



Analiza odkształceń kompozytowego skrzydła samolotu

JACEK STADNICKI, ZBIGNIEW TOKARZ

Akademia Techniczno-Humanistyczna, Katedra Podstaw Budowy Maszyn,
43-309 Bielsko-Biała, ul. Willowa 2

Streszczenie. W artykule przedstawiono modele obliczeniowe skrzydła samolotu EM-11 ORKA wykonanego z kompozytu warstwowego wzmocnianego tkaniną z włókien węglowych. Modele zbudowano z wykorzystaniem metody elementów skończonych, uwzględniono strukturę wewnętrzną kompozytu na poziomie jego komponentów: wzmocnienia — tkaniny i osnowy — żywicy. W modelach MES zastosowano elementy powłokowe i superelementy. Wyniki obliczeń ugięć skrzydła porównano z wynikami pomiarów stanowiskowych.

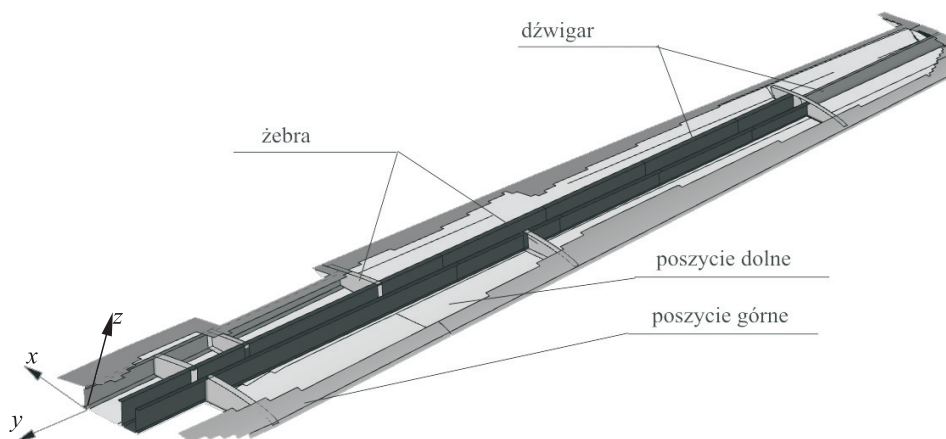
Słowa kluczowe: kompozyt warstwowy, model MES, skrzydło samolotu, konstrukcje lotnicze — wytrzymałość

Symbole UKD: 629.735.018

1. Wstęp

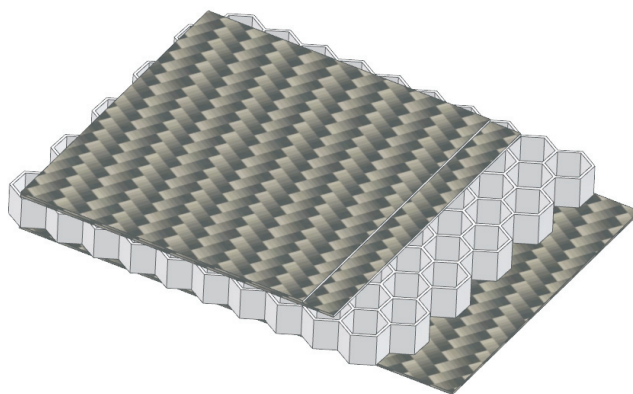
Jak wykazują badania kompozytów warstwowych wielu autorów, na własności mechaniczne kompozytów wpływają nie tylko własności komponentów (wzmocnienia i osnowy), lecz także, często w równym stopniu, struktura wzmocnienia i proces technologiczny wytwarzania. Niniejsza praca jest kontynuacją wcześniejszych [8, 9, 10], w których szczegółowo opisano zaproponowany model MES kompozytu warstwowego, zastosowany dotychczas w analizie próbek kompozytu [8, 9] i elementu konstrukcyjnego maszyny o prostym kształcie (rura) [10]. Dobra zgodność wyników obliczeń numerycznych i przeprowadzonych badań eksperymentalnych zachęciły autorów do podjęcia próby zastosowania opracowanego modelu MES kompozytu do obliczeń ugięcia złożonej konstrukcji, jaką jest skrzydło samolotu. Do analizy wybrano skrzydło samolotu EM-11 ORKA, które było przedmiotem

badania i opisane w pracach [5, 6], dotyczących zarówno analizy skrzydła, jak i całego kadłuba samolotu. Celem tej pracy jest wykorzystanie możliwości zastosowania innego sposobu modelowania kompozytu warstwowego z uwagi na adekwatność modelu i numeryczną efektywność modelu. Z tego punktu widzenia skrzydło samolotu było traktowane jako przykładowa konstrukcja, której ugięcia zmierzone eksperymentalnie są znane. Samolot EM-11 ORKA skonstruowany w Bielsku-Białej jest to czteromiejscowy, dwusilnikowy samolot, którego kadłub i skrzydła są w całości wykonane z kompozytu warstwowego wzmocnianego tkaniną z włókien węglowych. Tworzenie nowej konstrukcji lotniczej wymaga przeprowadzenia procesu certyfikacji, na który składają się między innymi próby statyczne zginania skrzydła [7]. Skrzydło samolotu ORKA jest zbudowane z kilku komponentów: górnego i dolnego poszycia, dźwigarów, żeber i innych mniejszych elementów (rys. 1), połączonych przez klejenie — laminowanie. Jako półfabrykatów do ich wykonania użyto tkaniny z włókien węglowych i tasiemek równolegle ułożonych włókien węglowych, tzw. *rovingu*, pełniących rolę wzmocnienia oraz żywicy epoksydowej będącej osnową i spoiwem (rys. 2). W procesie laminowania skrzydła zastosowano również tzw. wypełniacz, który ma postać „plastra miodu” i przez to zwiększa sztywność laminatu, nie powodując istotnej zmiany jego masy.



Rys. 1. Komponenty skrzydła samolotu EM11 ORKA

W rezultacie otrzymano materiał typu *sandwich* o układzie warstw laminat-wypełniacz-laminat (rys. 2).

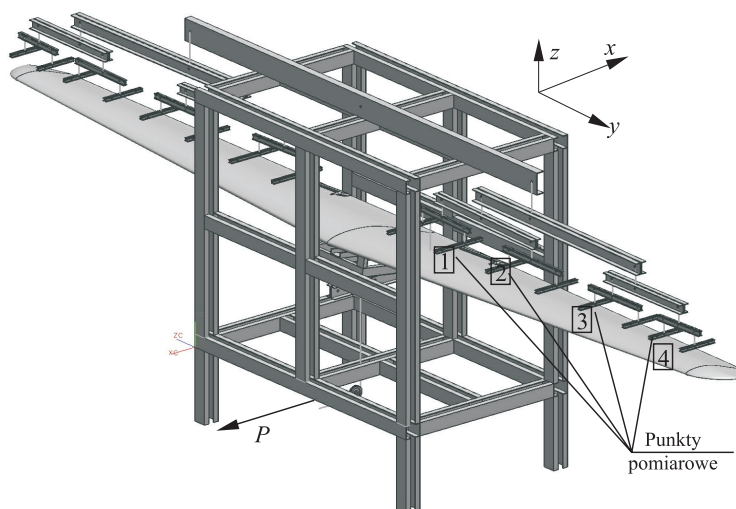


Rys. 2. Struktura poszycia skrzydła samolotu EM11 ORKA

2. Próba statyczna skrzydła

Schemat statycznej próby zginania skrzydła przedstawiono na rysunku 3. Skrzydło podwieszono do sztywnej klatki za pomocą układu sztywnych belek i nierozciągliwych cięgien przyklejonych do dolnego poszycia.

Obciążenie przyłożono w miejscach występowania tzw. okuc, którymi skrzydło jest połączone z kadłubem. Cykl obciążania podzielono na 12 kroków, charakteryzujących się wartościami od 5% do 175% obciążenia nominalnego skrzydła określonego przez odpowiednie przepisy lotnicze. Mierzono przemieszczenia

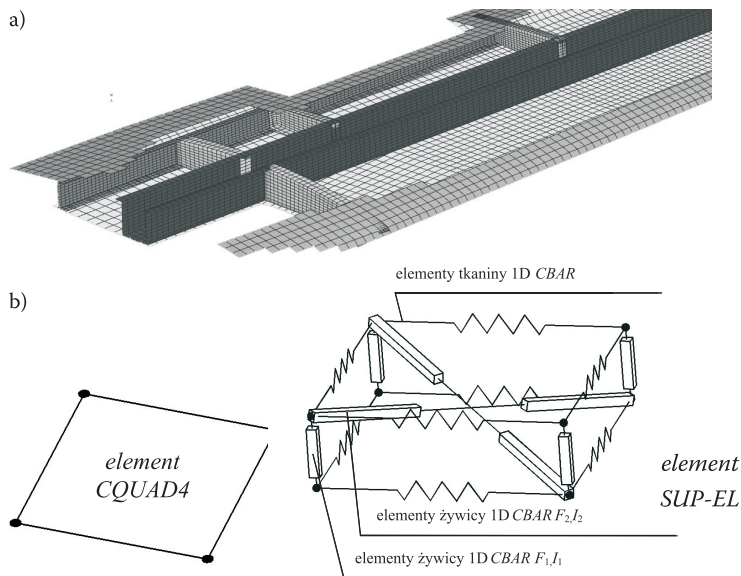


Rys. 3. Schemat zamocowania skrzydła — widok z przodu [7]

punktów pomiarowych rozmieszczonych wzdłuż skrzydła — po cztery punkty na powierzchni każdej połowy skrzydła. Celem próby było symulowanie rzeczywistych warunków pracy skrzydła podczas lotu.

3. Modele obliczeniowe skrzydła

Komponenty skrzydła (rys. 4) są powierzchniowymi cienkościennymi ustrojami nośnymi — powłokami. Biorąc pod uwagę ich złożone kształty, do budowy modelu obliczeniowego skrzydła wykorzystano środowisko MSC Patran/Nastran i metodę elementów skończonych — MES. Elementami skończonymi odpowiednimi do modelowania powłok są w tym środowisku elementy typu *CQUAD4* [4] (rys. 4b). Jest to element powłokowy czterowzłowy, który ma sztywność w płaszczyźnie elementu i sztywność w kierunku normalnym do elementu. Umożliwia on ponadto modelowanie materiałów warstwowych — laminatów z uwzględnieniem liczby warstw, ich wzajemnej orientacji oraz własności materiałowych poszczególnych warstw (*PCOMP* — właściwości elementu). Modele materiałowe kompozytów warstwowych, z których zbudowane są komponenty skrzydła, opracowano na podstawie danych uzyskanych od producenta samolotu, danych katalogowych półfabrykatów [3], własnych badań laboratoryjnych [8], wykorzystując tzw. prawo mieszanin i teorię laminowania [11], które traktują kompozyt jak materiał ortotropowy zbudowany



Rys. 4. Model MES: a) komponenty skrzydła; b) elementy skończone *CQUAD4* i *SUP-EL*

ze wzmocnienia (tkaniny) i osnowy (żywicy). Przykładowo moduł Younga dla kompozytu wzmocnianego tkaniną $E_1 = E_2 = 14,0$ GPa, dla kompozytu wzmocnianego pasami *rovingowymi* $E_1 = 96,0$ GPa. Biorąc pod uwagę kształt i wymiary komponentów skrzydła, zdefiniowano następujące rozmiary i rodzaje elementów skończonych $CQUAD4_{x,i}$ (gdzie: $x = A, B, C, D$; $i = 1, 2, \dots, 7$):

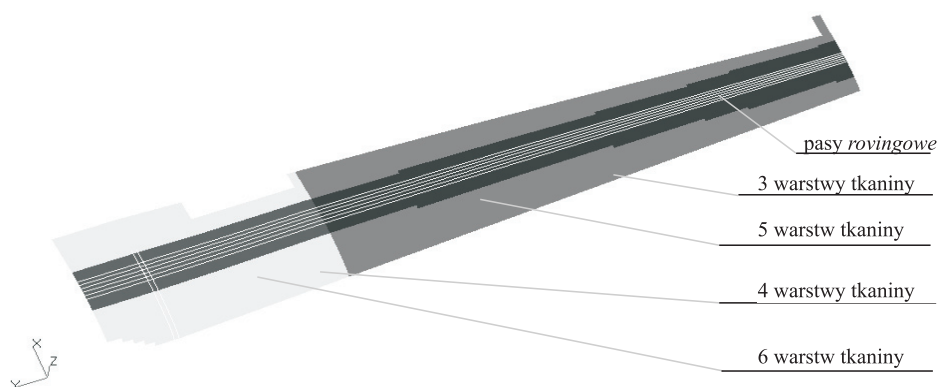
- A. $CQUAD4_{A,i}$ — o powierzchni do 100 mm^2 ,
- B. $CQUAD4_{B,i}$ — o powierzchni od 100 mm^2 do 400 mm^2 ,
- C. $CQUAD4_{C,i}$ — o powierzchni od 400 mm^2 do 900 mm^2 ,
- D. $CQUAD4_{D,i}$ — o powierzchni od 900 mm^2 do 1000 mm^2 ,

różne liczby warstw wzmocnienia — tkaniny zastosowane w komponentach skrzydła spowodowały konieczność wyodrębnienia siedmiu rodzajów elementów skończonych:

- 1. $CQUAD4_{x,1}$ — 1 warstwa, grubość $0,25 \text{ mm}$,
- 2. $CQUAD4_{x,2}$ — 2 warstwy, grubość $0,50 \text{ mm}$,
- 3. $CQUAD4_{x,3}$ — 3 warstwy, grubość $0,75 \text{ mm}$,
- 4. $CQUAD4_{x,4}$ — 4 warstwy, grubość $1,00 \text{ mm}$,
- 5. $CQUAD4_{x,5}$ — 6 warstw, grubość $1,50 \text{ mm}$,
- 6. $CQUAD4_{x,6}$ — 8 warstw, grubość $2,00 \text{ mm}$,
- 7. $CQUAD4_{x,2}$ — 12 warstw, grubość $3,00 \text{ mm}$.

W rezultacie powstała macierz elementów skończonych $[CQUAD4]_{4 \times 7}$. Elementy macierzy wykorzystano do zamodelowania górnego i dolnego poszycia, dźwigarów i żeber (rys. 1).

W poszyciu skrzydła występują dodatkowe wzmocnienia zbudowane z tzw. pasów *rovingowych* ułożonych wzdłuż głównego dźwigara (rys. 5). W modelu MES zastąpiono je elementami skończonymi typu belkowego $CBAR$. Ponadto, w modelu

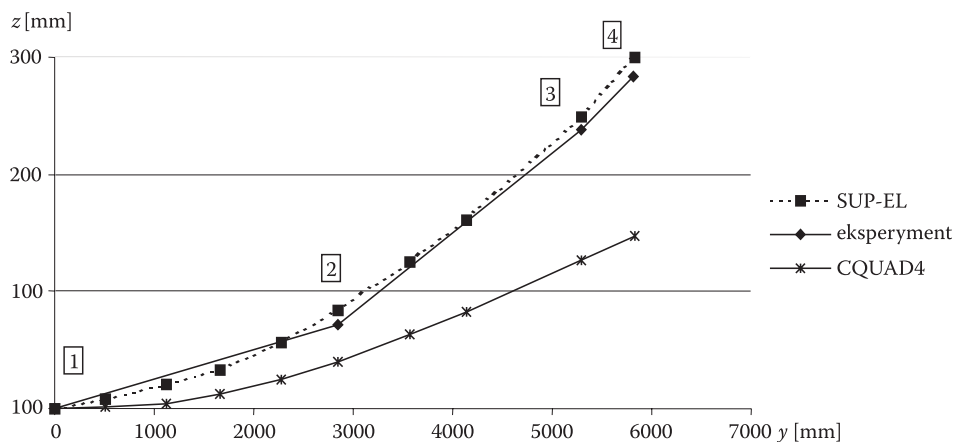


Rys. 5. Model MES — podklasy górnego poszycia

występują także sztywne elementy belkowe *RBAR*, których użyto do zamodelowania połączeń komponentów oraz zasymulowania przyłożenia obciążenia zgodnie z warunkami przeprowadzenia statycznej próby zginania skrzydła.

Model MES zawierał 25 520 elementów *CQUAD4*, 8 863 elementów *CBAR* oraz 486 elementów *RBAR* i miał 134 518 stopni swobody.

Analiza modelu MES pozwoliła obliczyć przemieszczenia węzłów położonych w tych samych miejscach, w których zmierzono przemieszczenia podczas statycznej próby zginania skrzydła. Porównanie wyników obliczeń i pomiarów przedstawiono na wykresie na rysunku 6. Duże różnice wartości uprawniają do wniosku, że model MES wykorzystujący elementy *CQUAD4* nie jest wystarczająco adekwatny do analizowanego skrzydła. Przyczyn rozbieżności należy upatrywać przede wszystkim w tym, że nie uwzględnia on dostatecznie struktury wewnętrznej wzmocnienia — tkaniny w kompozycie. Powyższy fakt stwierdzono również podczas badań eksperymentalnych próbek kompozytu, co zostało szczegółowo opisane w pracach [8, 9, 10].



Rys. 6. Ugięcia skrzydła otrzymane jako wynik eksperymentu i analizy numerycznej modeli MES

Aby poprawić adekwatność modelu MES konstrukcji kompozytowej, należałoby zatem w modelu uwzględnić strukturę wewnętrzną na poziomie przeplecionych tasiemek tworzących tkaninę. Taki sposób modelowania podany między innymi w pracach [1, 2, 13], prowadzi jednak do tak znacznego wzrostu złożoności modelu MES (liczby elementów i stopni swobody), że czyni to ten sposób modelowania kompozytu nieprzydatnym w analizie rzeczywistych konstrukcji. Tej wady nie ma zaproponowany przez autorów sposób modelowania kompozytów, w którym pojedynczą komórkę kompozytu odwzorowuje się za pomocą elementów belkowych

CBAR tworzących jedną całość, tzw. superelement (rys. 4b) [9]. Superelement w naturalny sposób uwzględnia przeplot tasiemek tkaniny wzmocnienia, które są zastąpione elementami belkowymi przenoszącymi tylko rozciąganie, a elementy belkowe odpowiadające osnowie (żywicy) mogą być rozciągane, ściskane i zginane, przez co komórka kompozytu zachowuje się podobnie, aczkolwiek niedokładnie tak samo, jak element CQUAD4. Superelement może mieć rozmiary odpowiadające rozmiarom oczka tkaniny wzmocnienia, może być także skalowany do większych rozmiarów po to, aby zmniejszyć liczbę elementów (stopni swobody) modelu MES. Superelement wymaga podania stałych elementów belkowych (przekrojów F , momentów bezwładności przekrojów I oraz stałych materiałowych E i ν). Stałe materiałowe E , ν elementów CBAR modelujących tkaninę wzmocnienia (rys. 4b) wyznaczono doświadczalnie, w sposób opisany w pracy [8], a elementów CBAR modelujących żywicę przyjęto według karty technologicznej producenta [3]. Momenty bezwładności przekrojów elementów belkowych modelujących żywicę wymagają przeprowadzenia odpowiedniej procedury kalibracyjnej [9]. Na wstępie przeprowadza się eksperyment pomocniczy, w którym próbkę kompozytu obciąża się w podobny sposób, w jaki obciążona jest rzeczywista konstrukcja (skrzydło). Zmierzono ugięcia płaskiej próbki kompozytu w 10 punktach pomiarowych. Następnie sformułowano zadanie optymalizacji parametrycznej MES, w którym szukane były momenty bezwładności przekrojów elementów belkowych modelujących żywicę (I_1 i I_2 , rys. 4b) z uwagi na kryterium zgodności obliczonych i zmierzonych ugięć próbki. Sposób prowadzenia kalibracji został szczegółowo opisany w pracy [9]. Warto tutaj dodać, że wyniki raz przeprowadzonej kalibracji dla kompozytów wytwarzanych w danych warunkach produkcyjnych mogą być wykorzystywane wielokrotnie w analizie MES konstrukcji wykonanych z tych kompozytów.

Do budowy modelu bazującego na superelementach wykorzystano opisany wcześniej model zbudowany z elementów powłokowych CQUAD4. Opracowano specjalną procedurę numeryczną do zamiany elementów CQUAD4 na superelementy. W miejsce każdego elementu CQUAD4 został wprowadzony superelement. Uwzględniono przy tym zróżnicowanie elementów pod względem rozmiaru i grubości (liczby warstw). Wykorzystano wcześniej podany podział elementów na cztery rozmiary i siedem rodzajów. W efekcie elementy CQUAD4 modelu MES skrzydła zastąpiono superelementami z macierzy superelementów $[SUP-EL]_{4 \times 7}$. Dla każdego z elementów $SUP-EL_{x,i}$ przeprowadzono opisaną poprzednio procedurę kalibracji. Dla poszczególnych rozmiarów „ x ” superelementów, skalowano próbkę płaską, przyjmując odpowiedni do rozmiarów współczynnik skalujący α (x): α (A) = 1, α (B) = 2, α (C) = 3, α (D) = 4. Siedem rodzajów elementów różniących się grubością uwzględniono, przyjmując w modelu obliczeniowym odpowiednią liczbę warstw superelementów składających się na próbkę płaską o grubości 4 mm; np. dla $SUP-EL_{x,i}$ grubości 0,25 mm przyjęto 16 warstw \times 0,25 mm = 4 mm, a dla $SUP-EL_{x,5}$ o grubości 1,5 mm przyjęto (2 warstwy \times 0,25 mm) + (1 warstwa \times 1,00 mm) = 4 mm. Otrzymany

w ten sposób model skrzydła zawierał wyłącznie elementy belkowe, w tym: 556 649 elementów *CBAR*, 486 elementów *RBAR* i miał 1 021 258 stopni swobody.

Ugięcie skrzydła otrzymane jako wynik analizy modelu wykorzystującego superelementy przedstawia rysunek 6.

4. Wyniki analizy

Na rysunku 6 przedstawiono wyniki pomiaru ugięcia skrzydła podczas statycznej próby zginania, zmierzone w czterech punktach pomiarowych pod obciążeniem $P = 46 \text{ kN}$ [7]. Na tym samym wykresie przedstawiono wyniki analiz numerycznych dwóch modeli MES: pierwszego wykorzystującego elementy powłokowe *CQUAD4* oraz drugiego wykorzystującego superelementy *SUP-EL* i procedurę kalibracji modelu. Jak już wspomniano, rozbieżność wyników pomiaru i obliczeń modelu MES z elementami *CQUAD4* jest znaczna. Błędy względne ugięć obliczonych w punktach pomiarowych podano w tabeli 1.

TABELA 1

Porównanie wyników eksperymentu i analizy MES

nr pkt.	eksperyment	MES — superelement SUP-EL		MES — element CQUAD4	
	ugięcie [mm]	ugięcie [mm]	błąd względny [%]	ugięcie [mm]	błąd względny [%]
1	0	0	0	0	0
2	72	76	7,6	44	39,0
3	238	266	10,6	130	45,2
4	283	309	8,4	152	46,4
		średni błąd względny [%]	8,9	średni błąd względny [%]	43,5

Średni błąd względny dla modelu z elementów *CQUAD4* wynosi 43,5%. Wartości ugięć obliczone z wykorzystaniem modelu obliczeniowego z superelementami *SUP-EL* są dużo bliższe wartościom zmierzonym, a średni błąd względny jest równy 8,9%, co dla tak złożonej konstrukcji jak analizowane skrzydło można uznać za akceptowalną wartość.

Warto podkreślić, że w tym przypadku ugięcia obliczone są większe od zmierzonych — oszacowanie z góry, co powiększa bezpieczeństwo analizowanej konstrukcji.

5. Wnioski

Porównanie wyników obliczeń i pomiarów stanowiskowych ugięć kompozytowego skrzydła samolotu wykazało konieczność stosowania w praktyce inżynierskiej modeli obliczeniowych kompozytów warstwowych uwzględniających strukturę wewnętrzną kompozytu na poziomie wzmocnienia — tkaniny i osnowy — żywicy. Zaproponowany w artykule model MES wykorzystujący superelement, który odwzorowuje budowę wewnętrzną kompozytu, okazał się adekwatny do inżynierskich analiz konstrukcji kompozytowych. Przy tak złożonej konstrukcji, jaką jest analizowane kompozytowe skrzydło samolotu EM-11 ORKA, czas analizy modelu, który dla komputera z procesorem AMD Athlon(tm) 64 X2 Dual Core Processor 3800 i 2 GB pamięcią RAM wynosił około 180 minut, można uznać za akceptowalny w praktyce inżynierskiej.

Warto dodać, że kompozyty warstwowe wzmocnione tkaniną nie ulegają całkowitemu zniszczeniu po przekroczeniu naprężeń dopuszczalnych o niewielką wartość. Następuje wtedy rozwarstwienie kompozytu na skutek pęknięcia wiązań z żywicy, która jest wielokrotnie mniej wytrzymałym komponentem od tkaniny — wzmocnienia. Częściowo uszkodzony kompozyt może w dalszym ciągu przenosić obciążenia, choć oczywiście jego nośność się zmniejsza. Opisany w artykule model kompozytu wykorzystujący superelement (rys. 4b) pozwala w naturalny sposób modelować takie zjawisko. Również w przypadku, gdy obciążenie powodujące zniszczenie kompozytu jest funkcją czasu, zaproponowany model MES umożliwia łatwe symulowanie propagacji pęknięcia.

Artykuł wpłynął do redakcji 21.02.2008 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w kwietniu 2008 r.

LITERATURA

- [1] P. BOISSE, M. BORR, K. BUET, A. CHEROUAT, *Finite element simulations of textile composite forming including biaxial fabric behaviour*, Composites, Part B: Engineering, 1997.
- [2] J. CHEN, D. S. LUSSIER, J. CAO, X. Q. PENG, *Materials characterization methods and material models for stamping of plain woven composites*, Composite Structures, 2005.
- [3] M. G. SCHEUFLER, *Laminierharz L 418 Härter 418*, Karta produktu, 2004.
- [4] NASTRAN: Help SYSTEM, 2005.
- [5] A. OLEJNIK, S. KACHEL, R. ROGÓLSKI, P. LESZCZYŃSKI, D. KUBIĆ, *Dyskretny model struktury płatowcowej samolotu EM-11 Orka w zastosowaniu do numerycznych analiz aerosprężystych*, X Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji, materiały konferencyjne, Jurata, 2006.
- [6] A. OLEJNIK, S. KACHEL, R. ROGÓLSKI, P. LESZCZYŃSKI, *Doświadczalna analiza naprężeń kompozytowej struktury skrzydła samolotu EM-11 Orka*, XI Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji, materiały konferencyjne, Jurata, 2005.

- [7] T. SIUDAK, E. MARGAŃSKI, *Sprawozdanie Próby Statycznej Skrzydła Prototypu Samolotu EM-11 „ORKA”*, E. Margański i Wspólnicy Zakłady Lotnicze, nr ewid. WD/004, Bielsko-Biała, 2004.
- [8] J. STADNICKI, Z. TOKARZ, *Model numeryczny zniszczenia kompozytu warstwowego wzmocnionego tkaniną z włókien węglowych*, IX Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji, materiały konferencyjne, Jurata, 2005.
- [9] J. STADNICKI, Z. TOKARZ, *Model obliczeniowy kompozytu warstwowego — kalibracja z wykorzystaniem optymalizacji*, Biul. WAT, (nr spec. 1), Warszawa, 2007.
- [10] J. STADNICKI, Z. TOKARZ, *Structural analysis of selected constructions made of fabric laminate composite*, Acta Mechanica Slovaca, Koszyce, 2007.
- [11] R. C. WETHERHOLD, *Mechanics of Laminated Structures*, Composites Engineering Handbook, New York, 1997.
- [12] A. WILCZYŃSKI, *Polimerowe kompozyty włókniste: własności, struktura, projektowanie*, WNT, Warszawa, 1996.
- [13] P. XUE, J. CHEN, *Integrated micro/macro-mechanical model of woven fabric composites under large deformation*, Composite Structures, 2005.

J. STADNICKI, Z. TOKARZ

Analysis of deflection of composite aircraft wing

Abstract. Calculation models of wing of ORKA aircraft, which is made of composite material reinforced by fabric of carbon fibers, are presented in the paper. The models are constructed using finite elements method, the inner structure of the composite material in the level of its components: reinforcement — fabric and resin matrix has been taken into account. Shell elements and superelements are used in the FEM models. The calculation results of wing deflection of have been compared to the results of experimental measurements.

Keywords: laminar composite, FEM model, aircraft wing, aircraft constructions — strength

Universal Decimal Classification: 629.735.018