

Modelowanie uderzenia z niską prędkością i numeryczna estymacja zniszczeń

Adrian Gliszczyński¹, Tomasz Kubiak²

¹Katedra Wytrzymałości Materiałów i Konstrukcji, Politechnika Łódzka
email: adrian.gliszczyński@dokt.p.lodz.pl, tomasz.kubiak@p.lodz.pl

STRESZCZENIE: W pracy zajęto się estymacją pola zniszczeń oraz klasyfikacją rodzajów zniszczenia prostokątnych płyt kompozytowych poddanych uderzeniom z niską prędkością. Rozpatrywane płyty były wykonane z ośmiowarstwowego laminatu GFRP (włókna szklane w żywicy epoksydowej). Analizą objęto ośmiowarstwową, quasi-izotropowy układ warstw [0/-45/45/90]_s. Zaproponowany model numeryczny odwzorował płyty kompozytowe na których przeprowadzane są standardowe próby uderzeń z niską prędkością a następnie po wprowadzeniu obciążenia udarowego przeprowadza się próby ściskania po uderzeniu (CAI). Oszacowanie pól zniszczenia oraz klasyfikacja rodzajów zainicjowanych zniszczeń została dokonana w oparciu o kryterium zniszczenia zaproponowane przez Hashina. Wszystkie analizy numeryczne zostały przeprowadzone w programie ANSYS® bazującym na metodzie elementów skończonych. Estymacja pól i rodzajów zaistniałych zniszczeń została przeprowadzona dla dwóch scenariuszy rozwiązania: modelując uderzenia idealnie sprężyste i odczytując efekty zniszczenia dla maksymalnej energii odkształceń sprężystych oraz z implementacją algorytmu progresywnej degradacji własności materiałowych.

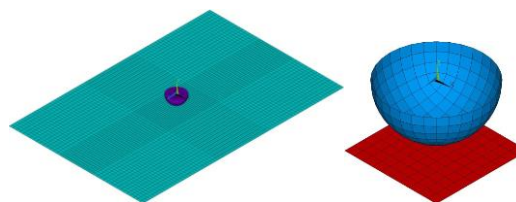
SŁOWA KLUCZOWE: GFRP, uderzenia z niską prędkością, laminat, kryterium Hashina, progresywna analiza zniszczenia (PFA)

1. Wprowadzenie

Wśród szeregu czynników pociągających za sobą konieczność i potrzebę zastosowania materiałów kompozytowych w nowoczesnych konstrukcjach inżynierskich jako najważniejsze można uznać: mały ciężar właściwy, wysoka sztywność właściwa (E/ρ) i wytrzymałość (R/ρ), niskie przewodnictwo cieplne, dobre własności wibroizolacyjne, odporność na działanie obciążenia o charakterze zmęczeniowym, zachowywanie swych własności w polu oddziaływań podwyższonych temperatur oraz odporność na pękanie [1–3]. Materiały kompozytowe posiadają również wady: trudna i wciąż kosztowna technologia wytwarzania, mała odporność konstrukcji na obciążenie skupione, delaminacja, duża wrażliwość na karby i koncentracje naprężeń oraz niemożność stosowania powszechnie znanych kryteriów wytrzymałościowych [4-5]. Wzrost produkcji różnorodnych materiałów kompozytowych oraz szybki rozwój technologii i badań naukowych w tej dziedzinie wykazują zdecydowaną przewagę kompozytów nad materiałami tradycyjnymi takimi jak stale, szkło, polimery, ceramiki. W ostatnim czasie najbardziej spektakularnymi zastosowaniami materiałów kompozytowych są samoloty pasażerskie firmy Boeing® i Airbus®, które zbudowane są w ponad 50% z kompozytów [6]. Ponadto laminaty warstwowe są obecnie najczęściej stosowanym rodzajem kompozytów i od wielu lat znajdują zastosowanie na konstrukcje dźwigarów skrzydeł samolotów [7], łopat śmigłowców [8] czy dźwigary łopat turbin wiatrowych [9]. Nie mniej jednak niska odporność na działanie obciążeń udarowych materiałów kompozytowych pociąga za sobą konieczność prowadzenia dalszych prac naukowo-badawczych celem określenia wpływu lokalnych uszkodzeń laminatów na globalne zachowanie ich struktury.

2. Przedmiot i zakres pracy

Przedmiot pracy stanowi płyta kompozytowa o wymiarach 150 x 100 x 2.08 mm (rys. 1), poddana uderzeniu stalowego impaktora z niską prędkością. Analizowanej płycie przyporządkowano model materiałowy laminatu szklanego GFRP (tabela 1).



Rys. 1. Model numeryczny

Tabela 1. Własności materiałowe

E_1 [GPa]	E_2 [GPa]	ν_{12} [-]	G_{12} [GPa]
30,5	8,1	0,3	2,0

Do zakresu pracy należało dobranie optymalnych parametrów sterujących analizą numeryczną oraz zbadanie ich wpływu na jakościową względną korelację wyników numerycznych. Zbadano wpływ algorytmu rozwiązywania analiz typu Transient: metoda Newmark-a (NMK) i metoda Hilbera, Hughesa i Taylora (HHT) oraz opcje elementów kontaktowych wpływające na inkrementację całkowania równań ruchu i sumaryczny czas rozwiązywania zagadnienia. Obszary i charakter zaistniałych zniszczeń wyznaczono przy implementacji kryterium zniszczenia zaproponowanego przez Hashina (1):

$$\begin{aligned}
 f_f &= \left(\frac{\hat{\sigma}_1}{T_1} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S_{12}} \right)^2, \quad \hat{\sigma}_1 \geq 0 \\
 f_f &= -\frac{\hat{\sigma}_1}{C_1}, \quad \hat{\sigma}_1 < 0 \\
 f_m &= \left(\frac{\hat{\sigma}_2}{T_2} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S_{12}} \right)^2, \quad \hat{\sigma}_2 \geq 0 \\
 f_m &= \left(\frac{\hat{\sigma}_2}{2S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left[\left(\frac{C_2}{2S_{12}} \right) - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_2}{C_2}, \quad \hat{\sigma}_2 < 0
 \end{aligned} \tag{1}$$

Celem implementacji kryterium zniszczenia niezbędnym jest również znajomość naprężeń dopuszczalnych w głównych kierunkach ortotropii (tab. 2).

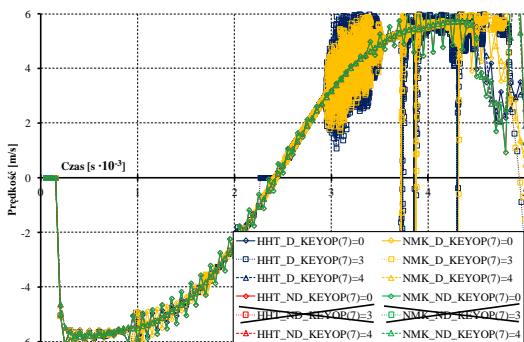
Tabela 2. Naprężenia dopuszczalne

T_1 [MPa]	T_2 [MPa]	C_1 [MPa]	C_2 [MPa]	S_{12} [MPa]
792	39	679	71	108

Wszystkie analizy numeryczne zostały przeprowadzone w programie ANSYS® bazującym na metodzie elementów skończonych. Wyznaczenie map zniszczenia włókien wzmacniających oraz matrycy przeprowadzono dla dwóch wariantów obliczeń. W pierwszym zastosowano standardową analizę typu transient, a obszary i charaktery zniszczeń wyznaczono dla punktu maksymalnej akumulacji energii odkształceń sprężystych w płycie. W drugim przypadku zastosowano progresywną analizę zniszczenia z wariantem natychmiastowej redukcji sztywności elementów płyty w przypadku kiedy kryterium inicjacji (Hashina) zostanie przekroczone. Na podstawie tych obliczeń możliwe było również wyznaczenie energii zaabsorbowanej przez płytę w postaci zakumulowanych odkształceń trwałych.

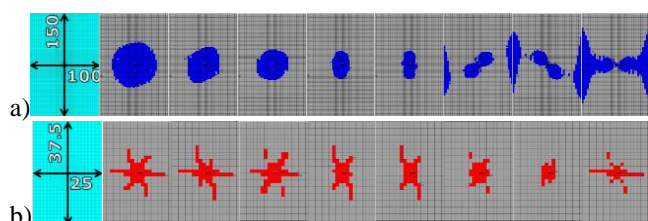
3. Wyniki badań numerycznych

W drodze obliczeń numerycznych zaobserwowano niewielkie różnice przebiegów przemieszczenia oraz prędkości impaktora w zależności od analizowanych parametrów sterujących analizą typu transient oraz istotne różnice dotyczące czasu obliczeń oraz krzywych dotyczących przemieszczenia i prędkości środka płyty, głównie w zakresie odbicia impaktora od płyty (por. rys. 2).



Rys. 2. Prędkość punktu środka płyty w trakcie uderzenia.

Ze wstępnych analiz przeprowadzonych dla analizowanej płyty poddanej obciążeniu udarowemu można stwierdzić, że w dobrej korelacji z dostępnymi wynikami literaturowymi [10] pozostają wyznaczone pola zniszczenia włókien wzmacniających (rys. 2). Pola zniszczenia odpowiadające matrycy znacznie przewyższają rezultaty doświadczalne.



Rys. 3. Obszary zniszczenia matrycy (a) i włókien (b) kolejnych warstw analizowanego laminatu.

4. Podsumowanie

Obiekt analizy stanowiły ośmiowarstwowe płyty kompozytowe wykonane z laminatu szklanego w osnowie żywicy epoksydowej (GFRP) poddane działaniu obciążenia udarowego. Ze wstępnych analiz przeprowadzonych przez autorów wynika, że w dobrej korelacji z wynikami badań doświadczalnych pozostają obszary zniszczenia zbrojenia laminatu. Pola zniszczeń towarzyszące matrycy laminatu znacznie przewyższają obszary obserwowane w eksperymencie. Zamierza się przeprowadzenie analogicznych obliczeń numerycznych zakładających rozwinięcie i uszczegółowienie modelu numerycznego o fazy kohezji między sąsiadującymi warstwami laminatu oraz zastosowanie elementów bryłowych celem odwzorowania warstw laminatu.

Praca została wykonana w ramach projektów naukowych o numerach decyzji DEC-2011/03/B/ST8/06447 i DEC-2015/17/B/ST8/00033 finansowanych przez Narodowe Centrum Nauki.

Literatura

- [1] Muc A., *Optymalizacja struktur kompozytowych i procesów ich wytwarzania*, Księgarnia akademicka, Polska 2006.
- [2] Muc A. i in., *Konstrukcje i materiały kompozytowe*, Wydawnictwo Politechniki Krakowskiej, Polska, 2011.
- [3] Chwał M., *Nanostructures and nanocapsules*, Wydawnictwo Politechniki Krakowskiej, Polska, 2011.
- [4] Kołakowski Z., *Podstawy wytrzymałości i stateczności płytowych konstrukcji kompozytowych*, Wydawnictwo Politechniki Łódzkiej, Polska, 2008.
- [5] Kołakowski Z. i in., *Selected problems of instabilities in composite structures*, Series of monographs, Łódź, 1999.
- [6] Linde P., *Virtual testing of stiffened composite panels at Airbus*, Int. Journal of Structural Stability and Dynamics, Vol. 10, No. 4, pp. 589-600, 2010.
- [7] York C.B., *Buckling analysis and minimum-mass design procedures for composite wing-box structures*, Journal of Aircraft Vol. 43, No. 2, pp. 528-536, 2006.
- [8] Dębski H. i in., *Numerical FEM analysis for the part of composite helicopter rotor blade*, Journal of Kones, Vol. 19, No. 1, pp. 71-77, 2012.
- [9] Bechly M.E. i in., *Structural design of a composite wind turbine blade using finite element analysis*, Vol. 63, No. 3, pp. 639-646, 1997.