

Mgr inż. Jacek Skrzypek
skrzypek.jacek@avioaero.com
AvioAero Bielsko-Biała
Prof. dr hab. inż. Jacek Stadnicki
jstadnicki@ath.bielsko.pl
ATH Bielsko-Biała

WIRTUALIZACJA PĘKANIA MIĘDZYWARSTWOWEGO KOMPOZYTU

Streszczenie: W artykule przedstawiono model MES kompozytu warstwowego wzmocnionego tkaniną z włókien węglowych. Model uwzględnia wewnętrzną strukturę wzmocnienia oraz technologię jego wytwarzania. Model wykorzystano do symulowania propagowania pęknięcia między warstwowego w kompozycie wzmocnionym 16. warstwami tkaniny z włókien węglowych. Za kryterium pęknięcia kompozytu przyjęto przekroczenie dopuszczalnego wydłużenia w osnowie kompozytu. Wyniki analiz i symulacji porównano z wynikami eksperymentu.

Słowa kluczowe: kompozyt warstwowy, model MES, delaminacja

VIRTUALIZATION OF INTERLAYER CRACK PROPAGATION IN CRF COMPOSITE

Abstract: The following article shows the FEM model of a laminate composite reinforced with fabric made of roving of carbon fibres. The model considers the internal structure of the reinforcement and the manufacturing process of its production. This model was used for a simulation of a crack propagation in the 16-layers of carbon fibre laminate. Exceeding permissible strains in the nodes corresponding to the epoxy resin - the warp of the sample was accepted as the criterion for damage. The results of the simulation were then compared with the results of the experiments.

Keywords: laminate composite, FEM model, delamination

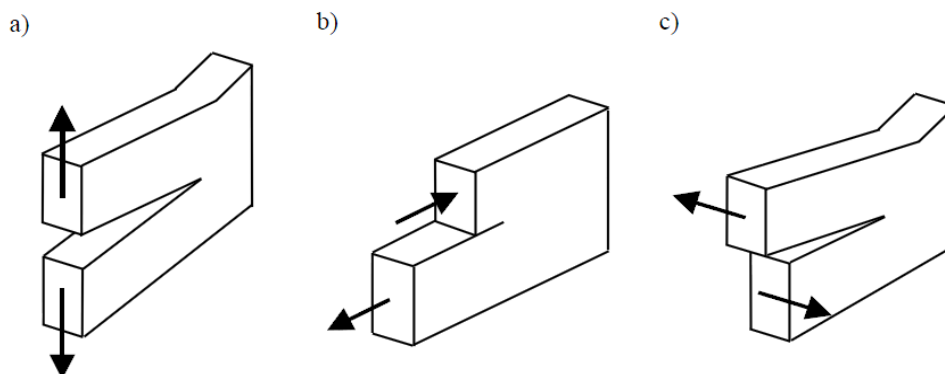
1. WPROWADZENIE

Dynamiczny rozwój materiałów kompozytowych determinuje konieczność nie tylko doskonalenia metod ich wytwarzania, ale również metod obliczeniowych, umożliwiających przewidywanie zachowania tych materiałów. Wykorzystanie symulacji komputerowych, w szczególności metody elementów skończonych jest obecnie najpowszechniej stosowaną metodą wspomagania obliczeń inżynierskich. Podstawą uzyskania właściwych wyników jest przyjęcie poprawnego modelu obliczeniowego, co w przypadku materiałów kompozytowych stwarza pewnego rodzaju trudności, szczególnie dla kompozytów warstwowych (laminatów), w których wzmocnieniem jest tkanina wykonana z tasiemek (*rovingu*) z włókien węglowych, szklanych lub innych. Stosowane obecnie metody obliczeń bazują na wykorzystaniu *prawa mieszanin*, które traktuje kompozyt (składający się z co najmniej dwóch składników: wzmocnienia i osnowy) jako materiał jednorodny, czyli posiadający właściwości będące wypadkową składników. Założenie takie nie jest poprawne, gdyż właściwości wytrzymałościowe zależą nie tylko od właściwości wzmocnienia i osnowy, ale również od struktury wzmocnienia i od wytrzymałości połączenia wzmocnienie – osnowa. Dodatkowo ważnym aspektem obliczeń wytrzymałościowych jest możliwość przewidywania uszkodzeń (pęknięć) i prognozowania ich rozwoju, które w materiałach kompozytowych jest uzależnione o takich czynników jak: rodzaj wzmocnienia, kierunek wzmocnienia, rodzaj osnowy, a także technologia

wykonania (np. możliwość wystąpienia wad struktury). W niniejszej pracy opisano model obliczeniowy kompozytu warstwowego wzmocnianego tkaniną z *rovingu* z włókien węglowych oraz przeprowadzoną z jego pomocą symulację rozwoju najczęściej występującej formy uszkodzenia jaką jest rozwarstwienie (delaminacja) kompozytu. Uzyskane wyniki porównano następnie z wynikami eksperymentu.

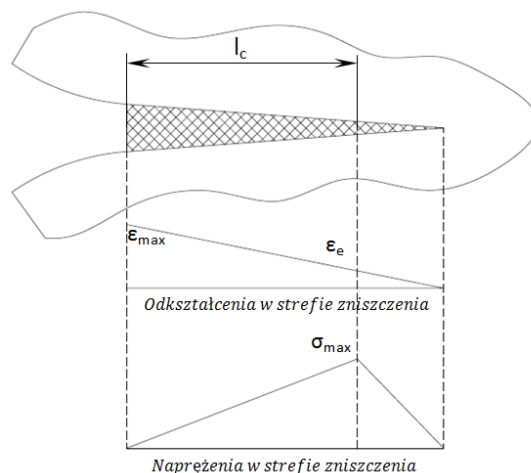
2. ODPORNOŚĆ NA PĘKANIE MATERIAŁÓW KOMPOZYTOWYCH

Do określenia odporności na pękanie stosuje się prawa wynikające z mechaniki pęknięcia ośrodków ciągłych, w których wyróżnia się trzy podstawowe sposoby pęknięcia w zależności od przyłożonego obciążenia (rys.1).

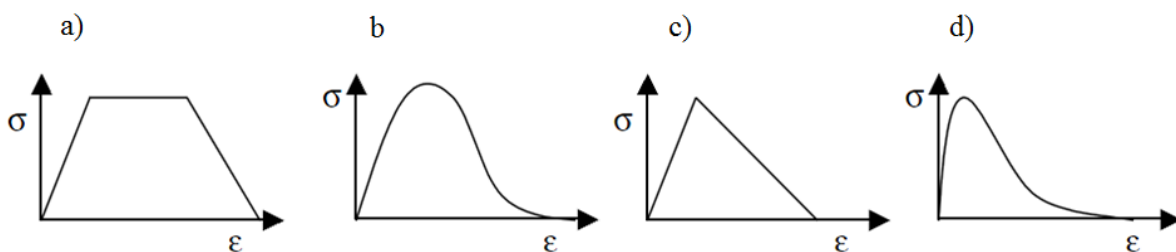


Rys.1 Sposoby obciążenia elementów ze szczeliną: a) sposób I-czyste rozrywanie (otwieranie pęknięcia), b) sposób II-ściananie wzdłużne, c) sposób III-ściananie poprzeczne

Do określenia odporności na pękanie konieczne jest eksperymentalne wyznaczenie stałych materiałowych (współczynnika intensywności naprężeń K lub krytycznego współczynnika uwalniania energii G_c) oraz krytycznej długości szczeliny l . Parametry te umożliwiają ilościową ocenę zachowania się materiału z określoną wadą oraz określenie warunków w jakich następuje powiększenie się tej wady, a w efekcie zniszczenie badanego elementu. Istnieje kilka metod określenia odporności na pękanie kompozytów (laminatów) związanych głównie z rozwojem pęknięć międzywarstwowych czyli delaminacją, która jak już wspomniano, jest najczęściej spotykaną formą uszkodzenia i prowadzi do obniżenia sztywności, wytrzymałości konstrukcji, a w efekcie do zniszczenia. Wśród nich można wyróżnić metodę wykorzystującą elementy kohezyjne (Cohesive Zone Model–CZM) [2], w której zakłada się, że w pobliżu czoła szczeliny występuje strefa materiału o długości l_c , która ulega stopniowej degradacji po przekroczeniu naprężeń maksymalnych σ_{max} . Całkowita separacja następuje dopiero po przekroczeniu odkształceń maksymalnych ϵ_{max} , odpowiadających $\sigma=0$ nie zaś σ_{max} . Stosowane obecnie w komercyjnych systemach MES elementy kohezyjne posiadają różne charakterystyki. Na rys.2 przedstawiono schemat działania elementu kohezyjnego, natomiast na rys.3 przedstawiono podstawowe charakterystyki tego elementu.



Rys. 2 Schemat działania elementu kohezyjnego

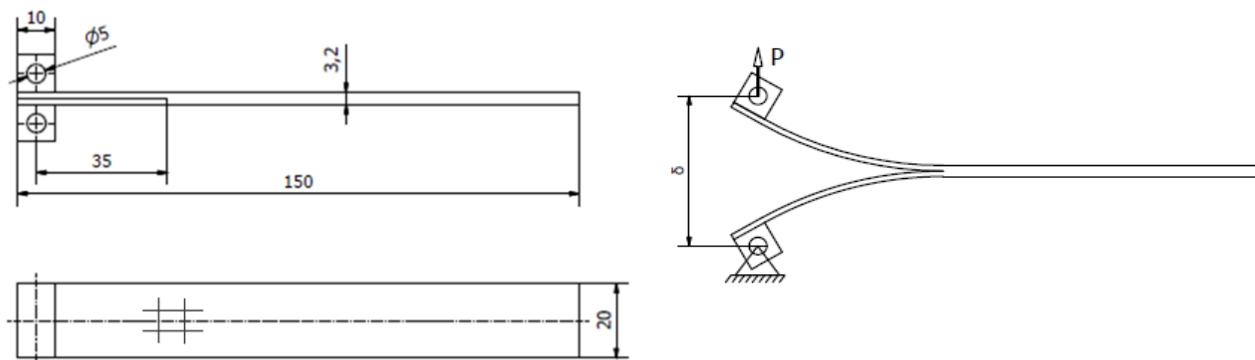


Rys.3 Charakterystyki elementów kohezyjnych: a)trapezowa, b)wielomianowa, c)dwuliniowa, d)wykładnicza

Pole pod wykresem reprezentuje wartość krytyczną współczynnika uwalniania energii G_c , którą w prosty sposób można wyznaczyć poprzez zbadanie konkretnych próbek. Właściwe odwzorowanie długości strefy l_c oraz liczby elementów przypadających na tę strefę, odkształceń ε i ε_{max} , oraz naprężeń σ_{max} , wymaga przeprowadzenia szeregu testów numerycznych, które w ostateczności sprowadzają się do poszukiwania parametrów charakterystyki pozwalających uzyskać zbieżność rozwiązania numerycznego z wynikiem eksperymentu. Z uwagi na trudności z pomiarem tych wartości istnieje duże ryzyko, że przyjęte wartości niewłaściwie odwzorują rzeczywistość. Model dyskretny laminatu posiada wypadkowe stałe materiałowe, zatem nie uwzględnia się w nim wpływu rodzaju zastosowanego wzmocnienia (splot tkaniny) na przebieg delaminacji, co jest wadą tej metody. Dlatego też w dalszej części pracy zaproponowano sposób numerycznego symulowania delaminacji z uwzględnieniem struktury wzmocnienia.

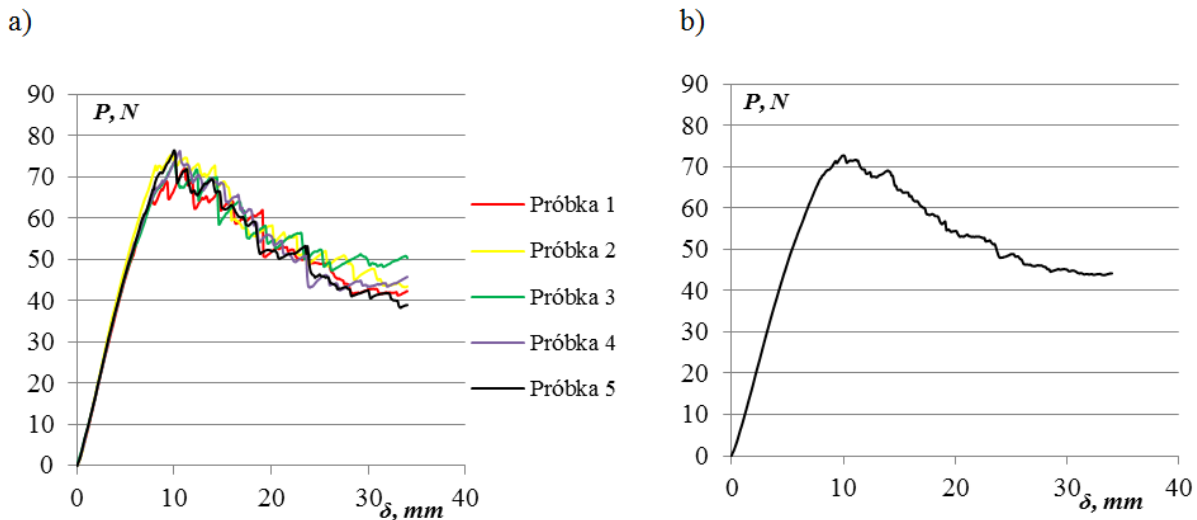
3. DOŚWIADCZALNE WYZNACZANIE ODPORNOŚCI NA PĘKANIE

W badaniach wykorzystano pierwszy sposób obciążenia (czyste rozrywanie). Zastosowano próbkę DCB (*Double Cantilever Beam*) [3], której wymiary i sposób obciążenia przedstawiono na rys.4.



Rys.4 Wymiary próbki DCB i schemat realizacji obciążenia

Próbki wykonano z laminatu składającego się z 16 warstw tkaniny z tasiemek z włókien węglowych o splocie płóciennym i gramaturze 196 g/m^2 . Jako osnowę zastosowano żywicę epoksydową. Szczelina inicjująca pęknięcie wykonana została w płaszczyźnie środkowej próbki w procesie laminowania. Do powierzchni próbki zostały przyklejone metalowe uchwyty pozwalające na zamocowanie w przyrządzie pomiarowym. Na potrzeby analizy przyjęto, że przebieg procesu delaminacji może być odwzorowany zależnością $P(\delta)$, zatem zadawano rozwarcie δ a mierzono siłę P . Eksperyment przeprowadzono dla pięciu próbek o orientacji tasiemek tkaniny jak na rys.4. Na rys.5 przedstawiono wyniki uzyskanych pomiarów.



Rys.5 Zależność siły rozrywającej P od rozwarcia δ : a) dla poszczególnych próbek, b) uśredniona (średnie odchylenie standardowe 2,41N)

Dla przeprowadzonego badania próbki stałą materiałową określającą odporność kompozytu na pękanie jest krytyczna wartość współczynnika uwalniania energii, która może być wyznaczona w stosunkowo prosty sposób wg zależności (1) [3]:

$$G_{Ic} = \frac{3Pd}{2Ba} \quad (1)$$

gdzie: G_{Ic} – współczynnik uwalniania energii dla pierwszego sposobu obciążenia (czyste rozrywanie), P – obciążenie, δ – rozwarcie, B – szerokość próbki, a – długość pęknięcia.

W tabeli 1 przedstawiono uzyskane wartości współczynnika uwalniania energii G_{Ic} .

Tab.1 Wartość współczynnika uwalniania energii

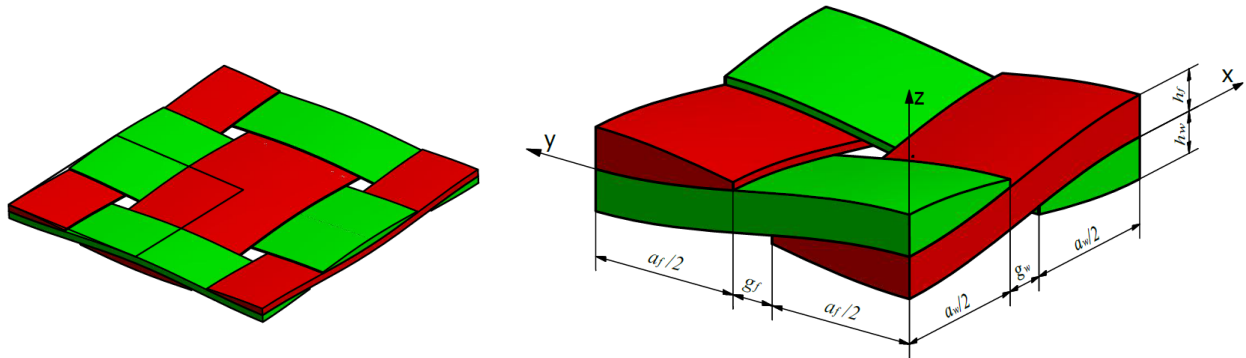
Nr próbki	G_{Ic} [N/m]	Wartość średnia G_{Ic} [N/m]	Odchylenie standardowe σ [N/m]
1	170	166	3,49
2	164		
3	162		
4	169		
5	164		

Uzyskane wyniki pomiarów posłużyły w dalszej kolejności do przeprowadzenia testów numerycznych dla zaproponowanego modelu dyskretnego.

4. DYSKRETNY MODEL OBLICZENIOWY

Jak wspomniano we wprowadzeniu, obecnie stosowane modele numeryczne nie uwzględniają struktury wzmocnienia kompozytu a jedynie wypadkowe stałe materiałowe. Aby wyeliminować to uproszczenie opracowano model dyskretny, w którym wyodrębniono składniki kompozytu: wzmocnienie i osnowę. W pierwszym etapie przygotowano parametryczny model geometryczny tkaniny. W tym celu wykorzystano zależności (2)

opisujące rozkład włókien w zastosowanej tkaninie o splocie płóciennym[1]. Na rys.6 przedstawiono model tzw. komórki elementarnej (*RUC-Repetitive Unit Cell*) oraz parametry geometryczne wykorzystane w równaniach.



Rys.6 Model CAD tkaniny: a) komórka elementarna (*RUC*), b) wymiary tkaniny

$$\begin{aligned} z_f(x) &= -\frac{h_f}{2} \cos \frac{\pi x}{a_w} \\ z_w(y) &= \frac{h_w}{2} \cos \frac{\pi y}{a_f} \end{aligned} \quad (2)$$

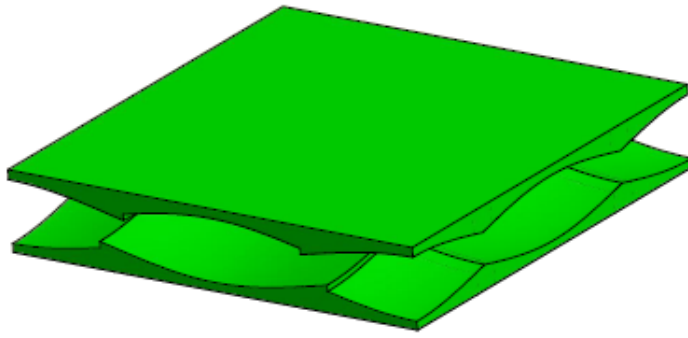
Zależności (2) opisują krzywe środkowe reprezentujące poszczególne tasiemki tkaniny. Natomiast równania (3) opisują parametry przekrojowe poszczególnych tasiemek tkaniny.

$$\begin{aligned} e_f(y) &= \left| h_f \cos \frac{\pi y}{a_f} \right| \\ e_w(x) &= \left| h_w \cos \frac{\pi x}{a_w} \right| \end{aligned} \quad (3)$$

Wykorzystując powyższe zależności można wyprowadzić wzór na powierzchnie, które od góry $z_f^{top}(x, y), z_w^{top}(x, y)$ i od dołu $z_f^{bot}(x, y), z_w^{bot}(x, y)$ ograniczają tkaninę wzmocnienia.

$$\begin{aligned} z_f^{top}(x, y) &= z_f(x) + \frac{1}{2} e_f(y) \\ z_f^{bot}(x, y) &= z_f(x) - \frac{1}{2} e_f(y) \\ z_w^{top}(x, y) &= z_w(y) + \frac{1}{2} e_w(x) \\ z_w^{bot}(x, y) &= z_w(y) - \frac{1}{2} e_w(x) \end{aligned} \quad (4)$$

W kolejnym etapie opracowano model geometryczny osnowy, który w analizowanym kompozycie była żywica epoksydowa. W tym celu wykorzystano operacje na bryłach przy użyciu algebry Boole'a. Z prostopadłościanu o wymiarach wynikających z wymiarów RUC usunięto części, które wypełniała tkanina wzmocnienia, wykorzystując równania powierzchni granicznych (4). W efekcie uzyskano parametryczny geometryczny model żywicy przedstawiony na rys.7.



Rys. 7 Model geometryczny żywicy

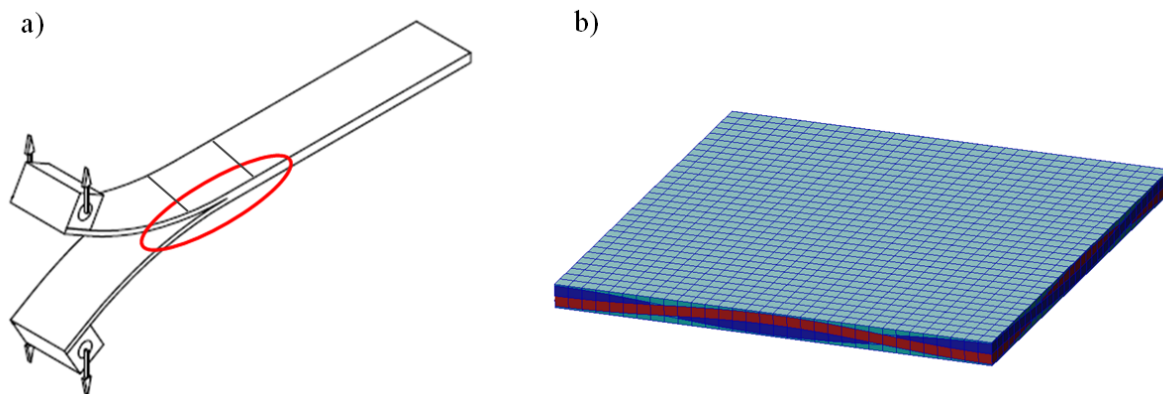
Opracowany model geometryczny może posłużyć do generowania modeli kompozytów z różnymi rodzajami i gramaturami tkanin wzmocnienia, pod warunkiem, że splot tkaniny jest płócienny. W celu przeprowadzenia analizy opracowano dyskretny model obliczeniowy z wykorzystaniem metody elementów skończonych. Dyskretyzacji dokonano

w programie MSC Patran, natomiast obliczenia przeprowadzone zostały w programie MD Nastran. Do dyskretyzacji

wykorzystano liniowe elementy trójwymiarowe (CHEXA) definiowane przez 8 węzłów, posiadające w każdym węźle po trzy stopnie swobody [4]. Przyjęto, że część modelu odwzorowująca żywicę wykonana będzie z materiału izotropowego, natomiast tkanina węglowa z materiału ortotropowego, który wymaga podania 9 stałych materiałowych. Z uwagi na brak danych materiałowych tkaniny z tasiemek z włókien węglowych traktowanych jako materiał ortotropowy, konieczne okazało się przeprowadzenie procesu kalibracji modelu MES, czyli wyznaczenie stałych materiałowych ($E_{xx}, E_{yy}, E_{zz}, G_{xy}, G_{yz}, G_{zx}, \nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{zx}$). W tym celu przeprowadzono dodatkowe badanie polegające na statycznej próbie rozciągania płaskiej próbki kompozytowej składającej się z jednej warstwy tkaniny. Próbka została tak przygotowana, że jej grubość odpowiadała grubości pojedynczej warstwy w próbce DCB. W wyniku badania uzyskano charakterystykę zależności $\sigma(\epsilon)$. W dalszym etapie przygotowano model dyskretny badanej próbki płaskiej i przeprowadzono proces kalibracji, polegający na rozwiązaniu zadania optymalizacji [5], w którym wektorem zmiennych decyzyjnych i funkcją celu są odpowiednio

$$\bar{x} = [x_1, x_2, K, x_9]^T = [E_{xx}, E_{yy}, E_{zz}, G_{xy}, G_{yz}, G_{zx}, n_{xy}, n_{yz}, n_{zx}]^T \text{ oraz } Q(\bar{x}) = \sum_{i=1}^2 [De(P)]^2 \text{ g min,}$$

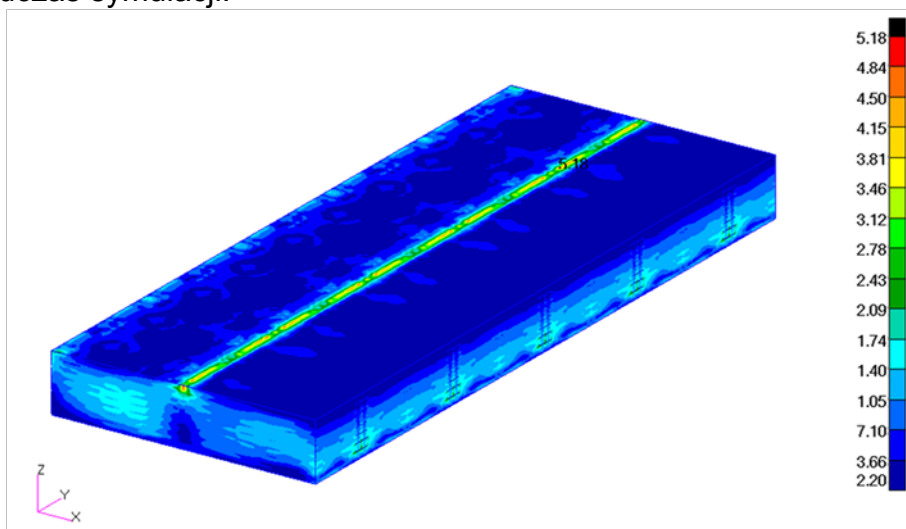
gdzie $De(P) = e_{MES}(P) - e_{EXP}(P)$ oraz e_{MES} – odkształcenie odcinka pomiarowego w modelu MES, e_{EXP} – odkształcenie odcinka pomiarowego wyznaczone eksperymentalnie, P – siła obciążająca próbkę. Kierunek x jest zgodny z osią tasiemki z włókien węglowych. Zadanie rozwiązano wykorzystując moduł optymalizacji SOL 200 programu MD Nastran. W rezultacie rozwiązania zadania optymalizacji uzyskano wartości stałych inżynierskich: $E_{xx}=227\text{GPa}$, $E_{yy}=5,6\text{GPa}$, $E_{zz}=5,6\text{GPa}$, $G_{xy}=4,2\text{GPa}$, $G_{yz}=2,6\text{GPa}$, $G_{zx}=4,2\text{GPa}$, $\nu_{xy}=0,27$, $\nu_{yz}=0,32$, $\nu_{zx}=0,03$. Dane te zostały następnie wykorzystane do zdefiniowania modelu dyskretnego próbki DCB. Z uwagi na rozmiar zadania (liczbę elementów skończonych) zdecydowano, że w procesie symulacji uwzględniany będzie tylko obszar strefy zniszczenia (rys.8a). Ponadto model ten jest symetryczny względem płaszczyzny środkowej próbki, wprowadzono zatem więzy symetrii w celu przyspieszenia obliczeń. Na rys.8b przedstawiono dyskretny model obliczeniowy komórki elementarnej (RUC) wykorzystany do modelowania strefy zniszczenia. Pozostałą część próbki zamodelowano wykorzystując rzadszy podział na elementy skończone.



Rys.8 Model próbki DCB:

a) strefa zniszczenia, b) komórka elementarna w strefie zniszczenia

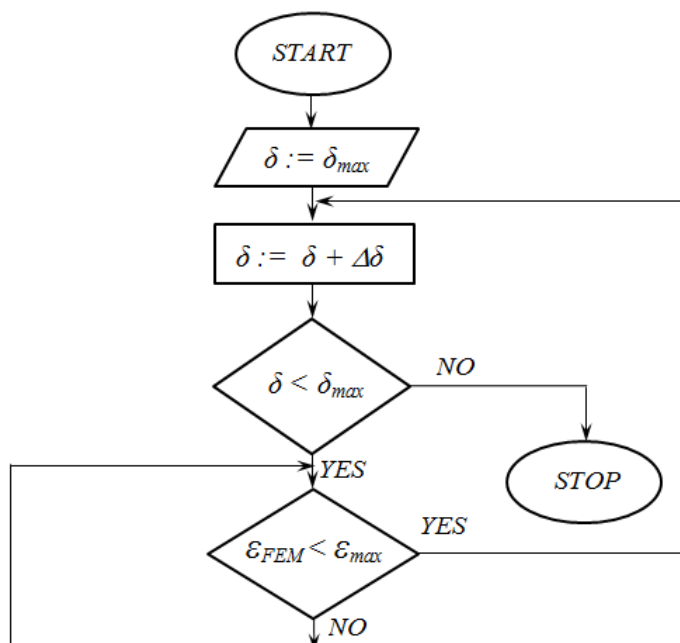
Aby przeprowadzić symulację delaminacji należało przyjąć kryterium uszkodzenia. Jako kryterium uszkodzenia przyjęto przekroczenie odkształceń dopuszczalnych w węzłach odpowiadających żywicy epoksydowej – osnowie badanej próbki. Aby potwierdzić słuszność przyjętego założenia przeprowadzono wstępne obliczenia, w których model dyskretny obciążono przyjmując wartości maksymalnej siły $P=72,6\text{N}$ uzyskaną podczas badań (rys.5b). Na rys.9 przedstawiono wartości odkształceń żywicy w strefie zniszczenia uzyskane podczas symulacji.



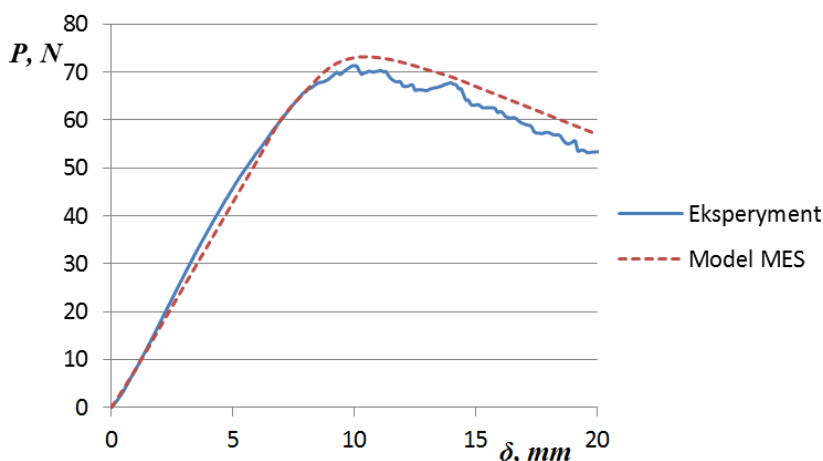
Rys.9 Odkształcenia maksymalne żywicy w strefie zniszczenia, %

Obliczenia wykazały, że maksymalne odkształcenie wynosi 5,18% co potwierdziło słuszność przyjętego założenia, bowiem wg danych producenta uszkodzenie żywicy nastąpi, gdy odkształcenia przekroczą wartość 5–6%.

Dalszym etapem było przeprowadzenie symulowania delaminacji w oparciu o algorytm pokazany na rys.10. W kolejnych iteracjach algorytmu zwiększano rozwarście δ (rys.4) o $\Delta\delta$ aż do uzyskania wartości δ_{max} , która odpowiadała stanowi zniszczenia próbki i została wyznaczona eksperymentalnie (rys.5b). Przy czym, jeśli odkształcenie względne w węzle modelu MES elementu modelującego żywicę (ϵ_{FEM}) przekroczyło wartość krytyczną ($\epsilon_{max}=6\%$), przy którym następuje pęknięcie żywicy, odpowiedni element był usuwany z modelu MES w kolejnej iteracji. Położenie elementów usuwanych z modelu w kolejnych iteracjach pozwoliło na symulowanie ścieżki propagowania pęknięcia w kompozycie, zainicjowanego przez szczelinę w próbce DCB, rozwijającego się pod wpływem narastającego rozwarcia szczeliny (rys.5). Warto dodać, że podczas badań mikroskopowych powierzchni pęknięcia próbki zaobserwowano, że pęknięcie nie zostało spowodowane oderwaniem się żywicy od włókien tkaniny (przekroczenie sił adhezji) lecz



Rys.10 Schemat blokowy symulowania delaminacji



Rys.11 Porównanie charakterystyk $P(\delta)$ dla rzeczywistej próbki i dla modelu dyskretnego

przesycenie wzmocnienia osnową, temperatury wygrzewania oraz czasu wygrzewania podczas laminowania, zatem od technologii stosowanej przez konkretnego producenta. Chcąc wykorzystać zaproponowaną metodykę do oceny wytrzymałości części rzeczywistych konstrukcji wykonanych z kompozytów, należy rozwiązać problem efektywności numerycznej modelu MES. Analizowana próbka DCB składała się z 332 800 elementów i miała 353 754 węzły. Czas pojedynczej iteracji algorytmu wg schematu na rys.10 (komputer z procesorem Intel Core i5-3450, 4GB pamięci RAM) wynosił około 40 minut.

Doświadczenie autorów przy analizie podobnych zagadnień wskazują, że efektywność numeryczną modelu MES można znacznie poprawić redukując rozmiar zadania poprzez wykorzystanie tzw. superelementów, dostępnych w programach analizy MES. Zastosowanie koncepcji superelementu może dać wymierne korzyści, gdyż kompozyt składa się z powtarzających elementów-komórek elementarnych. Wystarczy zatem zdefiniować superelement dla jednej komórki i wykorzystać go podczas budowy całego modelu. W pracy [5] wykazano, że wykorzystanie koncepcji superelementu w analizie ugięcia płaskiej próbki o zbliżonych wymiarach, wykonanej z takiego samego kompozytu jak próbka badana, pozwoliło zredukować rozmiar modelu z początkowych 139 887 stopni

dekohezją samej żywicy (przerwanieniem ciągłości wewnętrznej). Przeprowadzone symulacje numeryczne potwierdziły to zjawisko. Odształcenia maksymalne pojawiają się na powierzchni pęknięcia próbki (w płaszczyźnie symetrii) i nie przenoszą się na węzły łączące tkaninę z żywicą. Proces symulacji propagacji pęknięcia prowadzono do wartości rozwarcia $\delta_{max} = 20\text{mm}$, a uzyskane wyniki porównano z wynikami eksperymentu, co w formie wykresu przedstawiono na rys.11.

Jak przedstawia powyższy wykres uzyskano dobrą zgodność symulacji numerycznej z wynikami eksperymentu (wartość współczynnika korelacji wzajemnej Pearsona wynosi 0,996). Odchylenia charakterystyki mogą być spowodowane występowaniem wad materiałowych powstałych podczas wytwarzania próbki (np. pęcherze powietrza rys.12). Trzeba podkreślić, iż ważne jest właściwe przyjęcie kryterium uszkodzenia, tj. wartości liczbowej odształceń krytycznych

ε_{max} , zależy ono od wielu czynników takich jak proporcja żywicy i utwardzacza,

swobody do 2 928 a przez to skrócić czas obliczeń ze 143s do 2,9 s, czyli blisko 50 razy. Podobnych efektów można oczekiwać w symulowaniu delaminacji.

5. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

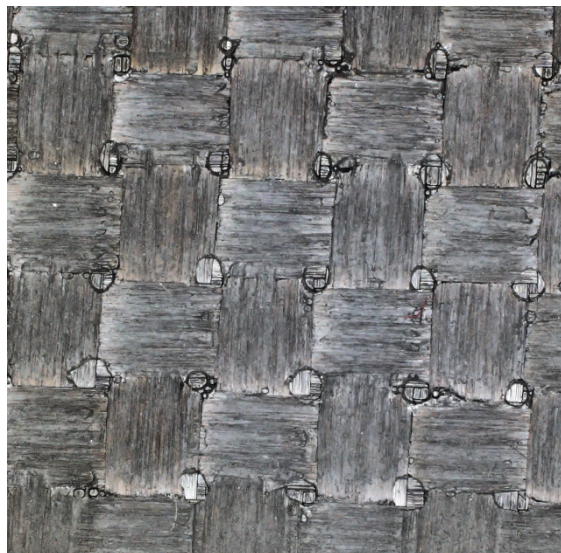
Przeprowadzone badania nad opracowaniem modelu MES do symulowania rozwoju delaminacji w kompozytach warstwowych wzmacnianych tkaninami pozwalają na następujące stwierdzenia:

- obecnie stosowane w komercyjnych systemach MES metody symulowania delaminacji nie są wystarczająco użyteczne, gdyż wymagają od użytkownika znajomości parametrów, które są trudne a czasami niemożliwe do określenia drogą doświadczalną,
- należy dążyć do tego aby w symulacjach numerycznych uwzględnić strukturę wewnętrzną kompozytu (liczbę warstw, ich orientację oraz splot tkaniny wzmocnienia), gdyż w istotny sposób wpływają one na uzyskane wyniki i ich interpretację,
- zaproponowana w artykule metodyka tworzenia modelu MES kompozytu warstwowego wzmacnianego tkaniną z włókien węglowych, pozwoliła uzyskać model z pomocą którego można symulować przebieg procesu delaminacji kompozytu zgony z eksperymentem,
- stałe materiałowe modelu MES kompozytu powinny uwzględniać technologię wykonania i warunki konkretnego wytwórcy konstrukcji kompozytowych (kalibracja modelu MES z wykorzystaniem wyników eksperymentu).

Autorzy przewidują rozwijanie opisanego modelu MES kompozytu w celu stworzenia użytecznego, inżynierskiego narzędzia analizy rzeczywistych konstrukcji kompozytowych.

LITERATURA

- [1] Barbero Ever J.: *Introduction to composite material design*, Taylor & Francis 2010.
- [2] Czarnocki P., Dobrzański P.: *Wykorzystanie elementów kohezyjnych do symulacji rozwoju rozwarstwień w laminatach polimerowych*, Przegląd Mechaniczny 6/2012
- [3] Ochelski S.: *Metody doświadczalne mechaniki kompozytów konstrukcyjnych*, WNT, Warszawa 2004.
- [4] Rakowski G., Kacprzyk Z.: *Metoda elementów skończonych w mechanice konstrukcji*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2005.
- [5] Stadnicki J., Tokarz Z.: *Model obliczeniowy kompozytu warstwowego – kalibracja z wykorzystaniem optymalizacji*, XI Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji: materiały konferencyjne, Jurata 2006.
- [5] Stadnicki J., Tokarz Z.: *Structural analysis of selected constructions made of fabric laminate composite*, *Acta Mechanica Slovaca*, Koszyce 2007, R.11 [nr] 4-A



Rys.12 Powierzchnia pęknięcia próbki DCB z widocznymi wadami powstałymi w procesie wytwarzania