

PORÓWNANIE WYNIKÓW ANALIZ NUMERYCZNYCH I PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH DEMONSTRATORA STRUKTURY LOTNICZEJ

ANNA OSMĘDA

Centrum Technologii Kompozytowych, Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
anna.galinska@ilot.edu.pl

Streszczenie

Uszkodzenia produkcyjne występujące w strukturach lotniczych wykonanych z kompozytów włóknistych, stanowią istotny problem z punktu widzenia bezpieczeństwa eksploatacji tych struktur. W projekcie TEBUK „Opracowanie technologii badań odporności na uszkodzenia lotniczych i kosmicznych kompozytowych struktur nośnych” prowadzonym w Instytucie Lotnictwa, opracowana została metodyka, która pozwala na przewidywanie rozwoju wad produkcyjnych. Metodyka ta została zwalidowana dla struktury lotniczej. W celu walidacji metody zaproponowanej w ramach projektu został zaprojektowany demonstrator struktury lotniczej, którego struktura była wzorowana na stateczniku poziomym samolotu I-23 ‘Manager’. W czasie wytwarzania demonstratora, w jego pokrycie została wprowadzona sztuczna wada produkcyjna – delaminacja. W czasie prób wytrzymałościowych rejestrowano zachowanie się delaminacji i całej struktury za pomocą tensometrów. Równoległe do prób demonstratora zostały przeprowadzone obliczenia z zastosowaniem Metody Elementów Skończonych (MES) dla całej struktury i pozwalające na przewidzenie zachowania się delaminacji. Wyniki otrzymane z symulacji numerycznych zostały porównane z wynikami prób wytrzymałościowych demonstratora. Zgodność między wynikami numerycznymi i wynikami prób demonstratora potwierdziła poprawność obu metod obliczeniowych. Słowa kluczowe: materiały kompozytowe, delaminacja, próby wytrzymałościowe, Metoda Elementów Skończonych, MES.

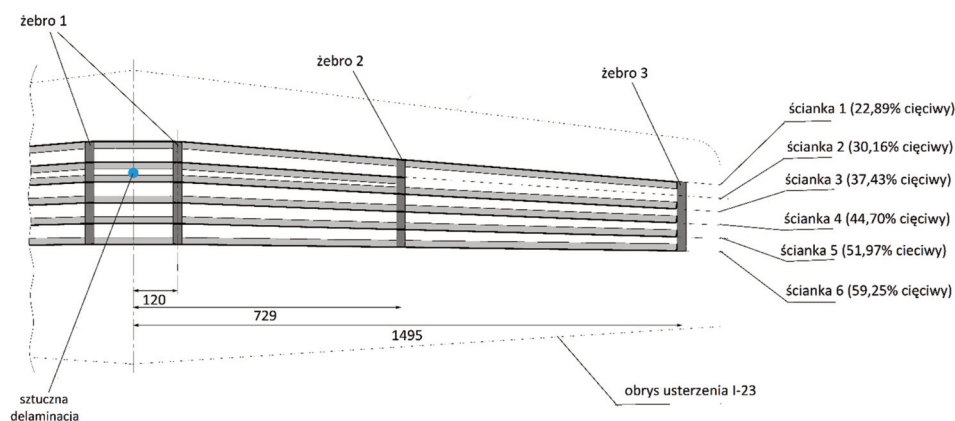
1. WPROWADZENIE

Wyroby wykonane z laminatów są podatne na powstawanie uszkodzeń, takich jak przerwanie włókien, pękanie spoiwa oraz delaminacje na płaszczyznach styku poszczególnych warstw [1]. Delaminacja jest jednym z najczęściej spotykanych uszkodzeń w wyrobach wykonanych z kompozytów włóknistych, co jest spowodowane niewielką wytrzymałością połączeń między warstwami [2]. Powstanie delaminacji jest skutkiem błędów w czasie produkcji lub uszkodzeń, które wystąpiły w czasie użytkowania, takich jak uderzenia przez obce objekty [1]. Powstanie delaminacji powoduje drastyczny spadek sztywności na zginanie struktury kompozytowej, a w przypadku jej ściskania może spowodować lokalne wyboczenie [2, 3].

Celem projektu POIG TEBUK „Opracowanie technologii badań odporności na uszkodzenia lotniczych i kosmicznych kompozytowych struktur nośnych”, realizowanego w Instytucie Lotnictwa, było opracowanie wzorcowej metodyki oceny wpływu uszkodzeń na trwałość i wytrzymałość konstrukcji wykonanych z nowoczesnych materiałów kompozytowych. W ramach projektu została zbadana między innymi wytrzymałość resztkowa próbek po uderzeniach niskoenergetycznych i ze sztucznie wprowadzonymi wadami produkcyjnymi (delaminacjami). Następnie opracowana została metoda symulacji numerycznej, która pozwoliła na przewidzenie wzrostu delaminacji. Dzięki opracowanemu modelowi numerycznemu, który pozwala poprawnie przewidzieć moment początkowy propagacji delaminacji, możliwe jest uniknięcie konieczności wykonywania badań eksperymentalnych i oparcie się na wynikach obliczeń. W celu dowiedzenia, że metodyka badań i obliczeń przeprowadzonych dla próbek jest odpowiednia również dla struktur lotniczych, w projekcie został wykonany demonstrator takiej struktury. Geometria demonstratora została oparta na geometrii kesonu nośnego usterzenia poziomego samolotu I-23 "Manager" [4, 5], jednak jego struktura wewnętrzna została zaprojektowana od nowa w celu zapewnienia warunków, w których możliwa jest propagacja uszkodzenia przed zniszczeniem całej struktury. Demonstrator został poddany próbom wytrzymałościowym, które doprowadziły do wzrostu delaminacji i których wyniki potwierdziły poprawność metody modelowania zachowania się wzmiankowanych wad produkcyjnych. Dodatkowo porównanie wyników badań wytrzymałościowych z wynikami numerycznej analizy wytrzymałościowej struktury demonstratora potwierdziło poprawność tej analizy i wykazało, że może być ona stosowana do obliczeń wytrzymałościowych struktur lotniczych.

2. DEMONSTRATOR

2.1. Geometria



Rys. 1. Geometria i struktura wewnętrzna demonstratora [Osmęda, 2015]

Jako demonstrator wykorzystana została część nośna statecznika samolotu I-23 znajdująca się między dwoma dźwigarami. Część noskowa i ster wysokości nie zostały wykonywane. Żebra wewnętrzne umieszczono w odległości odpowiednio 120 mm, 729 mm i 1495 mm od płaszczyzny symetrii demonstratora. Pozostawiono dźwigary w 22,89% i 59,25% cięciwy od noska profilu i dodano cztery ścianki pomiędzy nimi w 30,16%, 37,43%, 44,70%, 51,97% cięciwy. Wywinęte półki ścianek demonstratora szerokości 20 mm zostały przyklejone bezpośrednio do pokrycia. W miejscach położenia żebier wewnętrznych 1, 2 i 3 zostały dodane żebra zewnętrzne (obejmy),

które posłużyły do wprowadzenia obciążeń w strukturę w czasie prób wytrzymałościowych. W płaszczyźnie symetrii demonstratora została wprowadzona sztuczna delaminacja w postaci dwóch krążków teflonowych o średnicy 40 mm umiejscowionych między warstwami pokrycia statecznika. Geometrię i strukturę wewnętrzną demonstratora przedstawiono na rysunku 1.

2.2. Materiały i układ warstw

Pokrycia górne i dolne demonstratora zostały wykonane z preimpregnatu węglowo-epoksydowego jednokierunkowego. Układ warstw pokrycia jest następujący: $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s$. Kierunek 0° oznacza ukierunkowanie włókien zgodnie z rozpiętością demonstratora. Sztuczna delaminacja została umieszczona między trzecią i czwartą warstwą preimpregnatu licząc od góry pokrycia. Ścianki, zostały wykonane z preimpregnatu węglowego symetrycznego tkaninowego. Układ warstw ścianek jest następujący: $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/45^\circ]_s$. Właściwości materiałowe obu preimpregnatów wykorzystane w obliczeniach zostały zestawione w tabeli 1. Żebra wewnętrzne wykonano ze sklejki wodoodpornej, a żebra zewnętrzne (obejmy) – ze stali.

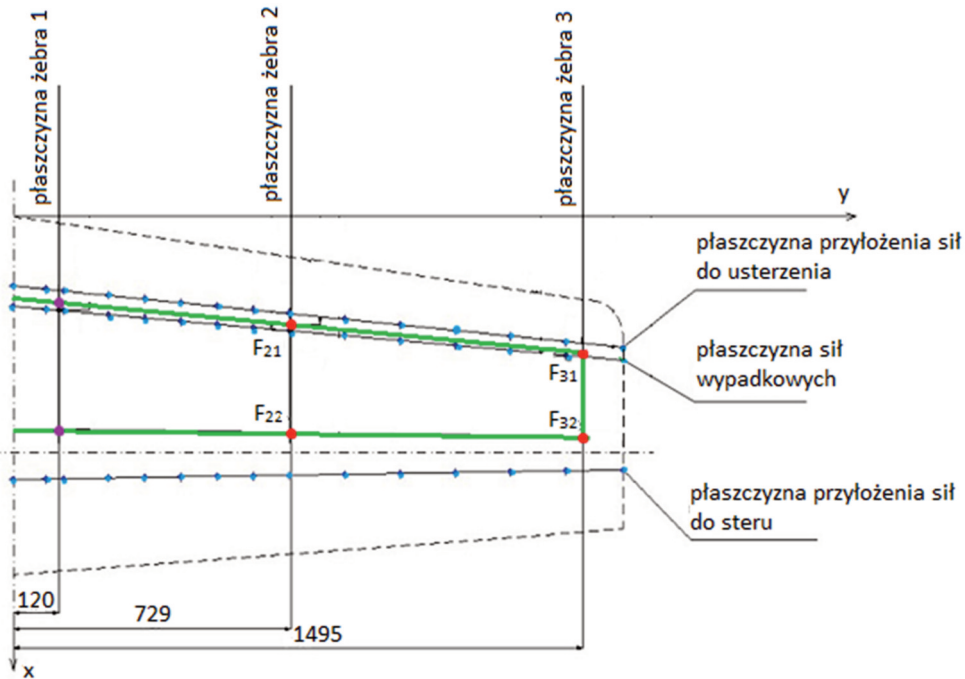
Tab. 1. Dane materiałowe wykorzystane w obliczeniach. Wartości podkreślone są zaczerpnięte z danych dostarczonych przez producenta – firmę Advanced Composites Group

	Materiał pokrycia	Materiał ścianek
E_x [MPa]	<u>128290</u>	<u>59860</u>
E_y [MPa]	<u>8760</u>	59860
E_z [MPa]	8760	8760
ν_{xy} [-]	<u>0,288</u>	0,200
ν_{xz} [-]	0,288	0,320
ν_{yz} [-]	0,300	0,320
G_{xy} [MPa]	<u>4270</u>	<u>4170</u>
G_{xz} [MPa]	4270	3000
G_{yz} [MPa]	3000	3000

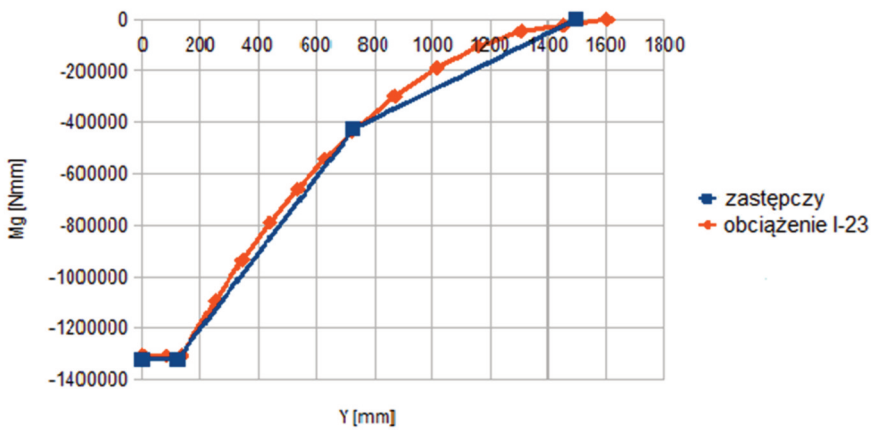
3. WARUNKI PODPARCIA I OBCIĄŻENIE

Demonstrator w czasie próby był podparty na dwóch żebrach środkowych (żebra 1). Obciążenie zostało przyłożone w postaci ośmiu sił skupionych, po dwie siły na każdym 2 i 3 żebrze zewnętrznym. Miejsca podparcia demonstratora i przyłożenia sił przedstawiono na rysunku 2. Wartości przyłożonych sił F_{21} , F_{22} , F_{31} i F_{32} zostały wyliczone dla jednego z przypadków obciążenia statecznika poziomego I-23 w locie [6].

Obciążenie rzeczywiste statecznika poziomego I-23 zostało przekształcone tak, aby dało się je przyłożyć w 8 punktach do żeber zewnętrznych. Dla badań demonstratora najistotniejsze znaczenie miały naprężenia ściskające w pokryciu, za które odpowiedzialny jest moment gnący. W celu jak najlepszego odwzorowania momentu gnącego zostały wyznaczone siły przykładane do żeber 2 i 3 – F_2 i F_3 tak, aby odwzorowany był w nich moment gnący usterzenia. Siła F_2 jest sumą sił F_{21} i F_{22} , a siła F_3 – sumą sił F_{31} i F_{32} . Na poniższym wykresie przedstawione są rzeczywiste momenty gnące usterzenia I-23 i wyliczony moment zastępczy dla demonstratora (Rys. 3).



Rys. 2. Geometria demonstratora i miejsca przyłożenia sił oraz podparcia [Osmęda, 2014]



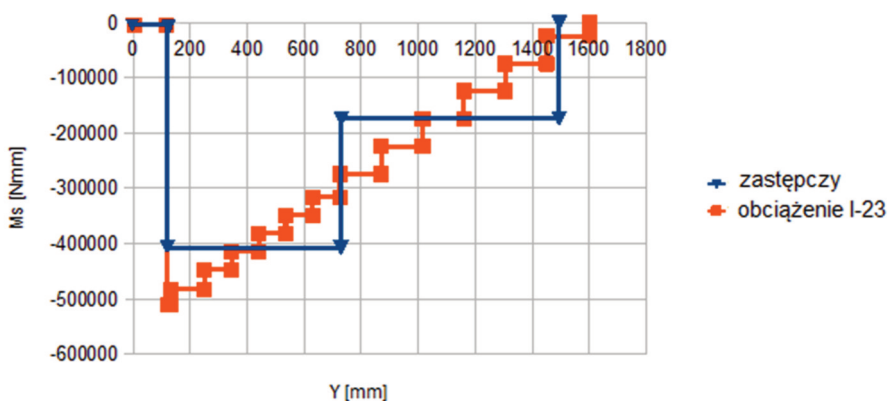
Rys. 3. Rozkład momentu gnącego wzdłuż rozpiętości demonstratora (y) [Osmęda, 2012]

Wartości sił F_2 i F_3 zostały wyznaczone z równań równowagi w kierunku rozpiętości. Wynoszą one:

$$F_2 = -914,7 \text{ [N]}$$

$$F_3 = -555,7 \text{ [N]}$$

W kierunku osi x (ciężki) siły F_2 i F_3 zostały podzielone na pary sił F_{21} i F_{22} oraz F_{31} i F_{32} przyłożone w miejscach przecięcia żeber płaszczyzną sił wypadkowych (Rys. 2) tak, aby jak najlepiej odwzorowywać moment skręcający statecznika I-23 (Rys. 4).



Rys. 4. Rozkład momentu skręcającego wzdłuż rozpiętości demonstratora [Osmęda, 2012]

Wartości sił F_{21} i F_{22} zostały wyznaczone z równań równowagi w kierunku osi x dla żebra 2, a wartości sił F_{31} i F_{32} z równań równowagi w kierunku osi x dla żebra 3. Wartości tych sił wynoszą:

$$F_{21} = - 866,1 \text{ [N]}$$

$$F_{22} = - 48,6 \text{ [N]}$$

$$F_{31} = - 529,2 \text{ [N]}$$

$$F_{32} = - 26,5 \text{ [N]}$$

4. PROGRAM BADAŃ

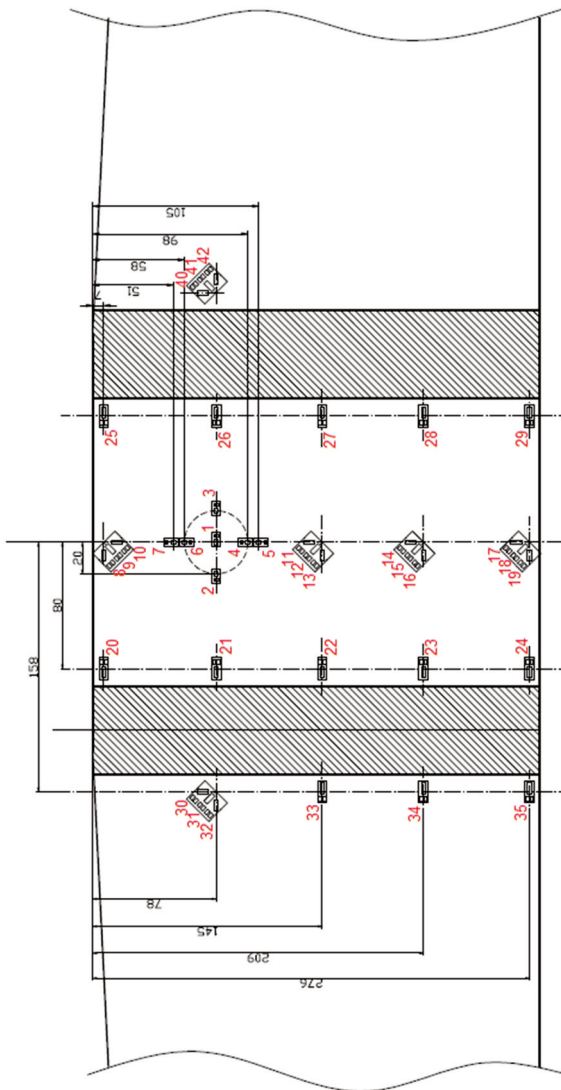
Badania demonstratora obejmowały zarówno badania statyczne, jak i zmęczeniowe. Celem próby statycznej demonstratora było potwierdzenie jego wytrzymałości statycznej oraz walidacja obliczeń numerycznych: zarówno analizy liniowej służącej do wyznaczenia odkształceń w pokryciu demonstratora, jak i nieliniowej służącej do modelowania zachowania się delaminacji. Celem prób zmęczeniowych było sprawdzenie odporności struktury na propagację delaminacji pod wpływem obciążeń zmęczeniowych. Program prób demonstratora został przedstawiony szczegółowo w dokumencie: *Program badań zmęczeniowych i odporności na uszkodzenia demonstratora kompozytowego* [7]. W czasie prób przykładane było obciążenie wyrażone jako wielokrotność n obciążenia jednostkowego odpowiadającego obciążeniu samolotu, które zostało wyliczone w poprzednim rozdziale. W ramach prób zostały przeprowadzone:

- obciążenie próbne do współczynnika siły $n = 6$,
- próba statyczna do obciążenia dopuszczalnego $n = 12$,
- badania zmęczeniowe,
- próba statyczna do obciążenia niszczącego $n = 20,76$ (173% obciążenia dopuszczalnego [9]).

5. STANOWISKO POMIAROWE

Zaprojektowane zostało stanowisko przeznaczone specjalnie do badań demonstratora. Stanowisko to składało się ze sztywnej ramy, na której zamontowany był demonstrator w sposób w przybliżeniu symulujący zamocowanie statecznika I-23 na samolocie. Dwie obejmę znajdujące się

najbliżej środka demonstratora służyły do zamocowania demonstratora na stanowisku. Obciążenia były realizowane za pomocą 4 siłowników przymocowanych do ramy, które wprowadzały wyliczone w poprzednim rozdziale siły F_{21} , F_{22} , F_{31} i F_{32} w obejmę demonstratora. W czasie prób były mierzone i rejestrowane siły przykładane do demonstratora, przemieszczenia i odkształcenia. Siły i przemieszczenia rejestrowane były za pomocą rejestratora LMS SCADAS Mobile SCR 09 z użyciem wkładek V8E. Odkształcenia pokrycia demonstratora mierzone były za pomocą tensometrów w układzie ćwierć mostków za pomocą rejestratora LMS SCADAS Mobile SCR 09 z użyciem wkładek VB8E. Rozmieszczenie tensometrów na demonstratorze i ich oznaczenia są przedstawione poniżej (Rys. 5). Tensometry 1-7 zostały umieszczone w pobliżu delaminacji, aby rejestrować odkształcenia w jej obszarze. Pozostałe tensometry zostały umieszczone w tak, aby można było rejestrować odkształcenia struktury poza obszarem delaminacji.

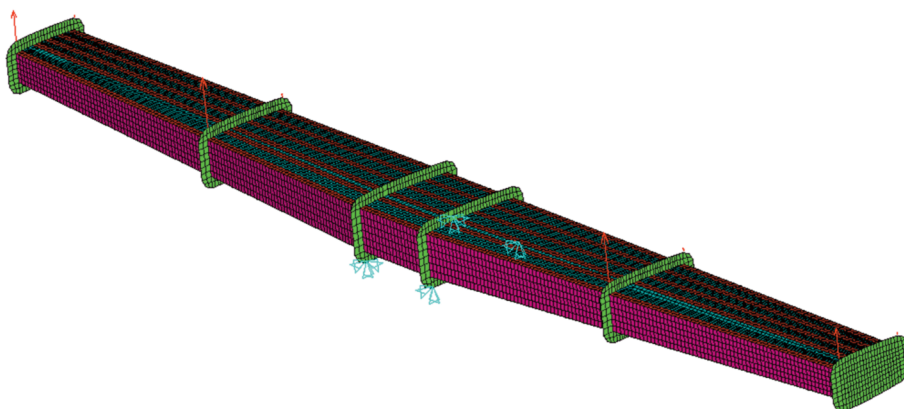


Rys. 5. Rozmieszczenie tensometrów w obszarze badawczym [Osmęda, 2014]

6. ANALIZA MES

6.1. Analiza wytrzymałościowa struktury

Obliczenia wytrzymałości struktury demonstratora zostały przeprowadzone za pomocą oprogramowania Ansys 14.0, a szczegółowa analiza obliczeń została zawarta w sprawozdaniu *Porównanie wyników próby statycznej demonstratora z wynikami obliczeń MES* [8]. Do modelowania wszystkich powierzchni wykonanych z kompozytu użyto elementów powłokowych z nadanym układem warstw ortotropowych. Do modelowania żeber i obejm również użyto elementów powłokowych, ale o właściwościach izotropowych. Model został obciążony w sposób odpowiadający obciążeniom demonstratora w czasie próby wytrzymałościowej. Obciążenie w żebrach zewnętrznych zostało przyłożone jako siły skupione. Obejmy wewnętrzne zostały podparte w sposób przedstawiony poniżej (Rys. 6). W czasie pierwszej próby wytrzymałościowej zrealizowane zostało obciążenie do współczynnika siły $n = 6$, zatem analiza została przeprowadzona dla takiego samego obciążenia.



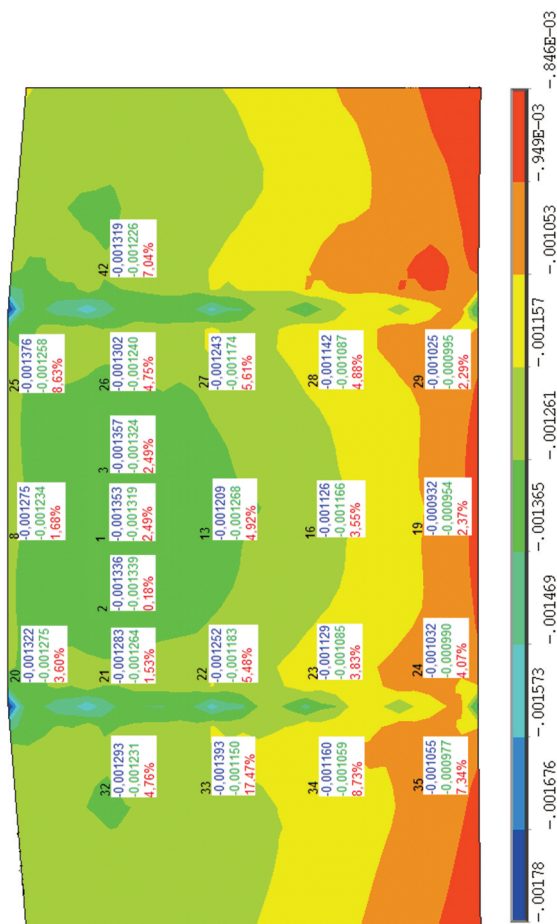
Rys. 6. Model MES demonstratora wraz z obciążeniami [Osmęda, 2014]

6.2. Analiza zachowania delaminacji

Metodyka pozwalająca na modelowanie zachowania się struktury kompozytowej z delaminacją poddanej obciążeniu ściskającemu została przedstawiona szczegółowo w innych pracach [9-11]. Wyniki dotyczące demonstratora uzyskane za pomocą tej metodologii można znaleźć w sprawozdaniu *Liniowa analiza wyboczeniowa demonstratora* [9].

7. PORÓWNANIE WYNIKÓW

Wynikami próby demonstratora jest pole odkształceń uzyskane na podstawie wskazań tensometrów. Różnice między wyliczonymi za pomocą analizy opisaną w podrozdziale 6.1 i zmierzonymi odkształceniami w kierunku rozpiętości są przedstawione poniżej (Rys. 10). Różnica między nimi nie przekracza kilku procent. Ze względu na to, że to odkształcenia w kierunku rozpiętości są istotne dla propagowania delaminacji, można stwierdzić, że przeprowadzona analiza numeryczna pozwala prawidłowo modelować zachowanie się demonstratora w czasie prób wytrzymałościowych.



Rys. 7. Odształcenia w kierunku rozpiętości: zmierzone i obliczone oraz różnica procentowa między nimi [Osmęda, 2014]

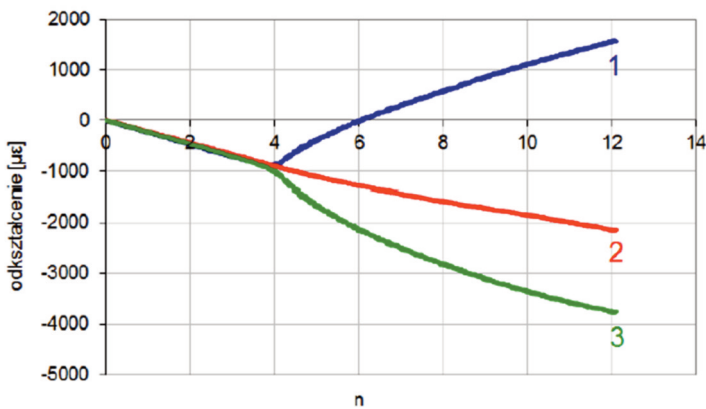
8. WYNIKI PRÓB

Delaminacja została wprowadzona w pokrycie demonstratora za pomocą dwóch kawałków folii teflonowej umieszczonej między warstwami preimpregnatu. W czasie próby do współczynnika obciążenia $n = 6$ pokrycie w obszarze delaminacji nie uległo wyboczeniu, chociaż wg obliczeń powinno to nastąpić przy współczynniku ok. 4. Prawdopodobną przyczyną braku wyboczenia się pokrycia było sklejenie się folii w czasie procesu utwardzania. Między warstwy teflonu zostało więc w sposób kontrolowany wprowadzone powietrze, co spowodowało rozklejenie się folii, dzięki czemu pokrycie w obszarze delaminacji mogło się wybaczać w dalszych próbach. Następnie przeprowadzono próbę statyczną do współczynnika siły $n = 12$.

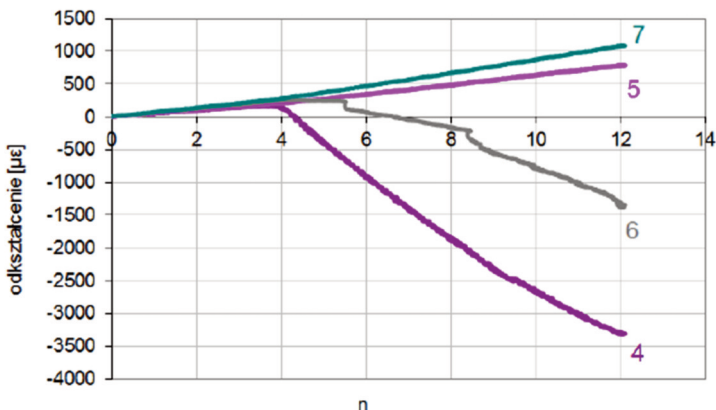
8.1. Próba statyczna do obciążenia dopuszczalnego

O zachowaniu się delaminacji w czasie wzrostu obciążenia w trakcie próby świadczą odczyty z tensometrów 1-7 znajdujących się w jej pobliżu (Rys. 8 i 9). W czasie obciążania demonstratora,

dopóki pokrycie w obszarze delaminacji nie wybacza się ani delaminacja nie propaguje, tensometry 1-3 powinny wskazywać na rosnące odkształcenia ściskające, natomiast 4-7 odkształcenia rozciągające. Po wyboczeniu się pokrycia w obszarze delaminacji, odkształcenia ściskające odczytywane przez tensometr 1 znajdujący się na środku delaminacji, powinny zacząć się zmniejszać ze względu na zwiększenie się krzywizny pokrycia w obszarze delaminacji wywołane wyboczeniem. Odczyty z tensometrów 2 i 3, znajdujących się na granicy delaminacji, powinny wraz z momentem wyboczenia się pokrycia w obszarze delaminacji wykazać przyspieszenie przyrostu odkształceń ściskających. W przypadku odczytów z tensometrów 4 i 6, które również znajdują się na granicy delaminacji, ale w kierunku rozciągającym, wyboczenie się pokrycia w obszarze delaminacji powinno spowodować zahamowanie wzrostu odkształceń rozciągających. O propagacji delaminacji powinien informować natomiast spadek odkształceń rozciągających odczytanych z tensometrów 5 i 7. Dodatkową metodą pozwalającą na stwierdzenie propagacji delaminacji są badania ultradźwiękowe.



Rys. 8. Odkształcenia zarejestrowane przez tensometry 1-3 w próbie do współczynnika siły $n = 12$ [Osmęda, 2014]



Rys. 9. Odkształcenia zarejestrowane przez tensometry 4-7 w próbie do współczynnika siły $n = 12$ [Osmęda, 2014]

Powyżej przedstawiono odczyty z tensometrów 1-7 w czasie próby do obciążenia $n = 12$ (Rys. 8 i 9). Odczyty te wskazały tym razem na wyboczenie się pokrycia w obszarze delaminacji. Wyboczenie wystąpiło zgodnie z przewidywaniami przy współczynniku siły $n = 4$ [9]. Przy tym współczynniku wskazania tensometru 1 zaczęły rosnąć, a wskazania tensometrów 3 i 4 zaczęły

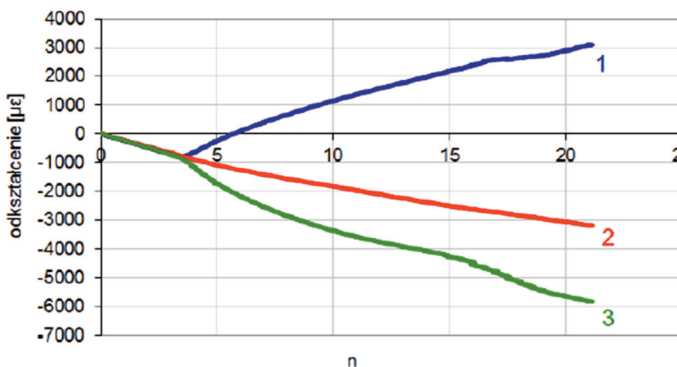
spadać. Zachowanie tensometru 2 nie zmieniło się w czasie trwania próby, a wskazania tensometru 6 zaczęły spadać, ale przy wyższym współczynniku obciążeń niż tensometrów 3 i 4. Wskazania tensometrów 2 i 6 świadczą o braku symetrii delaminacji względem rozmieszczenia tensometrów. Wskazania tensometrów 5 i 7 rosły liniowo w czasie trwania całej próby, co świadczy o tym, że delaminacja nie propagowała. Brak propagacji delaminacji został również potwierdzony badaniami ultradźwiękowymi [12].

8.2. Badania zmęczeniowe

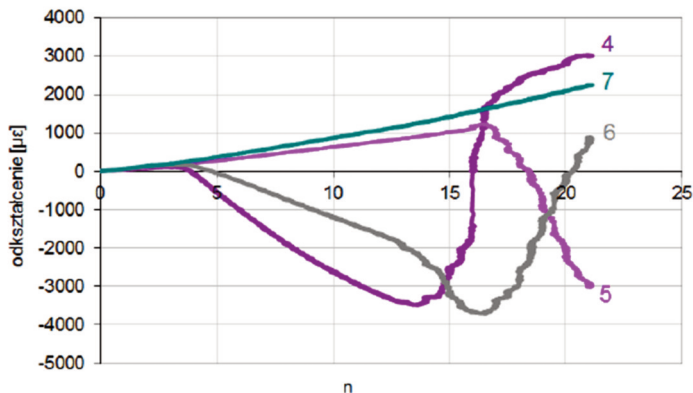
Po obciążeniu demonstratora statycznie do obciążenia dopuszczalnego przeprowadzono próby zmęczeniowe. Wskazania tensometrów nie zmieniły swojego charakteru w czasie trwania badań, co wskazuje na brak propagacji delaminacji. Badania ultradźwiękowe przeprowadzone po zakończeniu badań zmęczeniowych wykazały jednak, że wystąpiła nieznaczna propagacja delaminacji (wzrost średnicy o 3 mm) [13].

8.3. Próba statyczna do obciążenia niszczącego

Po zakończeniu prób zmęczeniowych demonstrator został obciążony statycznie do obciążenia niszczącego odpowiadającego współczynnikowi siły $n = 20,76$. Poniżej przedstawione są odczyty z tensometrów 1-7 (Rys. 10 i 11). Wynika z nich, że wyboczenie się pokrycia w obszarze delaminacji nastąpiło przy tym samym współczynniku obciążenia, co w poprzedniej próbie statycznej (do współczynnika siły $n = 12$). Odształcenia zmierzone przez tensometry 4 i 6 po początkowym spadku zaczęły rosnąć wraz z dalszym obciążeniem przyjmując na końcu próby wartości dodatnie. Może to świadczyć o tym, że delaminacja zaczęła propagować, przez co ściskany tensometr znajdujący się początkowo na granicy wyboczonej delaminacji znalazł się w końcu w obszarze rozciągającym w obrębie delaminacji. Również tensometr 5, który był początkowo rozciągany, wykazuje zmianę tendencji wzrostu odształcenia z dodatniej na ujemną, co może wskazywać na przejście czoła delaminacji w obszar tensometru. Tensometr 7 w czasie całej próby wykazywał liniowy wzrost odształceń rozciągających. Ze względu na symetrię rozmieszczenia, tensometry 2 i 3, 4 i 6, 5 i 7 powinny wskazywać parami te same wartości. Różnice ich wskazań są skutkiem nierównomiernego rozmieszczenia tensometrów względem delaminacji lub nierównomiernej propagacji delaminacji. Wyniki wskazują, że początek propagacji delaminacji wystąpił około współczynnika siły $n = 13$. Wzrost obszaru delaminacji został potwierdzony po zakończeniu próby statycznej dzięki badaniom ultradźwiękowym [12]. Sztywność całego demonstratora nie uległa w czasie prób zmianie na skutek propagacji delaminacji.



Rys. 10. Odształcenia zarejestrowane przez tensometry 1-3 w próbie do współczynnika siły $n = 20,76$ [Osmęda, 2014]



Rys. 11. Odkształcenia zarejestrowane przez tensometry 4-7 w próbie do współczynnika siły $n = 20,76$ [Osmęda, 2014]

9. WNIOSKI

- Zastosowany w pracy liniowy model MES pozwala na modelowanie odkształceń demonstratora w czasie prób wytrzymałościowych.
- Delaminacja na demonstratorze uległa wyboczeniu, po wprowadzeniu odpowiedniej ilości powietrza w celu jej rozklejenia, przy współczynniku siły $n = 4$, co było zgodne z obliczeniami MES dotyczącymi zachowania się delaminacji. Wyniki te potwierdzają poprawność metody obliczeniowej.

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] Simitses, G., Sallam, S. and Yin, W., 1985, “Effect of delamination of axially loaded homogeneous laminated plates”, *AIAA Journal*, 23(9), pp. 1437-1444.
- [2] Turon, A., Camanho, P., Costa, J. and Davila, C., 2006, “A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable mode loading”, *Mechanics of Materials*, 38(11), pp. 1072-1089.
- [3] Wiśniowski W., 2011, „Szybywność i utrata szybywności konstrukcji lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 214, s. 15-23.
- [4] Wiśniowski, W., 2014, „XX lat Programu Samolotów Lekkich i Bezpieczeństwa (PSLiB)”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 3(236), s. 7-25.
- [5] Wiśniowski W., 2014, „Specjalizacje Instytutu Lotnictwa. Przegląd i wnioski”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 2(235), s. 7-16.
- [6] Osmęda, A., 2012, „Analiza wytrzymałościowo-konstrukcyjna demonstratora”, Raport wewnętrzny, 05/BU/2012/TEBUK.
- [7] Szałkowski, S., 2015, „Program badań zmęczeniowych i odporności na uszkodzenia demonstratora kompozytowego”, Raport wewnętrzny, CBMK/CBMS/13010.44/2/2015.

- [8] Osmęda, A., 2014, „Porównanie wyników próby statycznej demonstratora z wynikami obliczeń MES”, Raport wewnętrzny, 11/CNTK/2014.
- [9] Bajurko, P., 2013, „Liniowa analiza wyboczeniowa demonstratora”, Raport wewnętrzny, 12/BU/2013/TEBUK.
- [10] 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(2), pp. 301-312.
- [11] Bajurko, P., Wilk, J., Szelaż, D. i Czarnocki, P., 2012, “Numerical simulation of fatigue delamination growth under mode I loading conditions”, *Journal of KONES*, 19(2), pp. 17-24.
- [12] Katz, T., 2015, „Badania nieniszczące demonstratora technologii TEBUK, diagnostyka po obciążeniu 173%”, Raport wewnętrzny, 11/CKTT/2015.
- [13] Katz, T., 2015, „Badania NDT metodą ultradźwiękową frontu sztucznej delaminacji demonstratora technologii projektu TEBUK po próbach zmęczeniowych”, Raport wewnętrzny, 10/CKTT/2015.

RESULT COMPARISON OF NUMERICAL ANALYSIS AND STRUCTURAL TESTS OF AEROSPACE TEST STRUCTURE

Abstract

The flaws resulting from the production process of fiber composite aerospace parts constitute a substantial problem for the exploitation safety of the structures. In 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 methodology which allows to predict the growth of the production flaws has been developed. The methodology was validated for the case of aerospace structure. A test structure referring to I-23 ‘Manager’ horizontal stabilizer was designed in order to validate the method. An artificial production flaw – delamination, was placed in the test structure skin. During the structural tests the behaviour of the delamination and entire structure was recorded with the use of the strain gauges. In addition to the structural tests the FEM analyses aiming to model the behaviour of the structure and delamination were carried out. The FEM analysis results were compared to the results of the structural tests. The good consistency between the results of the analyses and tests allowed to confirm the validity of the analysis methods. Keywords: composite materials, delamination, strength tests, Finite Element Method, FEM.