

NUMERYCZNA I EKSPERYMENTALNA ANALIZA ROZWOJU DELAMINACJI WYBOCZENIOWYCH W WARUNKACH OBCIĄŻEŃ QUASI-STATYCZNYCH

PIOTR BAJURKO

Centrum Technologii Kompozytowych, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
piotr.bajurko@ilot.edu.pl

Streszczenie

Prezentowane w artykule badania stanowią fragment prac mających na celu opracowanie wzorcowej metodyki oceny wpływu uszkodzeń na trwałość i wytrzymałość konstrukcji wykonanych z nowoczesnych materiałów kompozytowych. Prace te realizowano w Instytucie Lotnictwa w ramach projektu POIG TEBUK „Opracowanie technologii badań odporności na uszkodzenia lotniczych i kosmicznych kompozytowych struktur nośnych”. Zaprezentowane badania dotyczą próbek prostokątnych wykonanych z preimpregnatu węglowo-epoksydowego o wymiarach 150×100×3,96 mm z centralnie umieszczoną delaminacją kołową o średnicy 40 mm. Zbadano numerycznie i eksperymentalnie rozwój delaminacji pod wpływem obciążeń quasi-statycznych. Badania numeryczne obejmowały liniową analizę wyboeczeniową odseparowanych delaminacją warstw oraz nieliniową analizę rozwoju delaminacji. Wyniki badań numerycznych porównano z wynikami badań eksperymentalnych. Badania wykazały, że obiekt badawczy ze względu na zbyt małą grubość okazał się zbyt wiotki, aby przeprowadzić prawidłową weryfikację.

Słowa kluczowe: wyboeczenie delaminacji, rozwój delaminacji, MES, elementy kohezyjne

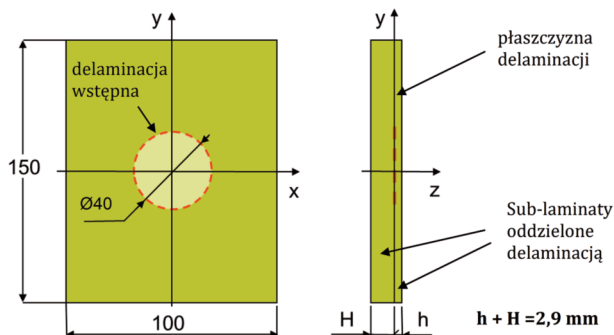
1. WPROWADZENIE

W ostatnich kilku dekadach nastąpił wyraźny wzrost zainteresowania laminatami kompozytowymi w przemyśle lotniczym i kosmicznym ze względu na ich wysoką wytrzymałość w stosunku do masy [1] [2] [3]. Kompozyty takie ze względu na warstwową strukturę, jak również zróżnicowaną orientację poszczególnych warstw mają niską odporność na pęknięcie międzywarstwowe. W skutek tego najczęściej występującą wadą w laminatach kompozytowych są rozwarstwienia powstałe głównie w procesie wytwarzania lub eksploatacji na skutek uderzeń niskoenergetycznych. Jeśli w strukturze kompozytu zostanie wykryta delaminacja konieczne jest przeprowadzenie weryfikacji, czy dany element kompozytowy należy wymienić, naprawić, bądź pozostawić bez zmian, w przypadku, gdy nie stanowi zagrożenia w dalszej eksploatacji. W ocenie ryzyka wystąpienia rozwoju delaminacji pomocnym narzędziem są analizy numeryczne. Obecnie jednym z najczęściej stosowanych narzędzi do przeprowadzania tego typu analiz jest oprogramowanie z użyciem metod elementów skończonych (MES). W artykule zaprezentowano modelowanie i analizę rozwoju delaminacji z wykorzystaniem elementów kohezyjnych. Zakres prac i badań wykonano w ramach projektu POIG TEBUK „Opracowanie technologii badań odporności

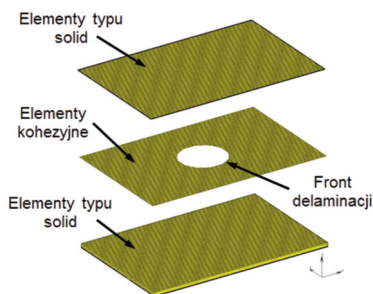
na uszkodzenia lotniczych i kosmicznych kompozytowych struktur nośnych”, realizowanego w Instytucie Lotnictwa. Zasadniczym celem projektu było opracowanie wzorcowej metodyki oceny wpływu mechanicznych i produkcyjnych uszkodzeń na trwałość i wytrzymałość konstrukcji wykonanych z nowoczesnych materiałów kompozytowych. Przedstawione wyniki analiz numerycznych stanowią fragment prac dotyczących symulacji numerycznych wrażliwości struktury kompozytowej na uszkodzenia. Zbadano możliwość rozwoju delaminacji kołowej umieszczonej w prostokątnej próbce o wymiarach 100×150 mm i konfiguracji zbrojenia tożsamej z konfiguracją zbrojenia poszycia demonstratora TEBUK [4]. Przeprowadzono również badania eksperymentalne, które miały na celu weryfikację modelu numerycznego.

2. GEOMETRIA I STRUKTURA MODELU NUMERYCZNEGO

Model próbki dobrano w taki sposób, aby możliwa była do przeprowadzenia weryfikacja eksperymentalna wyników numerycznych w standardowym uchwycie do badań wytrzymałości reszkowej (Compression After Impact – CAI) wg normy ASTM D7137/D7137M [2]. Kształt oraz wymiary próbki kompozytowej zastosowane w modelu numerycznym przedstawiono na rysunku 1.



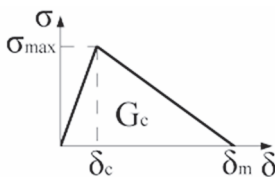
Rys. 1. Kształt i wymiary modelu numerycznego (opracowanie własne)



Rys. 2. Widok modelu w rozstrzeleniu (opracowanie własne)

W modelowanej próbce zastosowano konfigurację ułożenia warstw odpowiadającą konfiguracji zbrojenia poszycia demonstratora TEBUK: $[0/90/0//90/0/0/+45/-45/-45/+45/+45/-45/-45/+45/0/0/90/0/90/0]$, gdzie symbol // oznacza usytuowanie delaminacji. Struktura laminatu modelowana była za pomocą kompozytowych elementów bryłowych (elementy typ 185 wg nomenklatury MARC). Natomiast w celu umożliwienia symulacji rozwoju delaminacji w płaszczyźnie jej spodziewanego rozwoju zastosowano ośmiowęzłowe elementy kohezyjne (elementy typ 188 wg nomenklatury MARC) o zerowej grubości. Widok modelu w rozstrzeleniu z wyodrębnionymi sublaminatami i warstwą elementów kohezyjnych zamieszczono na rysunku 2.

Wprowadzenie wstępnej delaminacji w modelu numerycznym zrealizowano poprzez usunięcie z warstwy elementów kohezyjnych elementów odpowiadających obszarowi założonego rozwarstwienia (Rys. 2). W celu zniwelowania wpływu kształtu siatki MES na rozwój delaminacji model zbudowany został z jednorodnych prostopadłościennych elementów o podstawie kwadratu 1×1 mm. Wymiar każdego elementu kohezyjnego jest równy wielkości podstawy przylegających do niego elementów kompozytowych. Zależność naprężenie – przemieszczenie elementu kohezyjnego przedstawiono na rysunku 3.



Rys. 3. Zależność naprężenie – przemieszczenie elementu kohezyjnego [3]

Pierwszy fragment zależności (Rys. 3) to liniowa funkcja między naprężeniami i przemieszczeniami. Jest to zakres sprężysty odpowiadający nieuszkodzonemu materiałowi. Po przekroczeniu przemieszczenia δ_c odpowiadającego maksymalnemu naprężeniu σ_{max} następuje nieodwracalny wzrost uszkodzenia (spadek sztywności). Natomiast po przekroczeniu przemieszczenia maksymalnego $\delta > \delta_m$ występuje całkowite uszkodzenie elementu, czyli zerwanie połączenia między górną i dolną powierzchnią elementu kohezyjnego, co jest jednoznaczne z przyrostem delaminacji o pole powierzchni elementu. Pole pod krzywą (pole trójkąta) odpowiada pracy, jaką należy wykonać do całkowitego zerwania elementu. Wartość tej pracy określona jest mianem krytycznej wartości współczynnika uwalniania energii (WUE) G_c . W przypadku modeli 3D element kohezyjny podlega nie tylko separacji na skutek „rozrywania” w kierunku normalnym, ale podlega również obciążeniom ścinającym. Klasyczna mechanika pęknięcia wyróżnia trzy podstawowe sposoby pęknięcia. Dla każdego z tych przypadków kohezja może mieć inne parametry. Parametry elementu kohezyjnego zastosowanego w modelu przedstawiono w tabeli 1 [6]. Wymienione parametry dla poszczególnych przypadków pęknięcia oznaczono indeksami *I* dla pierwszego sposobu pęknięcia [7] i [8], *II* dla drugiego sposobu pęknięcia [9] oraz *III* dla trzeciego sposobu pęknięcia [10].

Tab. 1. Parametry charakterystyki elementu kohezyjnego [6]

Współczynniki uwalniania energii		Parametry el. kohezyjnego	
G_{Ic} (N/m)	300	δ_c (mm)	0.0005
G_{IIc} (N/m)	900	δ_{mII} (mm)	0.0180
G_{IIIc} (N/m)	900	$\delta_{mIII} = \delta_{mII}$ (mm)	0.0270

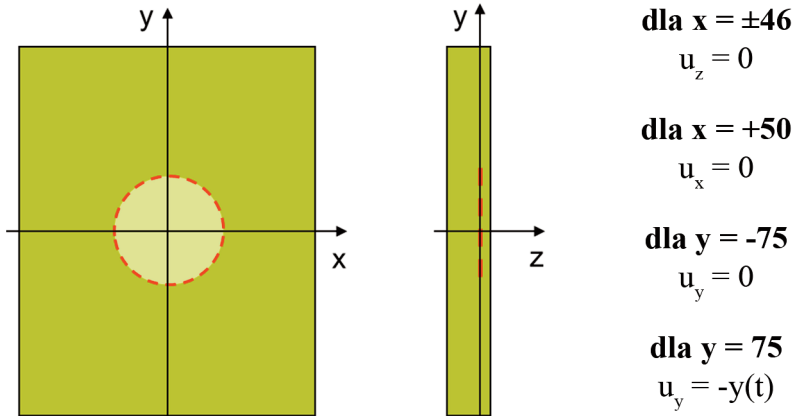
3. DANE MATERIAŁOWE BADANEGO OBIEKTU

Jako właściwości sprężyste materiału zastosowanego w modelu numerycznym użyto dane materiałowe prepregu węglowego jednokierunkowego MTM46/HTS5631(12K)-150gsm-35%RW podane przez producenta – firmę Advanced Composites Group:

1. $E_{11} = 128290$ MPa;
2. $E_{22} = 8760$ MPa;
3. $E_{33} = 8760$ MPa;
4. $\nu_{12} = 0,288$;
5. $\nu_{13} = 0,288$;
6. $\nu_{23} = 0,320$;
7. $G_{12} = 4270$ MPa;
8. $G_{13} = 4270$ MPa;
9. $G_{23} = 3000$ MPa.

4. WARUNKI BRZEGOWE I OBCIĄŻENIA MODELU

Warunki brzegowe zastosowane w modelu odwzorowują sposób mocowania próbki podczas badania w uchwycie CAI (ASTM D7137/D7137M), który zapobiega globalnemu wyboczeniu próbki podczas testu. Warunki brzegowe oraz obciążenia modelu numerycznego przedstawiono na rysunku 4.



Rys. 4. Warunki brzegowe zastosowane w modelu (opracowanie własne)

Odzwierciedlenie warunków próby CAI zrealizowano w modelu numerycznym poprzez zablokowanie stopni swobody w kierunku X na krawędzi $X = +50$ mm; w kierunku Y zablokowano stopnie swobody na krawędzi $Y = -75$ mm; w kierunku Z zablokowano stopnie swobody na krawędzi próbki $X = \pm 46$ mm, natomiast obciążenie ściskające zrealizowano poprzez przyłożenie przemieszczenia ściskającego w kierunku Y na krawędzi $Y = 75$ mm. Uszkodzenie struktury zastosowanego kompozytu spodziewane jest w warunkach odkształceń równych około 1%, co odpowiada ściśnięciu badanej próbki o 1,5 mm. Graniczna wartość przemieszczenia ściskającego u_{y_max} , jaką przyjęto w przeprowadzanej analizie wynosi 1 mm.

5. ETAPY PRZEPROWADZANIA ANALIZ NUMERYCZNYCH

Warunkiem koniecznym wystąpienia rozwoju delaminacji jest jej uprzednie wyboczenie. Aby uwzględnić ten warunek w modelu numerycznym, analizę prowadzono dwuetapowo. W pierwszym etapie wykonano liniową analizę wyboczeniową, mającą na celu określenie krytycznej wartości obciążenia, podczas którego występuje utrata stateczności delaminacji. Natomiast drugim etapem było wykonanie nieliniowej analizy rozwoju delaminacji po wyboczeniu. W etapie tym wyodrębnić można dwa podetapy:

1. „Wymuszenie” wyboczenia odseparowanych delaminacja warstw – polegające na ściskaniu badanej próbki (w warunkach kontrolowanego przemieszczenia) do momentu osiągnięcia ~ 110 % obciążenia krytycznego z jednoczesnym przyłożeniem dodatkowego obciążenia powodującego zaburzenie stateczności odseparowanych delaminacją wartsw, a w konsekwencji ich wyboczenie. W modelu tym obciążeniem zaburzającym było ciśnienie przyłożone na wewnętrzną powierzchnię rozwarstwienia.
2. Analiza rozwoju delaminacji – po usunięciu ciśnienia wewnątrz delaminacji kontynuowane jest ściskanie próbki, co powoduje wzrost wyboczenia, a zatem i przyrost delaminacji.

Zastosowane na początku analizy „wymuszenie” wyboczenia powoduje, że odkształcenia rejestrowane na zewnętrznej powierzchni płytki mają zafalszowane wartości. Aby to zniwelować powtórzone fragment analizy ściskania, w którym przykładane jest ciśnienie wymuszające wyboczenie delaminacji, następnie odciążano (zmniejszono przemieszczenie ściskające) model bez ciśnienia. Wartości odkształceń zarejestrowane podczas odciążania wykorzystano do zastąpienia wyników odkształceń rejestrowanych w trakcie wymuszania wyboczenia.

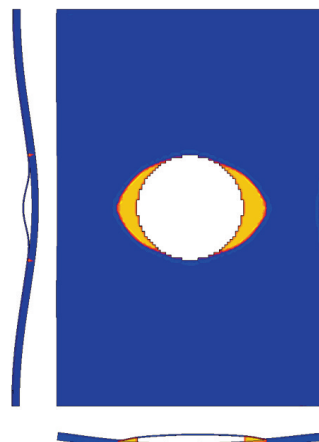
6. WYNIKI OBLICZEŃ NUMERYCZNYCH

Jako rezultat liniowej analizy wyboczeniowej uzyskano wartości przemieszczeń krytycznych u_{y_kr} , przy których następuje utrata stateczności delaminacji. Tabela 2 przedstawia wartości przemieszczeń krytycznych dla dwóch pierwszych postaci wyboczenia. Przedstawione wyniki uzupełniono wartościami sił krytycznych F_{kr} odpowiadających wyznaczonemu przemieszczeniu.

Tab. 2. Przemieszczenia i siły krytyczne dla dwóch pierwszych postaci wyboczenia

Postać wyboczenia	Przemieszczenia i siły krytyczne
I postać wyboczenia	$u_{y_kr} = 0,124$ mm $F_{kr} = 14,2$ kN
II postać wyboczenia	$u_{y_kr} = 0,197$ mm $F_{kr} = 22,5$ kN

Jako rezultat nieliniowej analizy uzyskano przyrost obszaru delaminacji. Obszar delaminacji dla przemieszczenia ściskającego równego 1 mm przedstawiono na rysunku 5. Rysunek ten przedstawia widok na warstwę elementów kohezyjnych, który uzupełniony został widokami przekrojów płytki w płaszczyźnie YZ i XZ. Przekroje te obrazują postać wyboczenia odseparowanych warstw kompozytu. Żółte obszary oznaczają elementy kohezyjne, które uległy zerwaniu na skutek przekroczenia przemieszczenia δ_m , zatem obszar ten odzwierciedla obszar delaminacji. Niebieski obszar odzwierciedla elementy nieuszkodzone lub znajdujące się w zakresie sprężystym charakterystyki pokazanej na rysunku 3. Natomiast obszar o zabarwieniu czerwonym, pomiędzy obszarem niebieskim a żółtym, reprezentuje elementy kohezyjne, które znajdują się w zakresie nieodwracalnej degradacji sztywności.



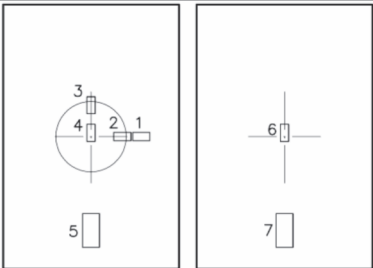
Rys. 5. Obszar delaminacji odpowiadający przemieszczeniu ściskającemu równemu 1 mm (opracowanie własne)

Wyniki odkształceń zaprezentowano w rozdziale 9 wraz z wynikami eksperymentalnymi.

7. BADANIA EKSPERYMENTALNE PRÓBKKI

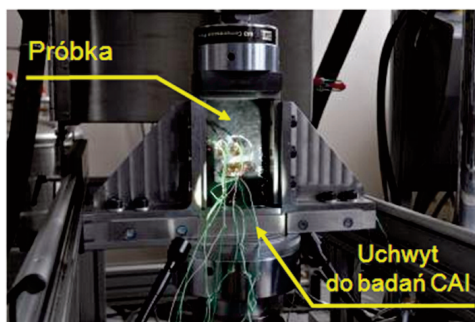
W celu oceny jakościowej modelu numerycznego opracowano i przeprowadzono eksperyment podobny do testu CAI wg normy ASTM D7137/D7137M-05. Kształt oraz wymiary próbek odpowiadają parametrom przedstawionym na rysunku modelu numerycznego (Rys. 1). Parametry badanej próbki przytoczono w tabeli 3.

Tab. 3. Parametry badanej próbki

Obiekt badań	
Dane spoiwa i zbrojenia	Preimpregnat węglowy jednokierunkowy MTM46/HTS(12K)-150-35%RW
Układ warstw	[0/90/0/ wkładka teflonowa90//0/0/+45/-45/-45/+45/+45/-45/-45/+45/0/0/90/0/90/0]
Wymiary nominalne próbki	100×150 mm
Średnica delaminacji	40 mm
Średnia grubość warstwy	0,145 mm
Warunki środowiskowe	RTD
Rozmieszczenie tensometrów	
Stałe tensometrów i baza pomiarowa: 1 – 2,135; 6 mm 2 – 2,135; 3 mm 3 – 2,115; 3 mm 4 – 2,115; 3 mm 5 – 2,06; 3 mm 6 – 2,135; 3 mm 7 – 2,06; 6 mm Rezystancja 350 Ω	

Przed przystąpieniem do próby ściskania nawiercono w próbce otwór w odległości ~1 cm od środka próbki od strony delaminacji. W nawiercony otworek za pomocą strzykawki lekarskiej oraz igły wprowadzono sprężone powietrze. Zabieg ten miał zapewnić, aby warstwy sub-laminatów zostały od siebie odseparowane, co z kolei warunkowało uchwycenie „rzeczywistego” momentu wyboczenia delaminacji podczas ściskania próbki.

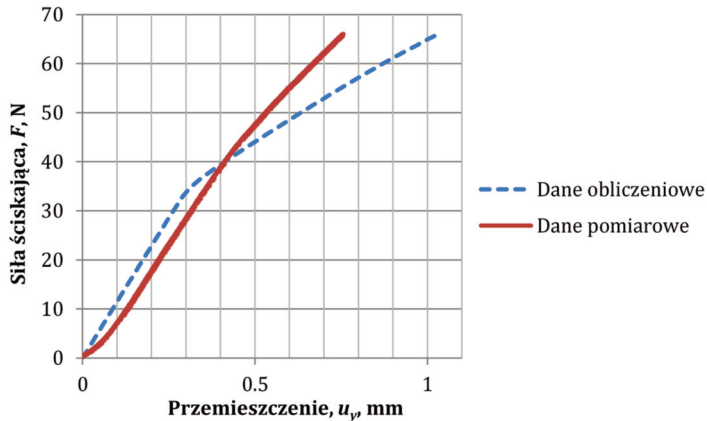
Próbka poddawana była ściskaniu w warunkach kontrolowanego przemieszczenia do momentu osiągnięcia przemieszczenia około 1 mm. Prędkość przesuwu tłoka maszyny wytrzymałościowej wynosiła 0,05 mm/min. Próbę ściskania przeprowadzono w uchwycie zdefiniowanym w normie ASTM D7137M, który zapobiega globalnemu wyboczeniu próbki. Uchwyt CAI z zamocowaną w nim próbką ściskano w maszynie wytrzymałościowej MTS 322 pomiędzy sztywnymi płytami dociskowymi. Pomiar odkształceń wykonano za pomocą tensometrów oraz mostka tensometrycznego HBMGCplus. Częstotliwość próbkowania wynosiła 10 Hz. Pomiar siły rejestrowano za pomocą głowicy wykalibrowanej na 200 kN. Próbkę podczas badań pokazano na rysunku 6.



Rys. 6. Próbka w uchwycie CAI podczas badań

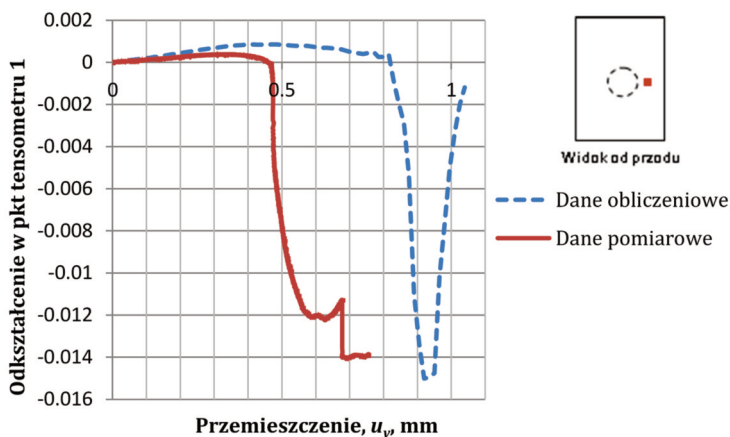
8. WYNIKI EKSPERYMENTALNE I PORÓWNANIE Z WYNIKAMI NUMERYCZNYMI

Porównanie numerycznych i eksperymentalnych zmian odkształcenia w trakcie obciążania przeprowadzono z zastosowaniem pięciu tensometrów o numerach 1÷5 rozmieszczonych na przedniej powierzchni próbki (Tab. 3) oraz dwóch tensometrów o numerach 6 i 7 umieszczonych na tylnej powierzchni (Tab. 3). Na rysunku 7 przedstawiono wykres zależności siły ściskającej F od przemieszczenia ściskającego u_y , dla modelu numerycznego oraz próbki eksperymentalnej.

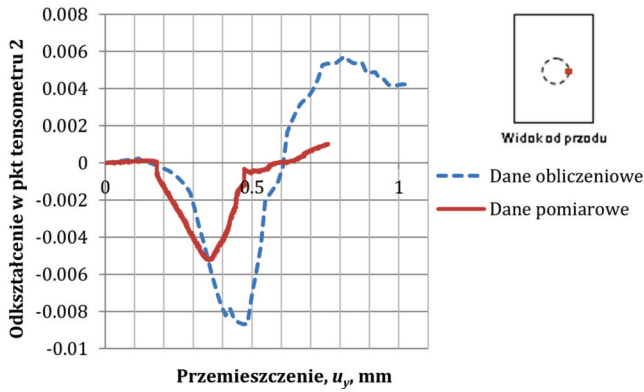


Rys. 7. Wartości siły ściskającej w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)

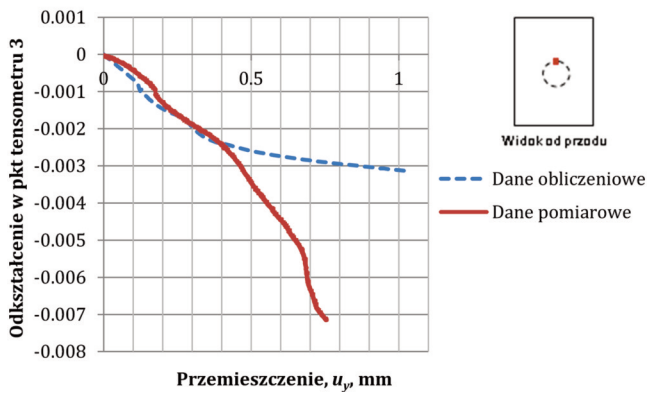
Rysunki 8÷14 przedstawiają przebiegi zmienności odkształceń w funkcji obciążenia (przemieszczenia ściskającego) dla punktów odpowiadających miejscom przyklejenia tensometrów. Na wykresach tych zestawiono: dane wyznaczone podczas prób eksperymentalnych oraz dane wyliczone na modelu MES. Na każdym z wykresów dodano widoki próbki informujące o usytuowaniu tensometru, którego dotyczy dany wykres.



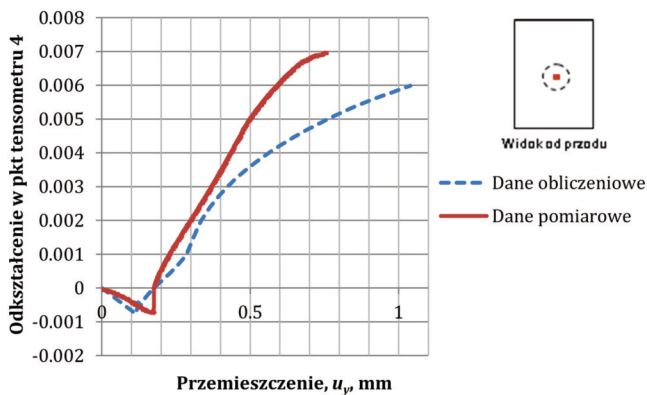
Rys. 8. Odkształcenia w punkcie tensometru 1 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)



Rys. 9. Odkształcenia w punkcie tensometru 2 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)



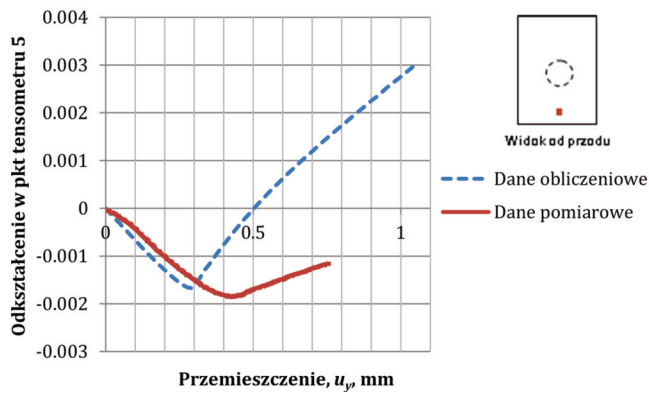
Rys. 10. Odkształcenia w punkcie tensometru 3 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)



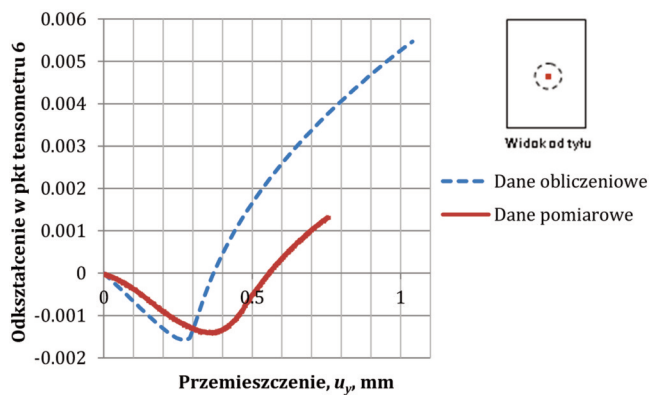
Rys. 11. Odkształcenia w punkcie tensometru 4 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)

Modyfikacja metody badania rozwoju delaminacji polegająca na nawierceniu próbki i wprowadzeniu sprężonego powietrza pomiędzy teflonowe krążki umożliwiła rejestrację

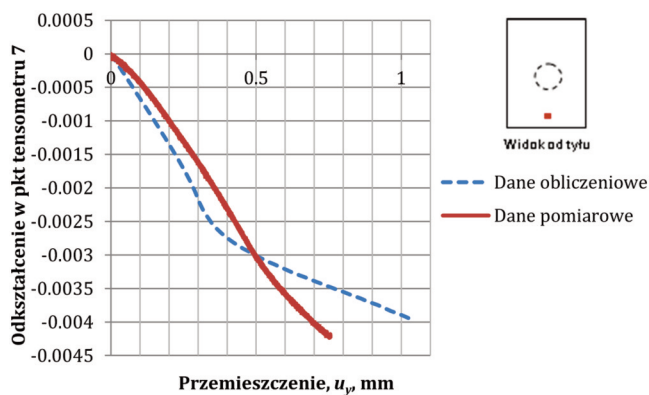
rzeczywistego momentu wybożenia delaminacji (Rys. 11), co nie było możliwe we wcześniejszych pracach badawczych [11].



Rys. 12. Odkształcenia w punkcie tensometru 5 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)



Rys. 13. Odkształcenia w punkcie tensometru 6 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)



Rys. 14. Odkształcenia w punkcie tensometru 7 w funkcji przemieszczenia ściskającego (opracowanie własne)

9. WNIOSKI

Na podstawie przeprowadzonych badań można przedstawić następujące wnioski:

1. Z porównania zależności odkształcenie-przemieszczenie ściskające dla punktu na środku delaminacji (tensometr 4, Rys. 11), wynika, że eksperymentalnie wyznaczony moment wyboczenia występuje nieznacznie później w stosunku do momentu wyznaczonego numerycznie. Rozbieżność ta może wynikać z tego, że układ pomiarowy miał określoną sztywność, natomiast model numeryczny odzwierciedlał przypadek idealny. Różnice w sztywności uwidoczniły się na wykresie siły od przemieszczenia (Rys. 7). Różnica ta objawia się tym, że wykres wyników pomiarowych w początkowym fragmencie jest zakrzywiony, natomiast wykres danych obliczeniowych ma zależność liniową od samego początku.
2. Na podstawie odkształceń rejestrowanych w punkcie tensometru 3 (Rys. 10), umieszczonego nad krawędzią wstępnej delaminacji w połowie szerokości próbki, oceniono rozwój delaminacji w kierunku obciążania. Rejestrowane w tym punkcie odkształcenia maleją podczas całej próby ściskania, a zatem delaminacja nie przesunęła się poza obszar tensometru i rozwój delaminacji w kierunku obciążania nie występował.
3. Wyniki odkształceń zmierzonych na tensometrach 1 i 2, usytuowanych prostopadłe do kierunku obciążania w połowie wysokości próbki, wskazują, że rozwój delaminacji był w kierunku poprzecznym do kierunku obciążania. W momencie, gdy krawędź delaminacji znajdowała się pod tensometrem, rejestrowane odkształcenia osiągały wartość minimalną. Natomiast, gdy odkształcenia zaczęły narastać krawędź delaminacji przesuwała się poza obszar tensometru. W przypadku odkształcenia w punkcie tensometru, usytuowanego nad krawędzią wstępnej delimitacji (tensometr 2), moment rozwoju delaminacji (zmiana wartości odkształceń z malejących na rosnące) w badanej próbce występował później niż w modelu numerycznym (Rys. 9). Jeszcze większą różnicę zarejestrowano pomiędzy momentami przejścia frontu delaminacji pod punktem mocowania tensometru 1 (Rys. 8).
4. Rozbieżność wyników mogła być spowodowana tym, że grubość próbki, która uwarunkowana jest grubością poszycia demonstratora TEBUK, jest zbyt mała do przeprowadzenia poprawnej i wiarygodnej analizy rozwoju delaminacji. Próbka o takiej grubości była podatna na wyboczenie globalne, które zmniejszało wyboczenie odseparowanych warstw, a zatem i dalszą propagację delaminacji.
5. Rozbieżności mogą wynikać również z tego, że modelowanie za pomocą podstawowych narzędzi dostępnych w pakiecie MSC nie umożliwia modelowania rozwoju delaminacji w dostatecznie dokładny sposób. Trudność ta wynika między innymi z ograniczonej możliwości modelowania rozkładu składowych współczynnika uwalniania energii (WUE) wzdłuż frontu delaminacji, jak również z ograniczonych możliwości definiowania WUE zależnego od kierunku rozwoju delaminacji w stosunku do konfiguracji zbrojenia.
6. W celu dokładnego zdiagnozowania przyczyn rozbieżności uzyskanych wyników wskazane jest przeprowadzenie dalszych prac badawczych.

Przedstawione w publikacji badania zostały zrealizowane w ramach projektu TEBUK „Opracowanie technologii badań odporności na uszkodzenia lotniczych i kosmicznych kompozytowych struktur nośnych” POIG.01.01.02-14-017. Projekt został sfinansowany z Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego w ramach program Innowacyjna Gospodarka – Narodowa Strategia Spójności.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Wiśniowski, W., 2010, "Effect of changes in some design parameters on the dynamic properties of aircraft", *Journal of KONES*, Vol. 17, pp. 479-483.
- [2] Zyluk, A., Sibilski, K., Kowalski, M., Wiśniowski W., 2015, „Aerodynamic measurements micro air vehicle”, *Journal of KONES, Powertrain and Transport* 22, (4).
- [3] Wiśniowski, W., 2011, „Szywność i utrata szywności konstrukcji lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, Vol. 214, s. 15-23.
- [4] Osmęda A., 2012, „Analiza wytrzymałościowo-konstrukcyjna demonstratora”, *Raport wewnętrzny*, 05/BU/2012/TEBUK.
- [5] ASTM International, 2012, "Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates", ASTM D7137/D7137M – 12.
- [6] Bajurko P., Wilk J., Szczęg D. i Czarnocki P., 2013, "Numerical modeling of delamination growth in composite plates", *Shell Structures, Theory and Applications*, Vol 3. CRS Press, s. 373-376.
- [7] ASTM International, 2013, "Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites", ASTM D5528 - 13
- [8] Bajurko P., Czajkowska K., Szczęg D. i Czarnocki P., 2011, "Numerical simulation of fatigue delamination growth under mode I loading conditions", *Journal of KONES*, 19, pp. 17-24.
- [9] ASTM International, 2014, "Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites", ASTM D7905/D7905M - 14.
- [10] Kanninen M. F. i Popelar C. H., 1985, "Advanced Fracture Mechanics", Oxford University Press, New York.
- [11] Bajurko P. i Czarnocki P., 2014, "Numerical and experimental investigations of embedded delamination growth caused by compressive loading", *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 52, pp. 301-312.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS OF BUCKLE DELAMINATION GROWTH IN QUASI-STATIC LOADING CONDITION

Abstract

Presented in this article studies are part of work conducted to develop a reference methodology for assessing the impact of damage to the durability and strength of structures made of advanced composite materials. This work was carried out under the project TEBUK 'Development of the technology for testing the resistance to damage of aviation and space composite load bearing structures', which is carried out in the Institute of Aviation. The analyzed carbon-epoxy rectangular plate 150×100×3,96 mm contained 40 mm diameter delamination located in its center. The propagation of the delamination in quasi-static loading condition of the plate was investigated. The paper presents results of the linear buckling analysis and the nonlinear analysis of postbuckling delamination propagation. The numerical results were compared with the results of experimental research. Studies have shown that the tested plate was too small thickness, and was too sensitive to global buckling to perform proper verification.

Keywords: buckling delamination, delamination growth, FEM, cohesive elements