

WYZNACZANIE OTWORU EKWIWALENTNEGO DLA USZKODZEŃ POUДАРOWYCH NA PODSTAWIE BADAŃ WYTRZYMAŁOŚCI RESZTKOWEJ

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, których celem było 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”. W artykule zamieszczono porównanie wytrzymałości resztkowej prostokątnych próbek o wymiarach 150×100×3,96 mm po uderzeniu z energią 9 J i 18 J oraz czterech próbek z centralnie nawierconymi otworami o średnicach 6,3 mm; 10 mm; 20 mm i 30 mm. Próbkę wykonano z kompozytu węglowo-epoksydowego o konfiguracji zbrojenia tożsamej z układem warstw poszycia demonstratora TEBUK. Próbkę po badaniach udarowych poddano badaniom ultradźwiękowym w celu określenia obrysu powstałej delaminacji. Zaprezentowano próby wyznaczenia średnicy otworu, który powoduje obniżenie wytrzymałości resztkowej do poziomu wytrzymałości, jaką ma próbka po uderzeniu z powyższymi energiami. Zebrane wyniki nie wystarczyły do jednoznacznego określenia średnicy ekwiwalentnego otworu, co spowodowane było brakiem wyraźnego związku między średnicą delaminacji/otworu a wytrzymałością resztkową badanych próbek.

Słowa kluczowe: otwór ekwiwalentny, wytrzymałość resztkowa, próby udarowe, delaminacja, laminat węglowo-epoksydowy

1. WPROWADZENIE

Zachowanie się laminowanych struktur kompozytowych zawierających uszkodzenia poudarowe w warunkach obciążeń ściskających jest obiektem badań wielu laboratoriów, ponieważ uszkodzenia takie mogą spowodować znaczny spadek sztywności i wytrzymałość konstrukcji [1]. Jest to istotne z punktu widzenia projektowania i eksploatacji struktur kompozytowych. W celu zbadania wpływu niskoenergetycznych udarów na wytrzymałość resztkową próbek (Compression After Impact – CAI) przeprowadzone zostało wiele prac badawczych, np.: [2-4]. W publikacji [5] na podstawie inspekcji ultradźwiękowej (C-scan) oraz tomografii komputerowej wskazano, że uszkodzenia poudarowe mają w przybliżeniu okrągły kształt. Natomiast w artykule [6] zaproponowano dodatkowo analityczne równania pozwalające wyznaczyć wytrzymałości na ściskanie płyty kompozytowej z otworem.

Przytaczane w powyższych pracach uzasadnienia dotyczące zastąpienia uszkodzeń udarowych wywierconym lub wyfrezowanym otworem przynosi wiele korzyści w prowadzeniu prac badawczych w zakresie badania sztywności i wytrzymałości uszkodzonych struktur kompozytowych, tj.:

1. wykonanie próbek z otworem jest stosunkowo łatwe do realizacji,
2. w przypadku badania serii pomiarowej łatwo zapewnić powtarzalność geometryczną uszkodzenia,
3. w przypadku wykonywania analiz numerycznych (MES) modelowanie uszkodzeń w postaci otworu jest znacznie łatwiejsze niż modelowanie uszkodzeń poudarowych – w konsekwencji tego, czas przygotowania, jak również czas analizy modelu z otworem jest krótszy.

Przedstawione prace badawcze 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. Przedmiotem badań opisanych w niniejszej publikacji były prostokątne próbki o wymiarach 100×150 mm i konfiguracji zbrojenia tożsamej z konfiguracją zbrojenia poszycia demonstratora TEBUK [7]. Na dwóch nieuszkodzonych próbkach przeprowadzono badania udarowe zgodnie z normą ASTM D7136M [8]. W kolejnych czterech próbkach wykonano otwory o różnych średnicach. Pośrednim celem badań było określenie wytrzymałości resztkowej próbek po próbach udarowych oraz próbek z otworami, która jest definiowana, jako obciążenie niszczące próbkę odniesione do jej pola przekroju poprzecznego. Badania te przeprowadzono w uchwycie zdefiniowanym w normie ASTM D7137/D7137M [9], w warunkach ściskania statycznego. Natomiast zasadniczym celem było wytypowanie średnicy otworu będącego ekwiwalentem uszkodzenia udarowego o wyżej wymienionych energiach. Kryterium porównawczym do wyznaczenia otworu ekwiwalentnego była wyznaczona uprzednio wytrzymałość resztkowa. Zaprezentowane w artykule prace badawcze miały jedynie charakter badań wstępnych, mających na celu rozpoznanie opisywanego zagadnienia. W związku z tym w pracy ograniczono się jedynie do przebadania pojedynczych przedstawicieli danego typu uszkodzenia/otworu.

2. OBIEKT BADAŃ

Obiektami badań były próbki prostokątne o wymiarach 150×100×3,96 mm wykonane z preimpregnatu jednokierunkowego MTM46/HTS(12K)-150-35%RW w technologii bezautoklawowej (*Out of Autoclave* - OoA), utwardzane w temperaturze 80°C i dotwardzane w temperaturze 120°C. Badano próbki uderzone z energiami 9 J i 18 J oraz próbki z wywierconymi otworami o średnicach 6,3 mm; 10 mm; 20 mm i 30 mm oznaczonych odpowiednio LK14-42-5, LK14-40-3, LK14-40-5, LK14-42-2, LK14-40-1 oraz LK14-39-1. Wszystkie próbki miały układ zbrojenia identyczny jak poszycie demonstratora TEBUK tj.: [0/90/0/90/0/0/45/-45/-45/45]s. Poniżej przytoczono właściwości sprężyste 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.

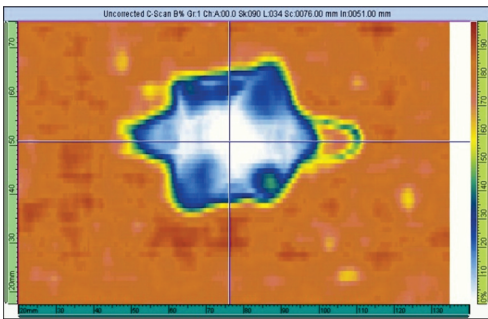
Próbki wycięto na frezarce CNC frezem pilnikowym o średnicy $\varnothing 2$ mm z prędkością obrotową $10\ 000 \div 15\ 000$ obr/min i posuwem $600 \div 1000$ mm/min. Zagłębienie w materiał wynosiło około 1 mm. Przed dopuszczeniem próbek do badań zweryfikowano czy nie posiadają żadnej z niżej wymienionych wad:

4. nacięcia,
5. lokalne przegrzania materiału (nadtopenia),
6. wyrwania włókien.

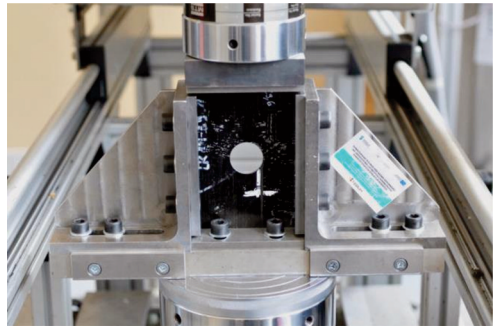
Ponadto przed przeprowadzeniem badań sprawdzono każdą próbkę pod względem spełnienia tolerancji kształtu narzuconych przez normę ASTM 7137M.

3. OPIS BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH

Próby udarowe próbek LK14-42-5 i LK14-40-3 wykonano na maszynie do testów udarowych INSTRON CEAST 9350 wyposażonej w bijak o masie 2 kg z końcówką kulistą o średnicy 0,5 in. Inspekcję ultradźwiękową próbek po uderzeniu przeprowadzono z wykorzystaniem defektoskopu OmniScan MX z głowicą liniową typu Phased Array. Częstotliwość głowicy 5 MHz. Zobrazowanie typu C-skan próbki uderzonej z energią 18 J przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Zobrazowanie typu C-skan próbki uderzonej z energią 18 J (opracowanie własne 2016)



Rys. 2. Próbką z otworem w uchwycie CAI podczas badań (opracowanie własne 2015)

Następnie próbki poddawane były ścisnaniu w warunkach kontrolowanego przemieszczenia do momentu zniszczenia. Prędkość przesuwu tłoka maszyny wytrzymałościowej wynosiła 0,4 mm/min. Próbę ścisnania przeprowadzono w uchwycie zdefiniowanym w normie ASTM D7137M [9], który zapobiega globalnemu wyboczeniu próbki. Uchwyt CAI z zamocowaną w nim próbką ścisnano w maszynie wytrzymałościowej MTS 322 pomiędzy sztywnymi płytami dociskowymi (bez przegubu kulowego). Pomiar siły rejestrowano głowicą wykalibrowaną na 200 kN. Częstotliwość próbkowania wynosiła 10 Hz. Badania przeprowadzono w warunkach RTD, które definiuje się, jako badania w warunkach otoczenia (zarówno pod względem temperatury i wilgotności). Próbki nie podlegały procesom suszenia i klimatyzacji. Próbkę podczas badań przedstawiono na rysunku 2.

4. WYNIKI EKSPERYMENTALNE

Pierwotnie zakładano zbadanie jednej próbki po próbie udarowej z energią 9 J (LK14-42-5) i porównywanie jej wytrzymałości resztkowej z wytrzymałością resztkową próbek z otworem o różnej średnicy. Jednak próbka uderzona z energią 9 J pod wpływem obciążeń ścisnkających pękła w przekroju niepokrywającym się z wadą po uderzeniu. Zastosowana energia uderzenia była zbyt mała, aby obniżyć wytrzymałość resztkową próbki, dlatego przeprowadzono dodatkową próbę

ściskania na próbce uderzonej z energią 18 J (LK14-40-3). W drugiej próbie zniszczenie wystąpiło w miejscu uderzenia próbki. W Tab 1. zestawiono wartości: średnic \varnothing otworów/delaminacji w próbce, przemieszczeń niszczących d_n , sił niszczących P_n oraz wytrzymałości resztkowych F_0 . Dla próbki LK14-42-5 uderzonej z energią 9 J, jako średnicę otworu podano maksymalną średnicę delaminacji 36,5 mm wyznaczoną podczas inspekcji ultradźwiękowej. Natomiast dla próbki LK14-40-3 uderzonej z energią 18 J, jako średnicę otworu podano maksymalną średnicę delaminacji 65 mm wyznaczoną podczas inspekcji ultradźwiękowej.

Tab. 1. Parametry zniszczenia próbek (opracowanie własne)

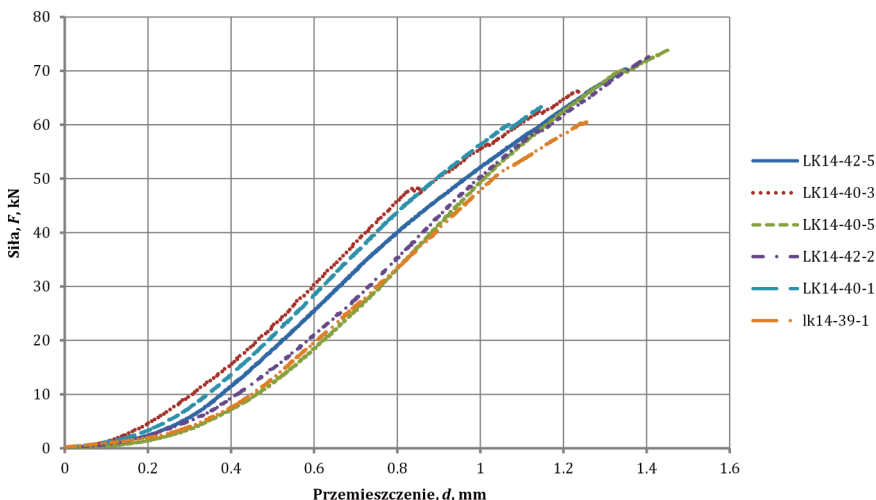
Oznaczenie próbki	Średnica otworu/delaminacji \varnothing , mm	d_n , mm	P_n , kN	F_0 , MPa
LK14-42-5	36,5*	1,35	70,4	230,7
LK14-40-3	65*	1,24	66,2	215,2
LK14-40-5	6,3	1,45	73,8	239,8
LK14-42-2	10	1,41	72,6	235,7
LK14-40-1	20	1,16	63,8	207,2
LK14-39-1	30	1,26	60,7	198,3

* średnica delaminacji po uderzeniu

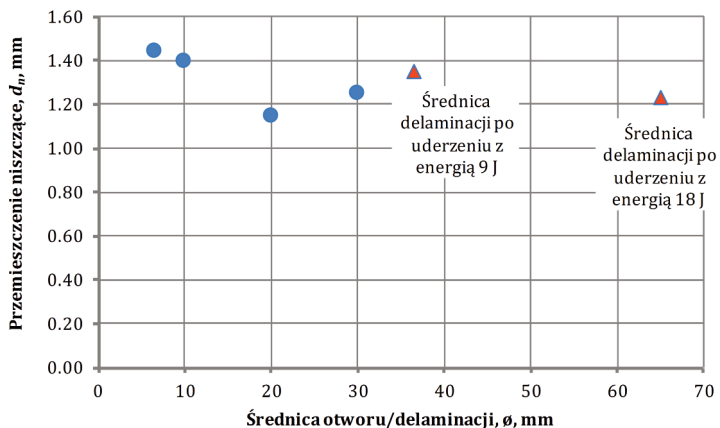
Wyraźny spadek wytrzymałości resztkowej zanotowano dla próbek LK14-40-3, LK14-40-1 oraz LK14-39-1, czyli dla próbek ze średnicami otworów 20 mm, 30 mm oraz próbki po uderzeniu z delaminacją o średnicy 65 mm. Dla tych próbek postać zniszczenia pokrywa się bezpośrednio z wprowadzoną wadą, co sugeruje, że obniżenie wytrzymałości nastąpiło na skutek wprowadzonej wady. W przypadku trzech pozostałych próbek nie odnotowano wpływu wprowadzonej wady na wytrzymałość resztkową.

Wyniki badań przedstawiano na wykresach:

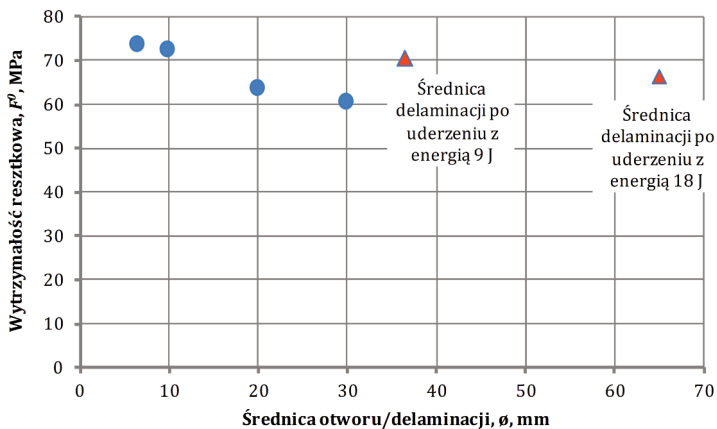
1. zależność siły ściskającej od przemieszczenia tłoka maszyny wytrzymałościowej $P(d)$, dla każdej z przebadanych próbek – rysunek 3,
2. zależność przemieszczenia niszczącego od średnicy otworu $d_n(\varnothing)$ – rysunek 4,
3. zależność wytrzymałości resztkowej od średnicy otworu $F_0(\varnothing)$ – rysunek 5.



Rys. 3. Zależność siły ściskającej od przemieszczenia tłoka maszyny wytrzymałościowej, dla każdej z przebadanych próbek (opracowanie własne 2016)

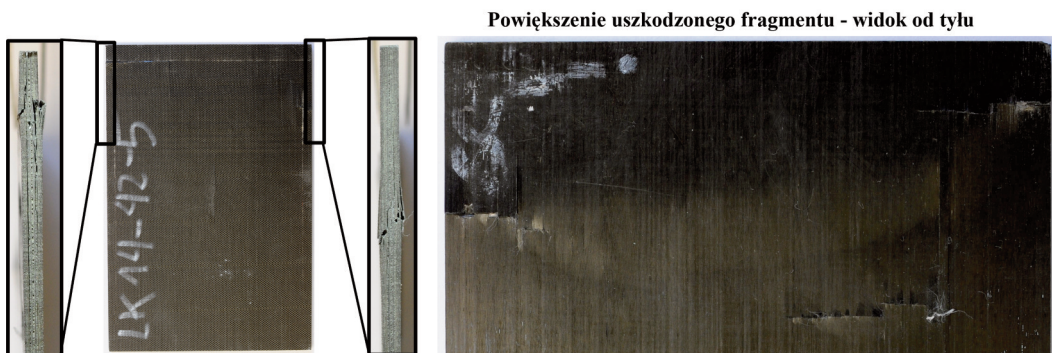


Rys. 4. Wykres przemieszczeń niszczących w funkcji średnicy otworu/delaminacji po uderzeniu $dn(\theta)$ (opracowanie własne 2015)

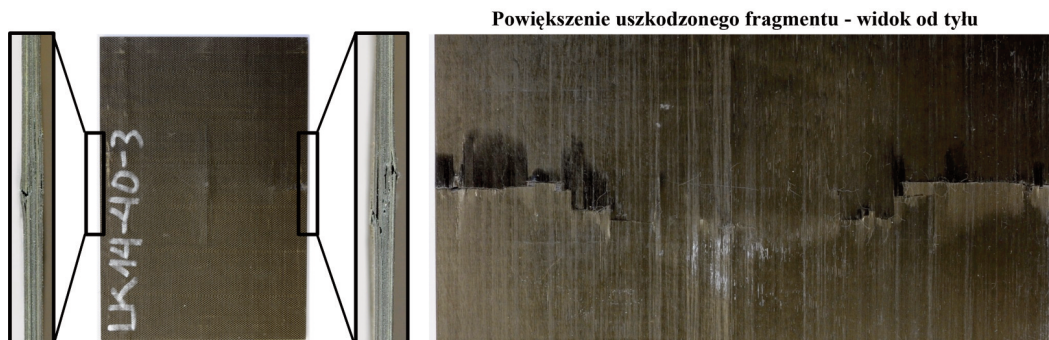


Rys. 5. Wykres wytrzymałości resztkowej w funkcji średnicy otworu/delaminacji po uderzeniu $F_0(\theta)$ (opracowanie własne 2015)

Na rysunkach 6 ÷ 11 przedstawiono próbki po badaniach.



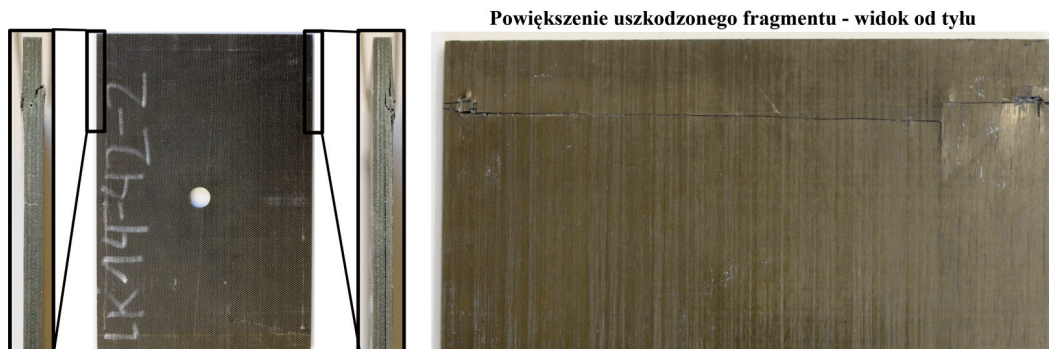
Rys. 6. Próbka po uderzona z energią 9 J po próbie ścisania - LK14-42-5 (opracowanie własne 2016)



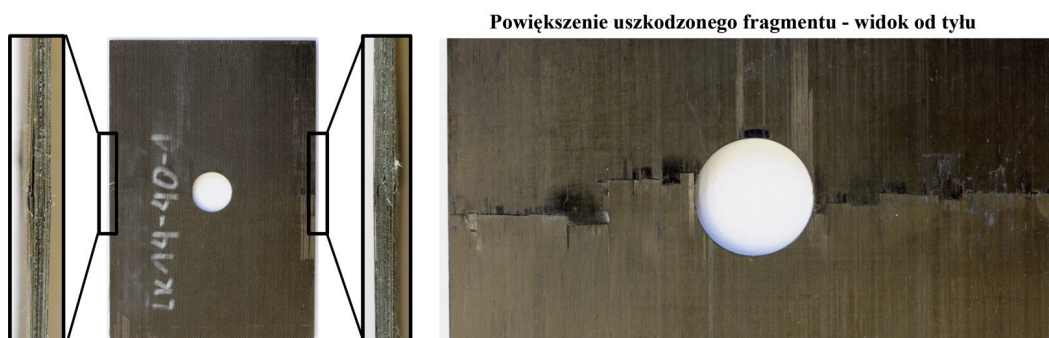
Rys. 7. Próbką po uderzona z energią 18 J po próbie ściskania - LK14-40-3 (opracowanie własne 2016)



Rys. 8. Próbką z otworem o średnicy ϕ 6,3 mm po próbie ściskania - LK14-40-5 (opracowanie własne 2016)



Rys. 9. Próbką z otworem o średnicy ϕ 10 mm po próbie ściskania - LK14-42-2 (opracowanie własne 2016)



Rys. 10. Próbką z otworem o średnicy ϕ 20 mm po próbie ściskania - LK14-40-1 (opracowanie własne 2016)



Rys. 11. Próbką z otworem o średnicy \varnothing 30 mm po próbie ściskania - LK14-39-1 (opracowanie własne 2016)

5. WNIOSKI

Wyniki przeprowadzonych badań pozwalają wyciągnąć następujące wnioski:

1. Zastosowanie energii uderzenia 9 J okazało się niewystarczające do obniżenia wytrzymałości resztkowej próbki, czego objawem było wystąpienie zniszczenia poza obszarem uszkodzenia udarowego (LK14-42-5 – Rys. 6).
2. Po zwiększeniu energii uderzenia do 18 J uzyskano pęknięcie przebiegające przez uszkodzenie udarowe, zaobserwowano również zmniejszenie wytrzymałości resztkowej próbki (LK14-40-3 – Rys. 7).
3. Próbki z otworami \varnothing 6,3 mm (LK14-40-5 – Rys. 8) i \varnothing 10 mm (LK14-42-2 – Rys. 9) oraz próbka po uderzeniu z delaminacją o średnicy 36,5 mm (LK14-42-5 – Rys. 6) uległy zniszczeniu w obszarze nieuszkodzonym przez przyrząd CAI, tzn. pomiędzy podstawą uchwytu CAI a jego górną częścią ściskającą próbkę. Sugeruje to, że uszkodzenia tych próbek były zbyt małe, aby obniżyć ich wytrzymałość resztkową.
4. Próbki ze średnicami otworów 20 mm (LK14-40-1 – Rys. 10), 30 mm (LK14-39-1 – Rys. 11) oraz próbka po uderzeniu z delaminacją o średnicy 65 mm (LK14-40-3 – Rys. 7) ulegały zniszczeniu w środkowej części próbki, w miejscu nawiercenia otworu lub uderzenia. Wskazuje to, że obniżenie wytrzymałości spowodowane jest przez wprowadzone uszkodzenie.
5. Nie ma wyraźnego związku między średnicą delaminacji/otworu a wytrzymałością resztkową próbek (Rys. 5). Zatem nie wyznaczono średnicy otworu, którym można byłoby zstąpić uszkodzenie udarowe próbki.
6. Grubość próbek, która uwarunkowana jest grubością poszycia demonstratora TEBUK, jest zbyt mała, aby całkowicie wyeliminować globalne wyboczenie próbki podczas ściskania. Wystąpienie takiego wyboczenia mogło powodować pękanie próbek w miejscu połączenia dwóch części uchwytu do badań CAI, mogło również skutkować uzyskaniem zaniżonych wytrzymałości resztkowej. W przyszłych badaniach w celu wyeliminowania wyboczenia należy zastosować większą liczbę warstw, których łączna grubość wynosiłaby co najmniej 4 mm.
7. W celu dokładnego zdiagnozowania przyczyn wpływu grubości próbki na otrzymywane wyniki, wskazane jest przeprowadzenie dalszych prac badawczych uwzględniających próbki o większej liczbie warstw. Konieczna jest również większa liczba badanych próbek o danym rozmiarze uszkodzenia, aby uzyskać statystycznie bardziej wiarygodne wyniki.

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., 2011, „Sztynność i utrata sztywności konstrukcji lotniczych”, Prace Instytutu Lotnictwa, Vol. 214, s. 15-23.
- [1] Ishikawa T., Suemasu H., 2002, Clarification of mechanical behavior in compression after impact (CAI) and open hole compression (OHC) tests for carbon/polymer composites, Proceedings of the Tenth US-Japan Conference Composites Materials, Stanford, CA USA, pp. 21-32.
- [2] Suemasu H., Osada Y. and Wakabayashi H., 2001, Compressive behavior of composite laminates with different size multiple delaminations, Proceedings of the ICCM-13, Beijing, China, ID-1654.
- [3] Zhou G. and Rivera L.A., 2005, Investigation for the reduction of in-plane compressive strength In preconditioned thin composite panels. Journal of Composite Materials, Vol. 39, pp. 391÷422.
- [4] Soutis C., Curtis P., 1996, Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites, Compos Sci Technol, 56 (6), pp. 677–684.
- [5] Zhuk Y., Guz I., Soutis C., 2001, Compressive behaviour of thin-skin stiffened composite panels with a stress raiser, Composites Part B: Engineering, Volume 32, Issue 8, December 2001, pp. 697÷709.
- [6] Osmęda A. (2012), Analiza wytrzymałościowo-konstrukcyjna demonstratora, Raport wewnętrzny, 05/BU/2012/TEBUK.
- [7] ASTM International, 2015, Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. ASTM D7136/D7136M – 15.
- [8] ASTM International, 2012, Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. ASTM D7137/D7137M – 12.
- [9] Davies G.A.O., Zhang X., 1995, Impact damage prediction in carbon composite structures. International Journal of Impact Engineering, Vol.16, pp. 149÷170.

DETERMINATION OF OPEN HOLE EQUIVALENT TO AFTER IMPACT DAMAGE BASED ON RESIDUAL STRENGTH TESTS

Abstract

Studies presented in this article are part of work conducted in order 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 paper presents comparisons of residual strength of carbon-epoxy rectangular plate $150 \times 100 \times 3.96$ mm with damage after impact (9 J and 18 J) and holes of different diameters (6.3 mm; 10 mm; 20 mm and 30 mm). Tested samples were made of carbon-epoxy composite with reinforcement configuration identical to the layer system of TEBUK demonstrator. Samples after the impact test were subjected to ultrasonic inspection in order to determine the outline of delamination. The aim of the present study was to determine the hole diameter, which reduces the residual strength to the strength level of impacted plate. The collected results were insufficient to uniquely identify an equivalent diameter of the hole, which was caused by the lack of a clear relationship between the diameter of the delamination/hole and residual strength of the tested samples.

Keywords: open hole equivalent, compressive residual strength, impact tests, delamination, carbon-epoxy laminate