of PA 7T4 aluminum alloy that have been articulately supported at four edges and have sheared uniformly with  $q$  load were considered. Studies are based on free from damage, damaged and repaired plates. Plates are repaired with the use of metallic insert and reinforced strap. The reinforced strap was made of composite materials — glass, carbon and glass-carbon laminates. Research was carried out with test specimens which composite reinforced strap was formed by two method: first, only one surface of the plate (single strap) and second, both surfaces of the plate (double-sided

strap). Repair plates, depending on the repair method (single or double-sided strap) and structure of reinforced strap were characterized by different load-strain curves. The best results were obtained for the plate which was repaired with the use of a double-sided glass composite strap. Repaired plates, depending on the repair method (single or double-sided strap) and a structure of a reinforced strap were characterized by different load-strain curves. The best results were obtained for the plates which were repaired using a double-sided glass composite strap. It was stated that reinforced straps were characterized with good adhesion and strength and stiffness.

**Keywords:** mechanics of materials, stability, composites, adhesive joints, repairs of machines and devices

**Universal Decimal Classification:** 539.4