

ANALIZA NUMERYCZNA KOMPOZYTOWEJ ŁOPATY ŚMIGŁA OGONOWEGO

RADOSŁAW KONIK

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

Streszczenie

Analiza numeryczna/wytrzymałościowa kompozytowej łopaty śmigła ogonowego przeprowadzana została z wykorzystaniem oprogramowania MSC PATRAN/NASTRAN. Model obliczeniowy zbudowany został z wykorzystaniem następujących elementów: elementy belkowe (śruby mocujące okucie metalowe do konstrukcji kompozytowej), elementy powierzchniowe (dźwigar, pokrycie etc.) oraz elementy bryłowe (okucie, wypełniacz komórkowy).

Analizowane przypadki obciążeń:

1. zawis ustalony;
2. praca śmigła ogonowego w czasie zawisu śmigłowca, ze zmianą kąta nastawienia łopat śmigła ogonowego w zakresie 5-20 stopni w czasie jednej sekundy;
3. praca śmigła ogonowego w czasie lotu śmigłowca z prędkością 200 km/h ze zmianą kąta nastawienia łopat śmigła ogonowego w zakresie 5-20 stopni w czasie jednej sekundy.

Przypadki z szybką zmianą kąta nastawienia łopaty zrealizowane zostały poprzez przyłożenie ciśnień do pokryć łopaty wynikające z danego stanu lotu, które odwzorowują uzyskiwaną siłę ciągu w danym manewrze oraz dodatkowo przykładana była siła odśrodkowa wynikająca z prędkości obrotowej w danym stanie lotu.

Zastosowane materiały na okucie łopaty śmigła ogonowego – stal wysokostopowa (opcjonalnie tytan) natomiast na strukturę łopaty – kompozyty bez-autoklawowe oraz aramidowy wypełniacz komórkowy.

Słowa kluczowe: Łopata kompozytowa, śmigło ogonowe, kompozyty bez-autoklawowe, wypełniacz komórkowy, aramid.

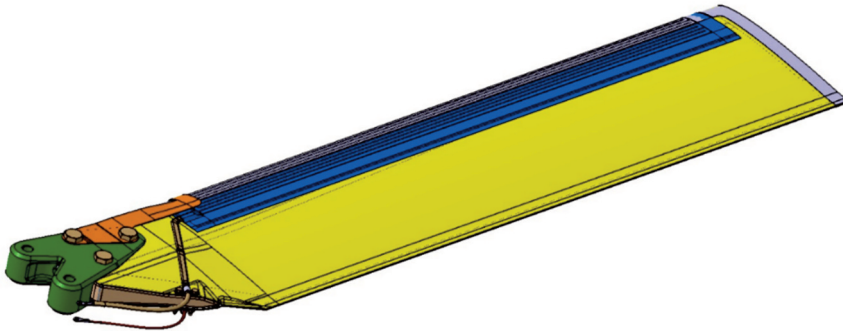
1. WPROWADZENIE

Analizowaną łopatę śmigła ogonowego wykonano w technologii kompozytów bez-autoklawowych (Out Of Autoclave – OOA). Profil aerodynamiczny, jak również pozostałe niezbędne dane do wykonania obliczeń aerodynamicznych i wytrzymałościowych przyjęto jak w śmigłowcu PZL Świdnik Mi-2.

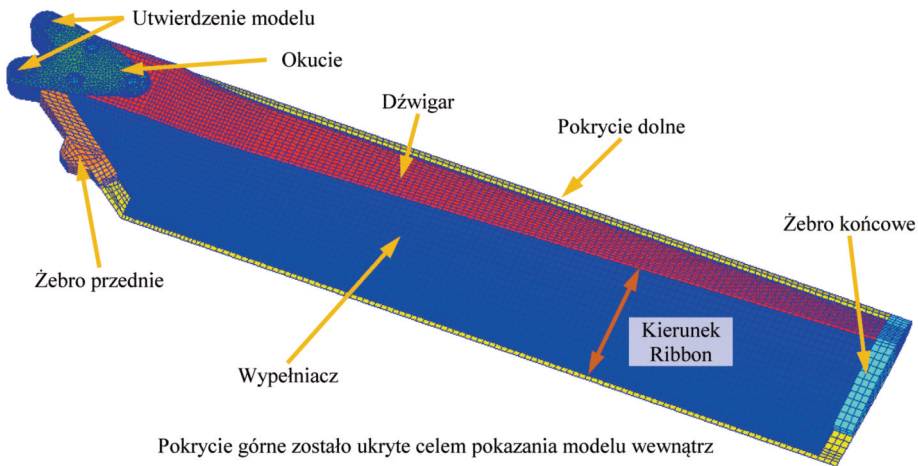
Model MES zbudowano w oprogramowaniu MSC PATRAN 2010 na podstawie modelu CAD (Rys. 1), który został wygenerowanych za pomocą oprogramowania CATIA v5 firmy DASSAULT SYSTEMES. Masa zamodelowanej łopaty kompozytowej wynosi 3,95kg.

Tab. 1. Podstawowe dane geometryczne i masowe metalowej łopaty śmigła ogonowego

Średnica śmigła ogonowego	2,7 m
Liczba łopat	2
Maksymalny kąt nastawienia śmigła ogonowego	$+20^\circ \pm 20^\circ$
Minimalny kąt nastawienia śmigła ogonowego	$-10^\circ \pm 20^\circ$
Prędkość obrotowa śmigła ogonowego	1445 obr/min
Masa łopaty śmigła ogonowego	4,18 kg
Cięciwa profilu	212 mm
Grubość profilu	25,44 mm
Profil	NACA0012



Rys. 1. Model geometryczny analizowanej łopaty śmigła ogonowego [opracowanie własne, 2015].



Rys. 2. Opis modelu MES [opracowanie własne, 2015].

Właściwości mechaniczne struktury kompozytowej zamodelowano z użyciem kart PCOMPG wykorzystując PLY ID (unikatowa numeracja dla poszczególnej warstwy) tak, aby móc w pełni kontrolować zmianę poszczególnych warstw w danym regionie struktury. Po całkowitym zbudowaniu modelu MES (Rys. 2) został wyważony pod względem masy oraz położenia środka ciężkości tak, aby masa modelu i położenie środka ciężkości analizowanej łopaty śmigła ogonowego była zgodna z modelem CAD. Prawidłowa masa jak i położenie środka ciężkości są bardzo istotne, ponieważ do obciążania łopaty wykorzystywana jest siła odśrodkowa, która uzależniona jest od masy, położenia środka ciężkości oraz prędkości obrotowej łopaty.

Obliczenia wytrzymałościowe wykonane zostały za pomocą oprogramowania MSC NASTRAN w zakresie analizy liniowej dla stanów lotu zdefiniowanych w tabeli 2 z zastosowaniem metody obliczeniowej najmniejszych odkształceń. Efektem zastosowania danej metody jest uzyskanie w pliku wynikowym wskaźnika zniszczenia dla poszczególnych warstw jak i również maksymalnej wartości dla całej analizowanej struktury kompozytowej.

Wyznaczone zostały również sztywności giętne i skrętna modelu FEM oraz przeanalizowana została dynamika modelu pod kątem drgań własnych w zakresie 0÷500 Hz bez obciążenia jak i z przyrostem siły odśrodkowej.

2. WYZNACZENIE OBCIĄŻEŃ DOPUSZCZALNYCH

Stany lotu, które zostały użyte do analizowania łopaty śmigła ogonowego przedstawione zostały w tabeli 2.

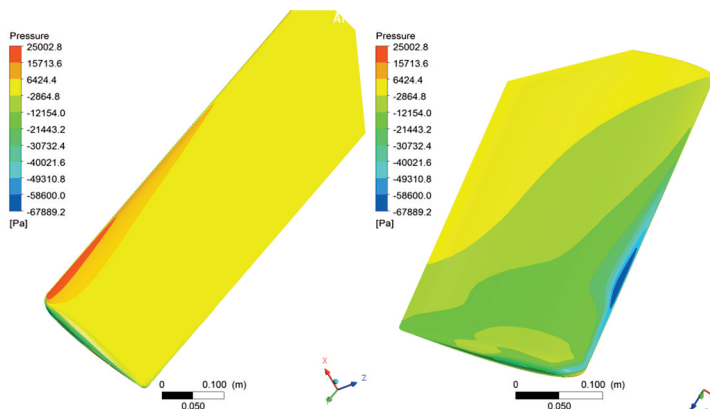
Tab. 2. Przypadki analizowanych stanów lotu

Lp.	Nazwa przypadku	Opis	Sposób realizacji
1	Rozciąganie wraz ze zginaniem	Zawis ustalony: Siła odśrodkowa + siła ciągu	Przyłożenie obrotów nominalnych oraz redystrybucja poprzez MPC (typu RBE3) siły skupionej (ciągu) w osi przekreśień na $0,7R$
2	Przypadek 1	Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym w zawisie do 20°	Przyłożenie obrotów nominalnych oraz obciążenie ciśnieniem wyznaczonym dla danego stanu lotu
3	Przypadek 2	Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20° w locie ustalonym z prędkością maksymalną ($v=200$ km/h)	Przyłożenie obrotów nominalnych oraz obciążenie ciśnieniem wyznaczonym dla danego stanu lotu

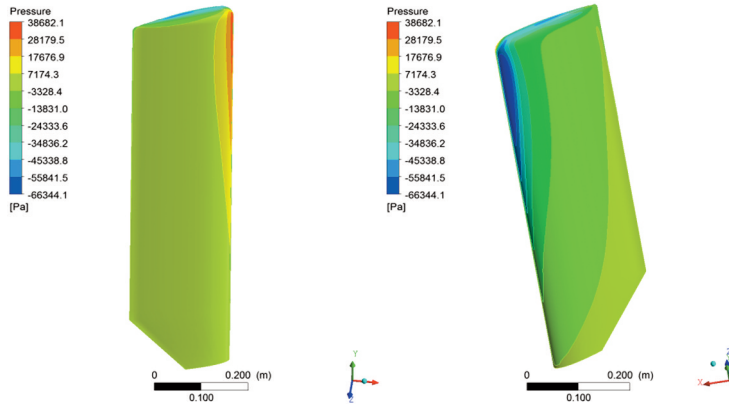
Rozkłady ciśnień dla stanów lotu Przypadek 1 i Przypadek 2 wyliczone z wykorzystaniem oprogramowania ANSYS/FLUENT, który wykorzystuje równania przepływowo Naviera-Stokesa wraz z metodą objętości skończonych [1]. Założenia, jakie zostały przyjęte do wyznaczenia rozkładów ciśnień:

- płyn ściśliwy, lepki;
- model turbulencji Spalart-Allmaras (założony przepływ w pełni turbulentny);
- obliczenia w stanie nieustalonym.

Efektom obliczeń w/w programie zostały wygenerowane mapy z ciśnieniami (Rys. 3 i Rys. 4), które następnie zostały przemapowane w programie MSC PATRAN 2010 na model obliczeniowy i wykorzystane do dalszych obliczeń wytrzymałościowych struktury.



Rys. 3. Rozkład ciśnienia na powierzchni łopaty śmigła ogonowego dla przypadku zawisu z dynamiczną zmianą kąta nastawienia po osiągnięciu 20° (Przypadek 1). [1]



Rys. 4. Rozkład ciśnienia na powierzchni łopaty śmigła ogonowego dla przypadku lotu z prędkością maksymalną z dynamiczną zmianą kąta nastawienia łopat dla 20° (Przypadek 2). [1]

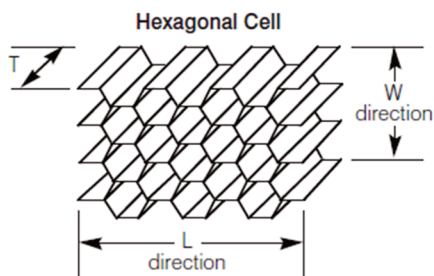
3. ZASTOSOWANE MATERIAŁY W KONSTRUKCJI ŁOPATY ŚMIGŁA OGONOWEGO

W modelu obliczeniowym zastosowano następujące materiały:

1. Okucie – stal 18H2N4WA;
2. Dźwigar oraz pokrycia – taśma UD MTM46 oraz tkanina MTM46;
3. Wypełniacz komórkowy – CORMASTER C1 – 3,2 – 48 [2];
4. Śruba mocująca okucie do dźwigara – HL10 – Tytan 6Al-4V wg AMS4928.

W wypełniaczu komórkowym rozróżniamy następujące kierunki wytrzymałości, zgodnie z rysunkiem 5:

1. Ribbon (L) – płaszczyzna tnąca wzdłuż sklein;
2. Warp (W) – płaszczyzna tnąca prostopadła do sklein;
3. Grubość (T) – wytrzymałość na ściskanie.



Rys. 5. Oznaczenia kierunków w wypełniaczu komórkowym

Właściwości mechaniczne dla kompozytu MTM46 (taśma UD oraz tkanina) użyte w analizie zgodnie z raportem [3], wyznaczone zostały w akredytowanym laboratorium Centrum Technologii Kompozytowych Instytutu Lotnictwa, zgodnie następującymi normami:

1. ASTM D3039 – Rozciąganie w kierunku 1 i 2 dla warunków RTA/ETW;
2. ASTM D3410 – Ściskanie w kierunku 1 dla warunków RTA;
3. ASTM D664 – Ściskanie w kierunku 2 dla warunków RTA;
4. ASTM D3518 – Ścinanie w płaszczyźnie 12 dla warunków RTA;

5. ASTM D6484 – Ściskanie próbki z otworem dla warunków RTA/ETW;
6. ASTM D5961 – Badanie wytrzymałości na naciski dla warunków RTA.

4. OPIS MODELU ORAZ WARUNKI BRZEGOWE

Zastosowane współczynniki:

1. 1,5 – podstawowy współczynnik bezpieczeństwa ([4], [5] – CS/Part-29.303);
2. 1,15 – specjalny współczynnik bezpieczeństwa dla okuć ([4], [5] – CS/Part-29.625);
3. 1,2² – współczynnik przeliczeniowy na maksymalne obroty (nadobroty) dla obciążeń dopuszczalnych.

Dla zastosowanych materiałów kompozytowych nie zastosowano dodatkowych współczynników bezpieczeństwa, ponieważ właściwości mechaniczne użyte do analizy zostały wyznaczone z uwzględnieniem analizy uszkodzeń (DTA – Damage Tolerance Analysis).

W zależności od stanu lotu oraz dodatkowych warunków zmieniających bieżący stan lotu, sumaryczny współczynnik bezpieczeństwa n_n przyjmowany do obliczeń wynosi odpowiednio:

1. dla okucia oraz śrub w przypadkach:

- a) lot z prędkością maksymalną z zasterowniem śmigłem ogonowym do 20° oraz dla zawisu z szybkim zasterowniem SO do 20°;

$$v_n = 1,5 \times 1,15 = 1,725 \quad (1)$$

- b) zawis ustalony z siłą odśrodkowa oraz siłą ciągu

$$v_n = 1,5 \times 1,15 \times 1,2^2 = 2,484 \approx 2,5 \quad (2)$$

2. dla dźwigara, pokryć oraz żeber:

- a) lot z prędkością maksymalną z zasterowniem śmigłem ogonowym do 20° oraz dla zawisu z szybkim zasterowniem śmigłem ogonowym do 20°;

$$v_n = 1,5 \quad (3)$$

- b) zawis ustalony z siłą odśrodkowa oraz siłą ciągu

$$v_n = 1,5 \times 1,2^2 = 2,16 \quad (4)$$

Margines bezpieczeństwa (zapas wytrzymałości) obliczono na podstawie poniższych wzorów:

1. dla obciążeń dopuszczalnych:

$$MS = \frac{R_e}{\sigma} - 1 > 0 \quad (5)$$

2. dla obciążeń niszczących:

$$MS = \frac{R_m}{\sigma} - 1 > 0 \quad (6)$$

3. dla kompozytu:

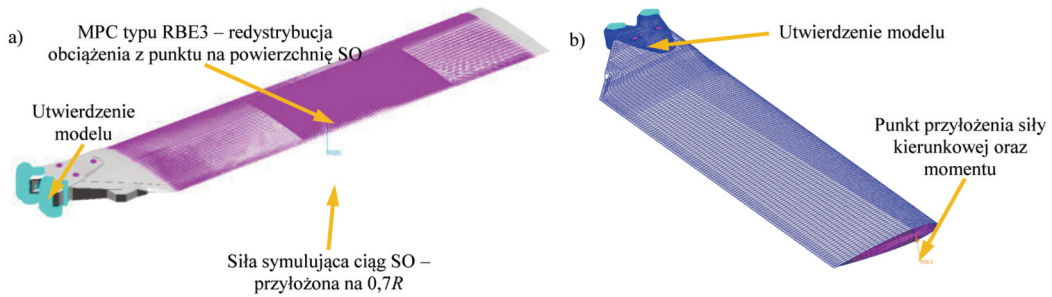
$$MS = 1 - FI > 0 \quad (7)$$

4. dla wypełniacza komórkowego:

$$MS = \frac{\tau_{XY_dop}}{\tau_{XY}} - 1 \quad (8)$$

$$MS = \frac{\tau_{ZX_dop}}{\tau_{ZX}} - 1 \quad (9)$$

Warunki brzegowe, jakich użyto do analizy statycznej oraz wyznaczania sztywności przedstawiono na rysunku 6.



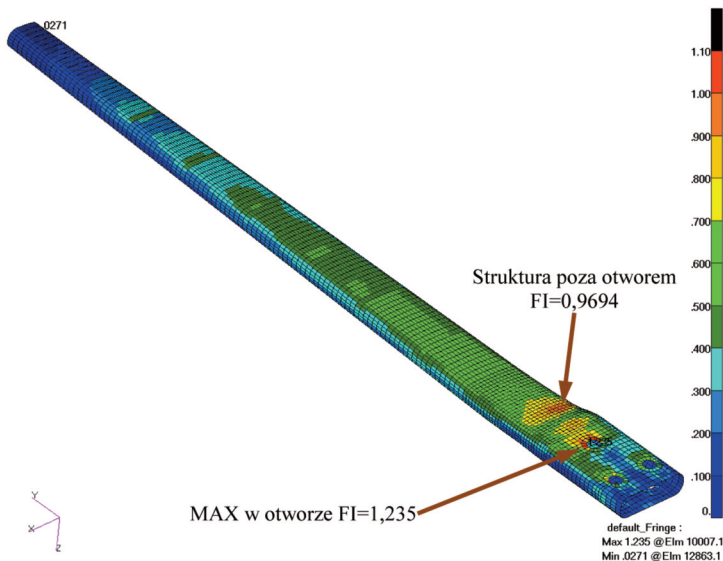
Rys. 6. Warunki brzegowe: a) dla analizy statycznej, b) do wyznaczania sztywności [opracowanie własne, 2015].

5. WYNIKI ANALIZY

5.1. Dźwigar łopaty SO

Na rysunku 7 przedstawiona została obwiednia wskaźnika zniszczenia z analizowanych przypadków dla dźwigara łopaty śmigła ogonowego z sumarycznym współczynnikiem bezpieczeństwa n_n (3).

Wartości wskaźnika zniszczenia (FI) wokół otworów nie są uwzględniane do wyznaczenia marginesu bezpieczeństwa, ponieważ naciski na kompozyt wyliczane są w Rozdziale 6.



Rys. 7. Obwiednia z wskaźnika zniszczenia – dźwigar łopaty SO [opracowanie własne, 2015].

Krytyczny Przypadek: Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20° w locie ustalonym z prędkością maksymalną.

Margines bezpieczeństwa wyliczono zgodnie z wzorem (7).

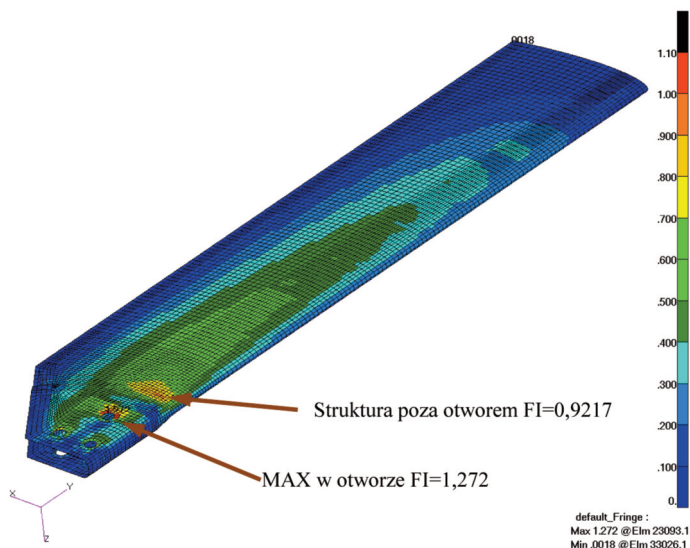
$$MS = 1 - 0,9694 \approx 0,03$$

(10)

5.2. Pokrycia łopaty SO

Na rysunku 8 przedstawiona została obwiednia wskaźnika zniszczenia z analizowanych przypadków dla pokryć łopaty śmigła ogonowego z sumarycznym współczynnikiem bezpieczeństwa n_n (3).

Wartości wskaźnika zniszczenia (FI) wokół otworów nie są uwzględniane do wyznaczenia marginesu bezpieczeństwa, ponieważ naciski na kompozyt wyliczane są w rozdziale 6.



Rys. 8. Obwiednia z Wskaźnika Zniszczenia – pokrycia łopaty SO [opracowanie własne, 2015].

Krytyczny przypadek: Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20° w locie ustalonym z prędkością maksymalną.

Margines bezpieczeństwa wyliczono zgodnie z wzorem (7).

$$MS = 1 - 0,9217 \approx 0,08 \quad (11)$$

5.3. Okucie łopaty SO

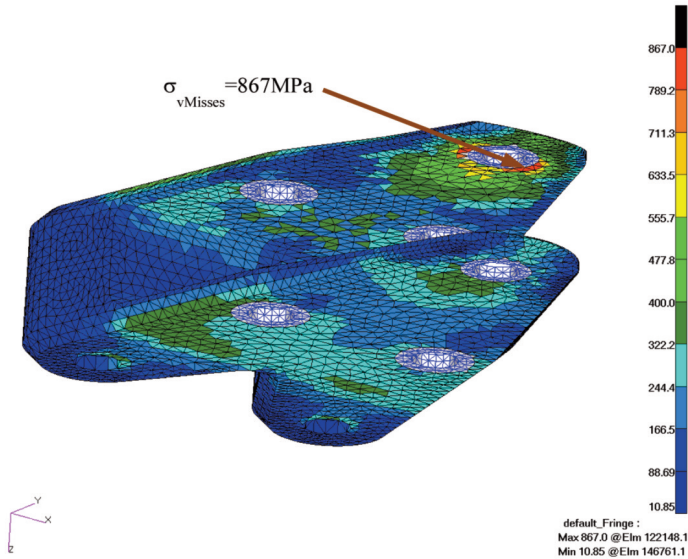
Na rysunku 9 przedstawiona została obwiednia z naprężeń zredukowanych v Mises dla analizowanych przypadków dla pokryć łopaty śmigła ogonowego z sumarycznym współczynnikiem bezpieczeństwa n_n (2).

Wartości naprężeń wokół otworów nie są uwzględniane do wyznaczenia marginesu bezpieczeństwa, ponieważ naciski na kompozyt wyliczane są w rozdziale 6.

Krytyczny Przypadek: Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20° w locie ustalonym z prędkością maksymalną.

Margines bezpieczeństwa wyliczono zgodnie z wzorem (5).

$$MS = \frac{1130 \text{ MPa}}{867 \text{ MPa}} - 1 \approx 0,3 \quad (12)$$

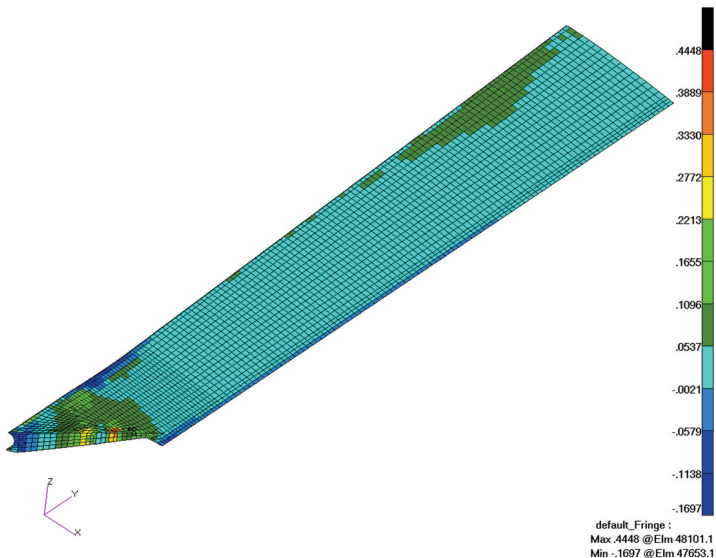


Rys. 9. Obwiednia z naprężeń vMises [opracowanie własne, 2015].

5.4. Wypełniacz łopaty SO

- **Płaszczyzna XY – RIBBON**

Na rysunku 10 przedstawiona została obwiednia z naprężeń tnących w płaszczyźnie XY dla analizowanych przypadków dla wypełniacza komórkowego łopaty śmigła ogonowego z sumarycznym współczynnikiem bezpieczeństwa n_n (3).



Rys. 10. Obwiednia z naprężeń tnących w wypełniaczu płaszczyzna XY [opracowanie własne, 2015].

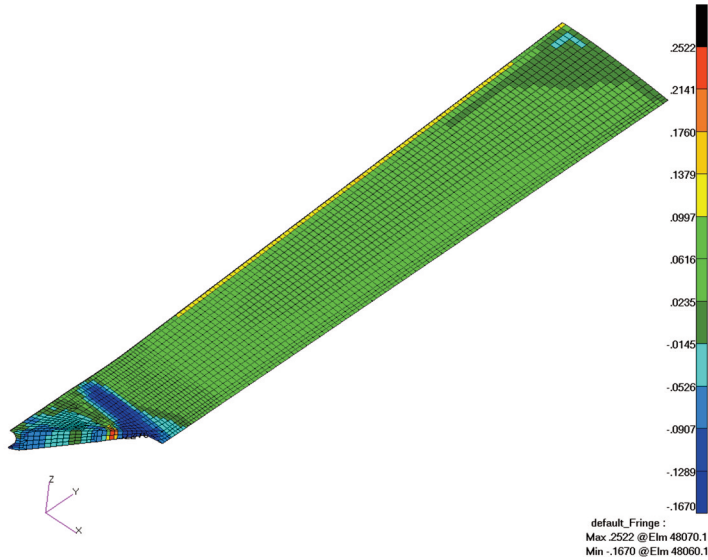
Krytyczny przypadek: Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20° w locie ustalonym z prędkością maksymalną.

Margines bezpieczeństwa wyliczono zgodnie z wzorem (8).

$$MS = \frac{1,35 MPa}{0,4448 MPa} - 1 \approx 2,04 \quad (13)$$

- **Płaszczyzna ZX – WARP**

Na rysunku 11 przedstawiona została obwiednia z naprężeń tnących w płaszczyźnie ZX dla analizowanych przypadków dla wypełniacza komórkowego łopaty śmigła ogonowego z sumarycznym współczynnikiem bezpieczeństwa n_n (3).



Rys. 11. Obwiednia z naprężeń tnących w wypełniaczu płaszczyzna ZX [opracowanie własne, 2015].

Krytyczny przypadek: Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20° w locie ustalonym z prędkością maksymalną.

Margines bezpieczeństwa wyliczono zgodnie z wzorem (9).

$$MS = \frac{0,8 MPa}{0,2522 MPa} - 1 = 2,17 \quad (14)$$

6. OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCI ŚRUB

Na rysunku 12 opisane są analizowane położenia śrub łączące konstrukcję kompozytową z okuciem, które przenoszą obciążenia ze struktury na piastę wirnika SO.

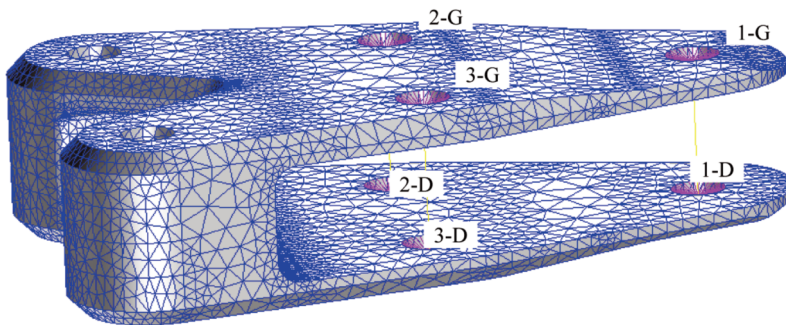
1. Ścianie śruby

$R_s = 49501,86 \text{ N}$ – siła obciążająca;

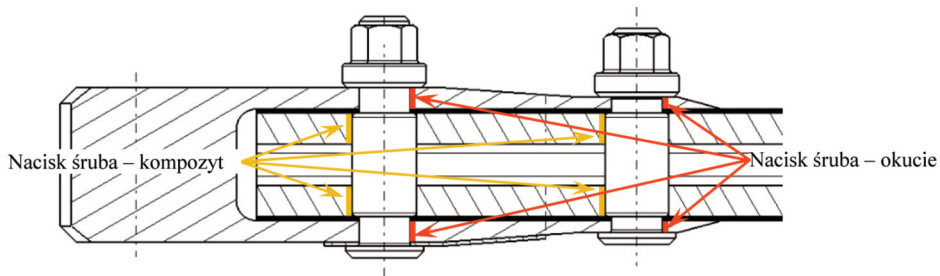
$F_{dop} = 165919 \text{ N}$ – siła dopuszczalna;

$$MS = \frac{F_{dop}}{F_{MAX}} \quad (15)$$

$$MS = \frac{0,5 \times 165918,67 \text{ N}}{49501,86 \text{ N}} - 1 = 0,68 \quad (16)$$



Rys. 12. Położenie śrub [opracowanie własne].



Rys. 13. Schemat obliczeniowy dla nacisków [opracowanie własne, 2015].

Tab. 3. Podsumowanie marginesów bezpieczeństwa dla połączenia okucie - łopata

Analizowane położenie śruby	Maksymalne siły ze współczynnikiem $v_d=2,5$		Marginesy bezpieczeństwa			
	Ścinanie, $R_s, \text{ N}$	Rozciąganie, $R_t, \text{ N}$	Ścinanie	Rozciąganie	Naciski	
					Okucie	Kompozyt
1-G	27694,33	1547,56	2,00	42,98	1,20	0,84
1-D	49501,86	-677,38	0,68	ŚCISKANIE	0,23	0,03
2-G	20668,94	580,67	3,01	116,21	4,26	1,47
2-D	38515,69	330,48	1,15	204,93	1,83	0,33
3-G	21664,40	598,11	2,83	112,79	4,02	1,36
3-D	42665,86	467,26	0,94	144,65	1,55	0,20

2. Naciski na okucie wg rysunku 13.

$$\sigma_n = \frac{F}{d \times h} \quad (17)$$

gdzie: $R_s=49501,86 \text{ N}$ – siła obciążająca; $d=12 \text{ mm}$ – średnica śruby; $h=3 \text{ mm}$ – wysokość okucia;

$$\sigma_n = \frac{49501,86 N}{12mm \times 3mm} = 13725,05 MPa \quad (18)$$

Margines bezpieczeństwa

$$MS = \frac{\sigma_{dop}}{\sigma_n} \quad (19)$$

$$MS = \frac{1695 MPa}{1375,05 MPa} - 1 = 0,23 \quad (20)$$

3. Naciski na kompozyt wg rysunku 13.

$$\sigma_n = \frac{F}{d \times h} \quad (21)$$

gdzie: $F=49501,86 N$ – siła obciążająca; $d=16 mm$ – średnica otworu; h – czynna wysokość kompozytu;

$$h = 6,4 mm + 3 \times 0,232 mm = 7,096 mm \quad (22)$$

$$\sigma_n = \frac{49501,86 N}{16 mm \times 7,096 mm} = 436,001 MPa \quad (23)$$

Margines bezpieczeństwa

$$MS = \frac{\sigma_{dop}}{\sigma_n} \quad (24)$$

$$MS = \frac{450 MPa}{436,001 MPa} - 1 = 0,032 \quad (25)$$

7. DRGANIA WŁASNE ŁOPATY ŚMIGŁA OGONOWEGO

Drgania własne łopaty SO wyznaczone zostały dla następujących konfiguracji:

1. model podparty – z utwierdzeniem takim samym jak w analizie statycznej (Tab. 4), SOL 103 analiza liniowa;
2. model podparty z 5% przyrostem siły odśrodkowej, przyrost siły odśrodkowej w zakresie obrotów od 0% do 120% (Tab. 5), SOL 106 analiza nieliniowa.

Tab. 4. Postacie drgań własnych modelu podpartego w zakresie 0÷500 Hz

Postać #	Częstotliwość, Hz	Opis
1	29,29	I Giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności
2	89,16	I Giętna w płaszczyźnie większej sztywności
3	130,72	II Giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności
4	171,20	I Skrętna
5	297,24	III Giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności
6	447,38	II Skrętna
7	492,91	IV Giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności
8	495,77	II Giętna w płaszczyźnie większej sztywności

Tab. 5. Zmiana wartości drgań własnych przy przyroście obciążenia

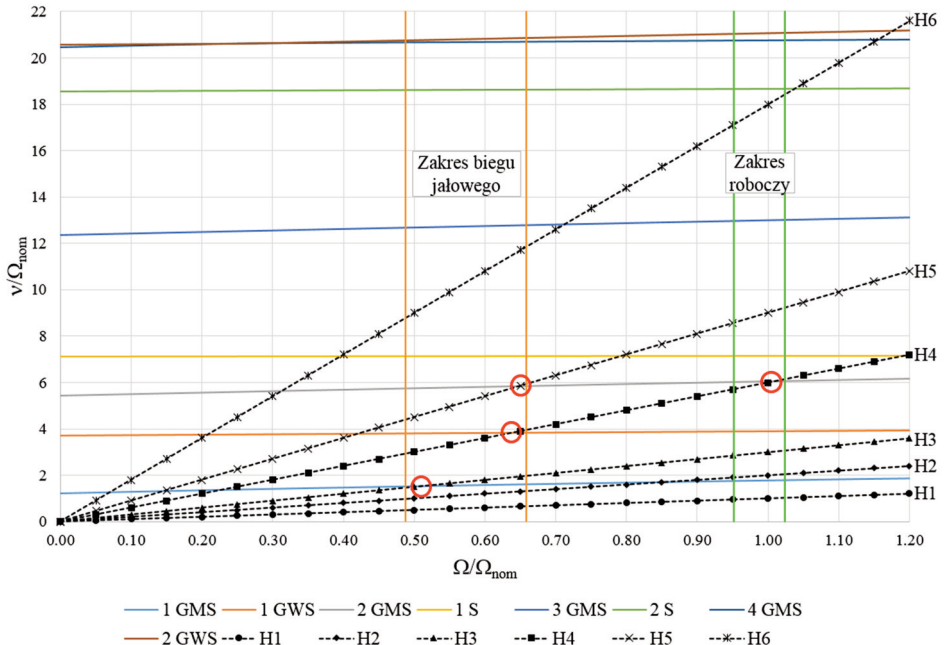
Procent obciążenia	Numer postaci							
	1	2	3	4	5	6	7	8
0%	29,29	89,16	130,72	171,18	297,24	447,26	492,89	495,77
5%	30,11	89,41	131,53	171,22	298,06	447,40	493,64	495,97
10%	30,90	89,65	132,32	171,26	298,88	447,55	494,39	496,18
15%	31,68	89,90	133,12	171,30	299,69	447,69	495,14	496,38
20%	32,43	90,14	133,91	171,34	300,50	447,83	495,88	496,59
25%	33,16	90,39	134,69	171,38	301,31	447,97	496,61	496,80
30%	33,88	90,63	135,47	171,42	302,11	448,10	496,99	497,37
35%	34,58	90,88	136,24	171,45	302,91	448,23	497,20	498,10
40%	35,27	91,12	137,01	171,49	303,71	448,36	497,40	498,84
45%	35,94	91,36	137,77	171,52	304,50	448,49	497,60	499,57
50%	36,60	91,60	138,53	171,56	305,29	448,61	497,81	500,30
55%	37,25	91,84	139,28	171,59	306,08	448,74	498,01	501,03
60%	37,88	92,08	140,03	171,63	306,86	448,86	498,22	501,75
65%	38,50	92,32	140,77	171,66	307,64	448,97	498,42	502,48
70%	39,11	92,55	141,51	171,69	308,42	449,09	498,62	503,20
75%	39,71	92,79	142,25	171,73	309,20	449,21	498,82	503,92
80%	40,30	93,03	142,98	171,76	309,97	449,32	499,03	504,64
85%	40,89	93,26	143,70	171,79	310,74	449,43	499,23	505,35
90%	41,46	93,50	144,42	171,82	311,50	449,54	499,43	506,06
95%	42,02	93,73	145,14	171,86	312,27	449,65	499,63	506,77
100%	42,58	93,97	145,85	171,89	313,03	449,75	499,83	507,48
105%	43,12	94,20	146,56	171,92	313,79	449,86	500,03	508,19
110%	43,66	94,43	147,27	171,95	314,54	449,96	500,24	508,89
115%	44,20	94,66	147,97	171,98	315,29	450,06	500,44	509,60
120%	44,72	94,89	148,66	172,01	316,04	450,16	500,64	510,30
Przyrost częstotliwości, Hz, dla poszczególnych postaci								
$\Delta(0-100\%)$	13,29	4,81	15,13	0,70	15,78	2,50	6,94	11,72
$\Delta(0-120\%)$	15,44	5,73	17,94	0,83	18,80	2,90	7,75	14,53

Na podstawie danych z tabeli 5 utworzony został wykres rezonansowy analizowanej łopaty (Rys. 14). Wartości poszczególnych harmonicznich obliczone zostały na podstawie danych z instrukcji obsługi śmigłowca [6].

Opis oznaczeń użytych na wykresie:

- 1 GMS – pierwsza postać giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności;
- 1 GWS – pierwsza postać giętna w płaszczyźnie większej sztywności;
- 2 GMS – druga postać giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności;
- 1 S – pierwsza postać skrętna;
- 3 GMS – trzecia postać giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności;
- 2 S – druga postać skrętna;
- 4 GMS – czwarta postać giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności;
- 2 GWS – druga postać giętna w płaszczyźnie większej sztywności;
- H1÷H6 – wyznaczone harmoniczne na podstawie instrukcji obsługi.

Czerwonymi okręgami zaznaczone zostały miejsca przecięcia się obliczonych postaci drgań własnych z poszczególnymi harmonicznymi.



Rys. 14. Wykres rezonansowy analizowanej łopaty [opracowanie własne, 2015].

8. WNIOSKI

1. W analizowanej konstrukcji łopaty SO uzyskane zostały pozytywne marginesy bezpieczeństwa (tabela 6) dla wszystkich na wszystkich elementach konstrukcji.

Tab. 6. Podsumowanie marginesów bezpieczeństwa

Analizowana część	Krytyczny przypadek obciążenia	Opis	MS
Dźwigar	Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20 ° w locie ustalonym z prędkością maksymalną	Obciążenia niszczące	+0,03
Pokrycie	Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20 ° w locie ustalonym z prędkością maksymalną	Obciążenia niszczące	+0,08
Okucie	Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20 ° w locie ustalonym z prędkością maksymalną	Obciążenia niszczące	+0,30
Wypełniacz	Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20 ° w locie ustalonym z prędkością maksymalną	XY – RIBBON Obciążenia niszczące	+2,04
		ZX – WARP Obciążenia niszczące	+2,17
Śruba	Przypadek 2 – Maksymalne zasterowanie śmigłem ogonowym do 20 ° w locie ustalonym z prędkością maksymalną	Nacisk na kompozyt	+0,03
		Nacisk na okucie	+0,23

2. Analiza dynamiczna wykazała, że:

- a) w zakresie biegu jałowego jak również w zakresie roboczym istnieje ryzyko wystąpienia rezonansu następujących postaci własnych:
 - bieg jałowy – 1 giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności z 3 harmoniczną;
 - bieg jałowy – 1 giętna w płaszczyźnie większej sztywności z 4 harmoniczną;
 - bieg jałowy – 2 giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności z 5 harmoniczną;
 - zakres roboczy – 2 giętna w płaszczyźnie mniejszej sztywności z 4 harmoniczną;

- b) wraz z przyrostem obciążenia (obrotów) największą wrażliwość wykazują postacie giętne w płaszczyźnie mniejszej sztywności natomiast najmniej zjawisko to wpływa na postaciach skrętnych i tak odpowiednio największe przyrosty wartości dla postaci wynoszą:
- II giętej:
 - w zakresie 0÷100 % obr/min przyrost o 15,13 Hz;
 - w zakresie 0÷120 % obr/min przyrost o 17,94 Hz;
 - I skrętnej
 - w zakresie 0÷100 % obr/min przyrost o 0,7 Hz;
 - w zakresie 0÷120 % obr/min przyrost o 0,83 Hz;

BIBLIOGRAFIA

- [1] Zalewski W., 2015, Obciążenia aerodynamiczne łopaty śmigła ogonowego śmigłowca Mi-2. Instytut Lotnictwa, Zakład Aerodynamiki CNTA, (niepublikowane).
- [2] SCHÜTZ GmbH & Co. KGaA, Cormaster Advanced Composites: dbl_cormaster_c1_en.pdf,
- [3] Zalewska M., 2015, Wyznaczenie wartości dopuszczalnych dla materiałów: Preimpregnat jednokierunkowy MTM46/HTS40(12k)-150-35%RW Tkanina MTM46/CF0300-199gsm. Instytut Lotnictwa, Centrum Technologii Kompozytowych CTKL, (niepublikowane).
- [4] Certification Specifications for Large Rotorcraft CS-29, Amendment 3, 2012, EASA.
- [5] Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft – Part 29, 2015, FAA,.
- [6] WSK PZL-Świdnik, 1977, „Instrukcja obsługi technicznej śmigłowca Mi-2 z dwoma silnikami GTD-350”.

NUMERICAL ANALYSIS OF COMPOSITE TAIL ROTOR BLADE

Abstract

Numerical strength analysis composite tail rotor blades were performed using software MSC PATRAN/NASTRAN. The model was prepared by using the following elements: beam elements (fasteners connected fitting to composite structures), shell elements (blade spar, skins, etc.) and solid elements (bracket, honeycomb).

The loads calculation model was realized by applying pressure on the blade skins, thrust force resulting from the maneuver and centrifugal force resulted from the tail rotor speed, which reflects the critical cases of helicopter flight.

The materials used on fitting the blade were high-alloy steel (alternative titan), while at the tail rotor blade it was composite out of autoclave and aramid honeycomb.

Keywords: Composite blade, tail rotor, out of autoclave composite, honeycomb, aramid.