

Dr inż. Andrzej Komorek

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
ul. Dywizjonu 303 nr 12
08-521 Dęblin, Polska
komman@op.pl

Mgr inż. Paweł Przybyłek

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
ul. Dywizjonu 303 nr 12
08-521 Dęblin, Polska
sqcdr@wp.pl

Badanie wpływu poprzecznych obciążeń uderowych na właściwości wytrzymałościowe materiałów kompozytowych stosowanych w lotnictwie

Słowa kluczowe: kompozyt, laminat, obciążenie uderowe, delaminacja, statek powietrzny

Streszczenie: Kompozyty włókniste ze względu na bardzo wysoką wytrzymałość właściwą są często stosowane w konstrukcjach lotniczych. Jedną z odmian tych materiałów są kompozyty warstwowe (laminaty), z których wykonuje się m.in. elementy pokryć statków powietrznych. Laminat jest materiałem wrażliwym na działanie poprzecznych obciążeń uderowych, często występujących podczas eksploatacji samolotów i śmigłowców. Praca prezentuje wyniki wstępnych badań kompozytów warstwowych pobranych z rzeczywistego elementu lotniczego, poddanych niskoenergetycznym obciążeniom uderowym. Podczas eksperymentu, próbki obciążano energiami o wartościach 2,5; 5 i 10 J, a następnie poddawano próbom zginania. Wytrzymałość materiału po obciążeniu uderowym z energiami 2,5 i 5 J pozostaje niemal niezmienną, natomiast dla energii 10 J spada o ponad 30% w stosunku do materiału nieuszkodzonego. W wyniku badań stwierdzono również, że w każdym z przypadków mogą wystąpić trudności z lokalizacją uszkodzenia, co stanowi istotny problem eksploatacyjny

Keywords: composite, laminate, shock load, delamination, airplane

Abstract: Fibre reinforced composites are often used in airplane structures because of their specific strength. One type of the materials are layered composites (laminates) applied inter alia in aircraft's covering production. Laminate is susceptible to damage resulting from impacts, effect of which is usually invisible during macroscopic observation.

The article presents results of preliminary study of layered composites obtained of an airplane element loaded impactly with low energy. During testing pieces were loaded with 2.5; 5 and 10 J energy and then they were put on bend tests. Material bending strength after shock load with 2.5 and 5 J energy remains almost unaltered but for 10 J energy decreases more than 30% in comparison to undamaged material. As a result of the study was also ascertained that in all cases exact location of damage could be difficult what is a significant maintenance problem.

1. Wstęp

Kompozyty włókniste, ze względu na bardzo wysoką wytrzymałość właściwą (R_m/ρ) oraz inne korzystne właściwości mechaniczne, są coraz powszechniej stosowane na odpowiedzialne elementy konstrukcji. Laminaty (kompozyty warstwowe), szczególnie

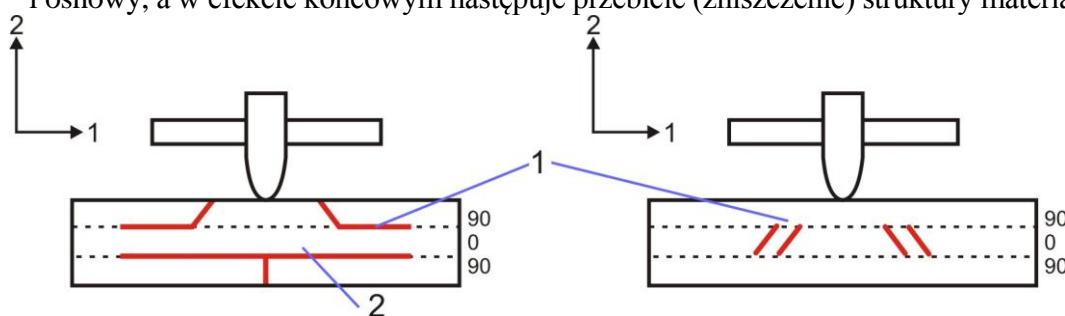
chętnie stosowane są w konstrukcjach lotniczych oraz elementach, w których istotnym kryterium jest minimalna masa. Pomimo wielu niewątpliwych zalet, w procesie projektowania, wytwarzania a szczególnie eksploatacji konstrukcji kompozytowych, dużo większe znaczenie odgrywają warunki ich pracy. Nie należy przy tym zapominać o właściwościach różniących kompozyty od innych materiałów konstrukcyjnych [10].

Materiały metaliczne poddawane obciążeniom udarowościowym ulegają uszkodzeniom w sposób stosunkowo prosty do lokalizacji. Uszkodzenia w kompozytach wzmocnianych włóknami, bardzo często są niezwykle trudne do wykrycia, ponieważ mogą być inicjowane na powierzchni poddanej obciążeniu, na stronie przeciwnej powierzchni obciążonej udarowo lub wewnątrz struktury materiału (laminaty) [3, 7]. W zastosowaniach lotniczych, nawet niewielkie uszkodzenie struktury kompozytu może drastycznie obniżyć margines bezpieczeństwa konstrukcji. Wynika to ze zmniejszenia wytrzymałości na skutek uderzenia upuszczonego narzędzia, ciał obcych wyrzucanych spod kół samolotu podczas startu, uderzenia ptaka w trakcie lotu, itp. Tego typu obciążenia charakteryzują się oddziaływaniem stosunkowo niewielkiej masy przy niewielkiej prędkości, tak więc energia uderzenia również uzyskuje małe wartości. Należy zaznaczyć, iż w literaturze samo określenie i przyporządkowanie obciążenia wywołanego uderzeniem jest różnorodnie precyzowane jako: niskoenergetyczne, wysokoenergetyczne, z niską prędkością uderzenia, z wysoką prędkością uderzenia, itp. [1, 14, 17].

2. Uszkodzenia kompozytów włóknistych

Kompozyty wzmocnione włóknami (*FRP - fibre reinforced polymer*) są materiałami o budowie niejednorodnej i anizotropowej co powoduje, że powstałe uszkodzenia są trudne do lokalizacji i mogą przybierać różnorodne postacie [6]:

- uszkodzenia osnowy – pęknięcia osnowy wzdłuż włókien spowodowane ich rozciąganiem, ściskaniem lub ścinaniem (Rys. 1),
- delaminacja (rozwarstwienie) – wywołana naprężeniami pomiędzy poszczególnymi warstwami laminatu (Rys. 1),
- uszkodzenia włókien – zwykle powstają na powierzchni poddanej bezpośredniemu obciążeniu udarowościowemu na skutek oddziaływania sił ścinających, powstających przy wgniataniu oddziałującego elementu oraz po nieobciążonej stronie laminatu na skutek naprężeń zginających,
- perforacja – jest uszkodzeniem makroskopowym które powstaje po zniszczeniu włókien i osnowy, a w efekcie końcowym następuje przebicie (zniszczenie) struktury materiału.



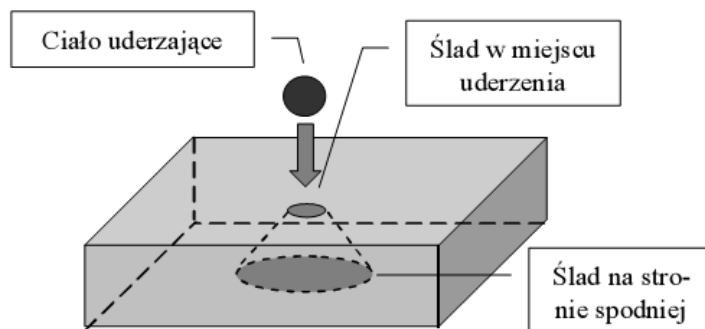
Rys. 1. Uszkodzenia początkowe w kompozycie 0/90/0 poddanego oddziaływaniu poprzecznych obciążeń udarowych: 1- uszkodzenie osnowy, 2- delaminacja [11]

W zależności od wywołanych skutków wyróżnia się dwa zakresy energii impulsu obciążenia:

- Uszkodzenia niskoenergetyczne (*BVID - barely visible impact damage*), odpowiadają małym energiom impulsu. Wewnątrz materiału, w rejonie uderzenia, występuje siatka rozwarstwień i poprzecznych pęknięć warstw, nie ma natomiast miejsca masowe pęknięcie włókien. Na powierzchni w miejscu uszkodzenia powstaje niewielki ślad, na powierzchni przeciwległej uszkodzenie jest wyraźnie bardziej rozległe [2].

- Uszkodzenia wysokoenergetyczne, w zakresie działania których występują pęknięcia włókien oraz częściowa lub całkowita perforacja.

Przy niewielkich energiach impulsu obciążenia (rzędu kilku dżuli), w miejscu uderzenia tworzy się niewielki, bardzo często trudny do identyfikacji ślad. Badania mikrostruktury wykazują, że pod śladem może powstać obszar, obejmujący w przybliżeniu kształt ściętego stożka (Rys. 2). Wierzchołek stożka pokrywa się ze śladem w miejscu uderzenia (powierzchnia zewnętrzna elementu), podczas gdy podstawa leży na przeciwległej (tj. wewnętrznej) powierzchni ścianki elementu.

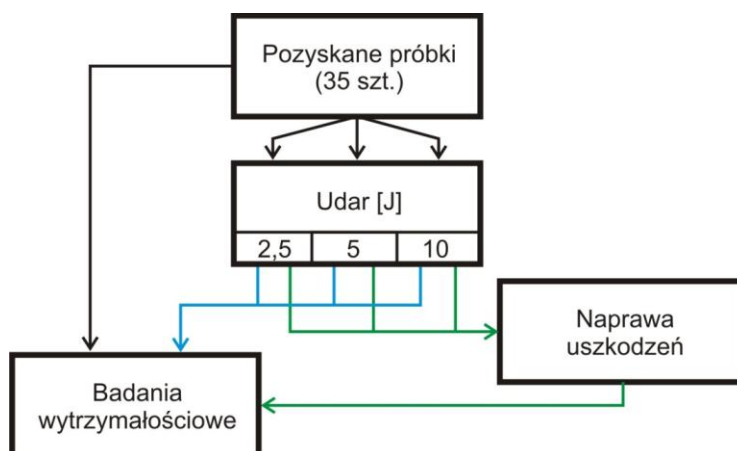


Rys. 2. Zarys obszaru uszkodzonego w płycie kompozytowej po niskoenergetycznym obciążeniu udarowym [2]

Ocena podatności polimerowych kompozytów konstrukcyjnych na powstawanie uszkodzeń udarowych stanowi ważny problem praktyczny. Klasyczne próby udarności (Charpy'ego, Izoda, itp.) stosowane w badaniach metali i tworzyw polimerowych okazały się mało przydatne do oceny kompozytów o strukturze warstwowej. Specyficzne cechy laminatów sprawiają, że materiały te wymagają opracowania nowych metod oceny ich przydatności do pracy w warunkach stwarzających zagrożenie wystąpienia uszkodzeń udarowych [2].

3. Badania eksperymentalne

Celem przeprowadzonych badań było określenie wpływu niskoenergetycznego obciążenia udarowego na właściwości mechaniczne materiału kompozytowego, w postaci laminatu, zastosowanego na poszycie przedniej części kadłuba samolotu. Badania zostały zrealizowane według programu badań określonego algorytmem (Rys. 3), przy opracowaniu którego przyjęto, że delaminacja i pęknięcie są głównymi przyczynami redukcji wytrzymałości laminatu, po obciążeniu udarowym [5, 9, 12, 15].



Rys. 3. Schemat badań

Próbki w kształcie płytki prostokątnej, pozyskano z elementu pokrycia samolotu TS-11 „Iskra”, eksploatowanego przez około 30 lat. Zwracano szczególną uwagę, na brak

uszkodzeń eksploatacyjnych i uszkodzeń powstałych w późniejszym czasie podczas składowania. Próbki pobrano z miejsc, w których krzywizna elementu była najmniejsza, mając na uwadze uzyskanie kształtu jak najbardziej zbliżonego do prostopadłościanu. Element, z którego pozyskano próbki został wykonany z kompozytu warstwowego na osnowie żywicy epoksydowej wzmocnionej trzema warstwami tkaniny szklanej o gramaturze 300 g/m^2 .

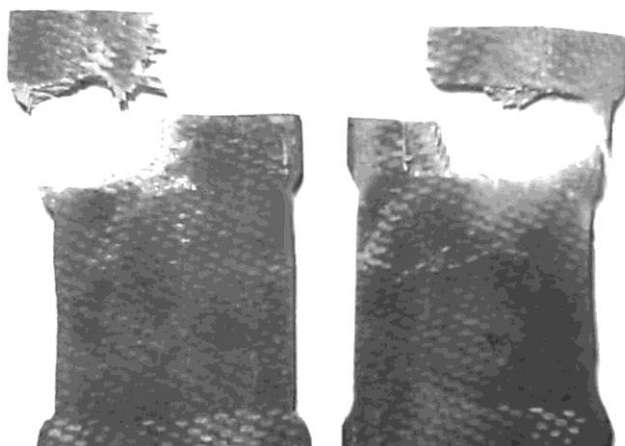


Rys. 4. Samolot TS 11 „Iskra”, zaznaczony element wykorzystany do badań (fot. P. Idzkiewicz)

Przed przystąpieniem do zasadniczych badań, wykonano kilka serii badań wstępnych, celem doboru odpowiednich wymiarów próbek oraz rodzaju próby wytrzymałościowej.

Zdecydowano się, na wykorzystanie jako badania szacującego wytrzymałość próbki po obciążeniu udarowym, dwóch najczęściej stosowanych w tego rodzaju badaniach prób, statycznej próby rozciągania [15, 16] lub próby zginania trójpunktowego [4, 8, 13, 18].

W przypadku próby rozciągania, problemem okazał się dobór rozmiarów próbki do badań. Norma EN ISO 527-2:1998, określa szerokość próbki mniejszą niż średnica otworu w płytach mocujących próbkę na stanowisku do badań udarnościowych (40 mm). Narzucone rozmiary uniemożliwiają odwzorowanie warunków w jakich powstaje poprzeczne obciążenie udarowe w poszyciu statku powietrznego. Zdecydowano się na wykonanie serii badań z wykorzystaniem próbek o nienormatywnych rozmiarach. Przeprowadzone eksperymenty wykazały, że zastosowanie takich próbek nie stanowi rozwiązania problemu, gdyż już bardzo niewielkie różnice w grubości próbki (rzeczywiście występujące), pomimo wykonania przewężenia, powodowały zrywanie próbek w uchwycie podczas realizacji badania (Rys. 5).



Rys. 5. Próbki do badań wstępnych zerwane w uchwycie

Badania kwalifikacyjne zginania trójpunktowego, wykazały przydatność tej metody do oceny wytrzymałości materiału kompozytowego.

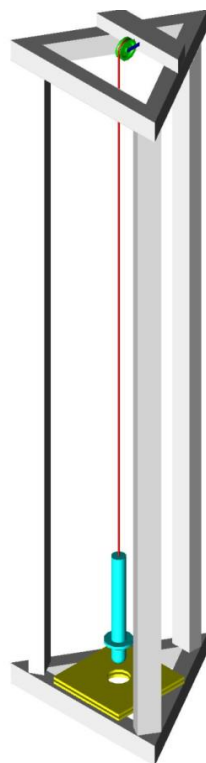
W pierwszym etapie badań, próbki obciążano udarowo, z określoną energią, w kierunku prostopadłym do płaszczyzny próbki. W drugim etapie, próbki badano w celu określenia doraźnej wytrzymałości na zginanie.

Na potrzeby badań pozyskano 35 próbek o wymiarach $60 \times 80 \text{ mm}$ i grubości 4 mm . Pięć próbek poddano badaniu doraźnej wytrzymałości na zginanie, aby wyznaczyć wyjściową wytrzymałość badanego materiału.

Następnie, trzy serie liczące po dziesięć próbek poddano działaniu poprzecznego obciążenia udarowego o energiach odpowiednio: 2,5 J; 5 J i 10 J.

W kolejnym etapie, pięć próbek z każdej serii poddano badaniu, w celu określenia wpływu przyłożonego obciążenia udarowego na wytrzymałość badanego materiału kompozytowego na zginanie.

W celu przeprowadzenia prób, skonstruowano przyrząd do badań odporności na działanie poprzecznych obciążeń udarowych (Rys. 6). Konstrukcja stanowiska umożliwia regulację energii uderu poprzez zmianę wysokości zawieszenia młota spadowego lub poprzez zmianę wartości obciążenia.



Rys. 6. Model przyrządu badawczego

Energia uderzenia jest dobierana na podstawie zasady zachowania energii. Pomijając znikomo małe opory założono, że cała energia potencjalna młota zostanie przekształcona w jego energię kinetyczną w momencie uderzenia w próbkę. W przeprowadzonych badaniach, zastosowano 3 konfiguracje energii uderzenia (Tabela 1).

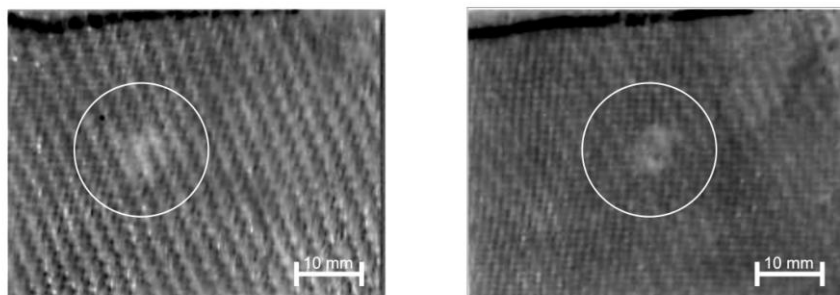
Tabela 1. Zestawienie energii i odpowiadających im konfiguracji urządzenia

Lp.	Energia uderzenia	Masa młota	Wysokość spadku
1	2,5 J	460 g	55,4 cm
2	5 J	920 g	55,4 cm
3	10 J	1460 g	69,8 cm

Po wykonaniu prób udarowych, przeprowadzono badań zginania trójpunktowego, wykorzystując maszynę wytrzymałościową Zwick Roell Z100. Badanie zostało zrealizowane według procedury określonej w PN-EN ISO 178.

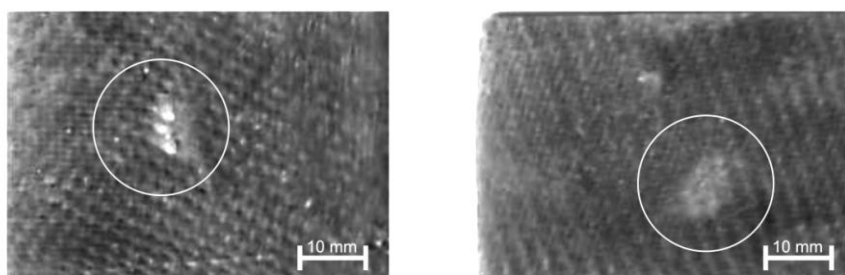
4. Ocena uszkodzeń

W przypadku poprzecznych obciążeń udarowych o energii 2,5 J, na powierzchni zewnętrznej elementu (próbki) nie wykryto żadnych widocznych śladów uderzenia, natomiast po wewnętrznej stronie widoczny był niewielki pęcherz delaminacyjny (Rys. 7 – oznaczenie w postaci okręgu). Zewnętrzna struktura próbki nie uległa uszkodzeniu.



Rys. 7. Próbkki po obciążeniu udarowym o energii 2,5 J (strona wewnętrzna)

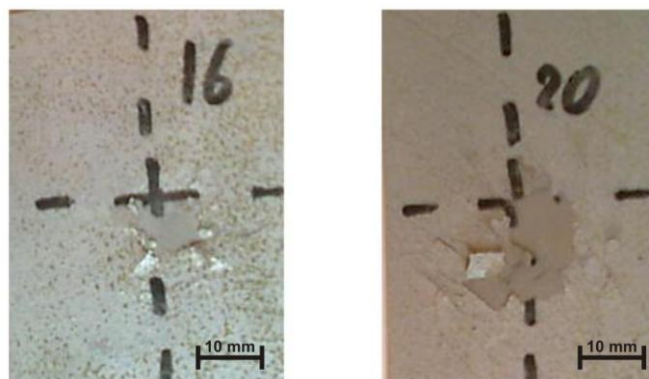
Po obciążeniu udarowym o energii 5 J, zewnętrzna część próbki, nie posiadała widocznego uszkodzenia, natomiast obserwacja części wewnętrznej ujawniła obecność wyraźniejszego obszaru delaminacji, w którym można zauważyć pęknięcia osnowy (o długości poniżej 8 mm), rozchodzące się promieniowo od punktu przyłożenia udaru (Rys. 8). Doszło również, na niewielkim obszarze, do uszkodzenia włókien wzmocnienia.



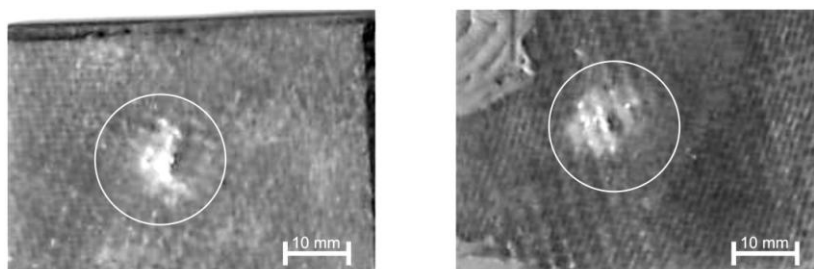
Rys. 8. Próbkki po obciążeniu udarowym o energii 5 J (strona wewnętrzna)

Poprzeczne obciążenia udarowe o energii 10 J spowodowały znacznie większe uszkodzenia. Na zewnętrznej stronie próbki, pokrytej powłoką lakierniczą, widoczny jest odprysk lakieru. Wewnętrzna powierzchnia posiada wybrzuszenie, uszkodzona jest zarówno osnowa jak i wzmocnienie w promieniu 10 mm od punktu przyłożenia obciążenia udarowego. W obszarze uszkodzenia widoczne są zerwane włókna wzmocnienia, materiał osnowy miejscami wykruszył się (Rys. 9).

a)

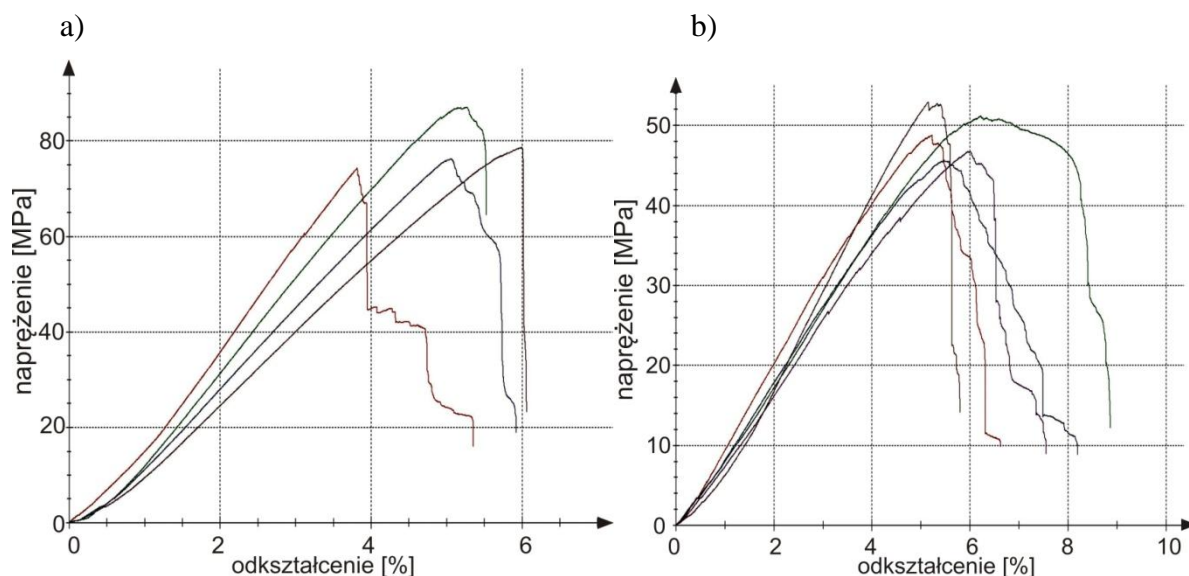


b)



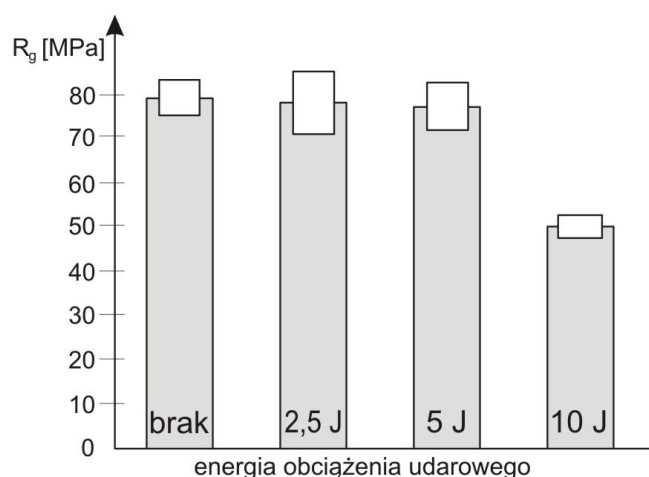
Rys. 9. Próbkki po obciążeniu udarowym o energii 10 J; a) strona zewnętrzna, b) strona wewnętrzna

W serii próbek nie poddanych oddziaływaniu poprzecznego obciążenia uderowego, w przypadku dwóch próbek charakter zniszczenia wykazuje odmienne przebiegi (Rys. 10a).



Rys. 10. Charakterystyki wytrzymałości na zginanie próbek:
a) bez obciążenia uderowego, b) po obciążeniu uderowym o energii 10 J

Obciążenie próbek uderowo, z energią 2,5 lub 5 J wywołuje niewielki spadek wytrzymałości na zginanie. Najniższą wytrzymałość na zginanie wykazały próbki, które zostały poddane oddziaływaniu obciążenia uderowego o energii 10 J. Wytrzymałość na zginanie zmniejszyła się tym przypadku o ponad 37% w stosunku do materiału nieuszkodzonego. Zmianie również uległ charakter przebiegu krzywych zginania (Rys. 10b). Na podstawie oględzin makroskopowych stwierdzono, że wskutek stwierdzonej perforacji laminatu, uszkodzeniu uległy włókna stanowiące materiał wzmocnienia. Przebieg zniszczenia po przekroczeniu wytrzymałości na rozciąganie R_g , świadczyć może o tym, że obciążenie w znacznym stopniu przenoszone jest również poprzez materiał osnowy, co powoduje łagodniejszy i stopniowy przebieg zniszczenia.



Rys. 11. Wytrzymałość na zginanie badanych próbek

Wyraźna różnica wytrzymałości na zginanie pomiędzy seriami, obciążanymi uderowo energiami 5 i 10 J wskazuje na potrzebę przebadania wpływu poprzecznych obciążeń uderowych o energiach z zakresu 5...10 J na właściwości wytrzymałościowe warstwowych materiałów kompozytowych. Potrzeba przeprowadzenia dodatkowych badań ma aspekt czysto praktyczny, ponieważ wiele narzędzi używanych do obsługi statków powietrznych

cehuje się masą, która przy upadku na element kompozytowy samolotu czy śmigłowca wywoła obciążenie udarowe, którego energia może mieć wartość z zakresu 5...10 J.

Należy zauważyć, że energia uderzenia 10 J odpowiada upadkowi przedmiotu o masie około 1,5 kg z wysokości około 70 cm, zatem upuszczenie narzędzia o podobnej masie z takiej wysokości może powodować znaczne osłabienie struktury laminatu.

5. Wnioski

Przeprowadzone badania potwierdziły wpływ niskoenergetycznych poprzecznych obciążeń udarowych na wytrzymałość doraźną materiału kompozytowego w postaci laminatu.

Na podstawie przeprowadzonych badań można wysunąć następujące wnioski:

1. Uszkodzenie, w przypadku obciążenia udarowego o niższych energiach jest zwykle trudne do zlokalizowania, ponieważ zewnętrzna powłoka zazwyczaj pozostaje nienaruszona. Konieczne jest opracowanie i wdrożenie nieniszczących metod lokalizacji tego typu uszkodzeń do procesu eksploatacji elementów konstrukcji lotniczych wykonanych z kompozytu.
2. Uszkodzenie spowodowane poprzecznymi obciążeniami udarowymi powoduje degradację właściwości wytrzymałościowych materiałów kompozytowych warstwowych. Wytrzymałość na zginanie próbek, które zostały poddane oddziaływaniu obciążenia udarowego o energii 10 J zmniejszyła się o 37% w stosunku do materiału nieuszkodzonego.
3. Przebieg zniszczenia podczas zginania próbek poddanych obciążeniu udarowemu 10 J może świadczyć o tym, że w znacznie większym stopniu niż w nieuszkodzonym materiale, obciążenie przenoszone jest przez osnowę kompozytu.
4. Dla eksploatujących statki powietrzne z elementami wykonanymi z materiału kompozytowego bardzo istotne jest, że nawet uderzenie z bardzo małą energią może spowodować zagrożenie bezpieczeństwa lotów.

Wykonane badania sugerują, że w przypadku elementów konstrukcji lotniczych nie przenoszących w procesie eksploatacji wysokich obciążeń, w momencie wystąpienia niskoenergetycznych uszkodzeń udarowościowych, kluczowe znaczenie mogą mieć właściwości materiału osnowy. W fazie projektowania oraz wytwarzania laminatów stosowanych w lotnictwie konieczne jest uwzględnienie właściwości wytrzymałościowych wszystkich składników kompozytu. Właściwy dobór materiału stosowanego na osnowę może sprawić, iż w przypadku uszkodzeń spowodowanych uderzeniem: upuszczonego narzędzia, ciał obcych wyrzucanych spod kół samolotu podczas startu, itp., nie staną się one przyczyną zniszczenia struktury pokrycia statku powietrznego, a tym samym nie spowodują wypadku lub katastrofy lotniczej.

Wydaje się, że celowe jest również przeprowadzenie badań wytrzymałości zmęczeniowej materiałów kompozytowych poddanych oddziaływaniu poprzecznych obciążeń udarowych.

Literatura

1. Abrate S. Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Reviews* 1991; 44: 155-190.
2. Bełzowski A, Rechul Z, Stasińko J. Uszkodzenia udarowe w laminacie wzmocnionym tkaniną szklaną. *Kompozyty* 2002; 5: 394-399.
3. Holloway L. Current development in materials technology and engineering-pultrusion. *RAPRA reviews* No 3 1989; 2(3).
4. Hou J P, Jerominidis G. Bending stiffness of composite plates with delamination. *Elsevier. Composites: Part A* 2000; 31: 121-132.

5. Kang T J, Kim C. Energy-absorption mechanisms in Kevlar multiaxial warp-knit fabric composites under impact loading. *Composite Science and Technology* 2000; 60: 773-784.
6. Liu D, Malvern L E. Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates. *Journal of Composite Materials* 1987; 21: 594-609.
7. Mayer R W. *Handbook of Pultrusion Technology*. London: Chapman and Hall, 1985.
8. Mouritz A P, Gallagher J, Goodwin A A. Flexural strength and interlaminar shear strength of stitched GRP laminates following repeated impacts. *Composite Science and Technology* 1997; 57: 509-522.
9. Naik N K, Shirao P, Reddy B C K. Ballistic impact behaviour of woven fabric composites: Formulation. *International Journal of Impact Engineering* 2006; 32(9): 1521-1552.
10. Ochelski S. *Metody doświadczalne mechaniki kompozytów konstrukcyjnych*. Warszawa: WNT, 2004.
11. Richardson M O W, Wisheart M J. Review of low-velocity impact properties of composite material. *Elsevier Composites part A* 27A 1996; 27: 1123-1131.
12. Schrauwen B, Peijs T. Influence of Matrix Ductility and Fibre Architecture on the Repeated Impact Response of Glass-Fibre-Reinforced Laminated Composites. *Applied Composite Materials* 2002; 9: 331-352.
13. Shim V P W, Yang L M. Characterization of the residual mechanical properties of woven fabric reinforced composites after low-velocity impact. *International Journal of Mechanical Sciences* 2005; 47: 647-665.
14. Shivakumar K N, Elber W, Illg W. Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminates. *AIAA J.* 1985; 23(3): 442-449.
15. da Silva Jr J E L, Paciornik S, d'Almeida J R M. Determination of the post-ballistic impact mechanical behaviour of a 45 glass-fabric composite. *Polymer Testing* 2004; 23: 599-604.
16. da Silva Jr J E L, Paciornik S, d'Almeida J R M. Evaluation of the effect of the ballistic damaged area on the residual impact strength and tensile stiffness of glass-fabric composite materials. *Composite Structures* 2004; 64: 123-127.
17. Sjoblom P O, Hartness J T, Cordell T M. On low-velocity impact testing of composite materials. *Journal of Composites Materials* 1988; 22: 30-52.
18. Zhang Z Y, Richardson M O W. Low velocity impact induced damage evaluation and its effect on the residual flexural properties of pultruded GRP composites. *Composite Structures* 2007; 81: 195-201.