

Politechnika Warszawska

W Y D Z I A Ł M E C H A N I C Z N Y
E N E R G E T Y K I I L O T N I C T W A



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

Praca przejściowa magisterska

na kierunku Mechanika i Projektowanie Maszyn
w specjalności Komputerowe Wspomaganie Projektowania Inżynierskiego

Analiza oraz optymalizacja skrzydła samolotu pasażerskiego

Adam Nowak
Numer albumu 304250

promotor
dr inż. Artur Mościcki

WARSZAWA 2025

Spis treści

1. Cel oraz zakres pracy	3
2. Przegląd literatury	4
3. Konstrukcja skrzydła	5
3.1. Konstrukcja Boeing 737-800	5
3.2. Struktura projektowanego skrzydła	7
4. Materiały	9
5. Warunki brzegowe	11
5.1. Obciążenie skrzydła	11
5.2. Utwierdzenie	14
6. Model obliczeniowy	15
6.1. Wybrany typ elementu	15
6.2. Wygenerowana siatka	16
7. Przeprowadzone analizy	19
7.1. Analiza statyczna	19
7.2. Analiza modalna	19
7.3. Analiza harmoniczna	19
8. Wyniki	20
8.1. Analiza statyczna	20
8.2. Analizy modalnej	28
8.3. Wyniki analizy harmonicznej	29
9. Wnioski	34
Bibliografia	35
Spis rysunków	39
Spis tabel	39

1. Cel oraz zakres pracy

Współczesne samoloty pasażerskie charakteryzują się konfiguracją dolnopłata z dwoma silnikami oraz klasycznym usterzeniem poziomym. Taki układ konstrukcyjny wynika z wymogów aerodynamicznych, efektywności paliwowej, stabilności lotu oraz kosztów eksploatacji.

W niniejszej pracy jako obiekt analizy wybrano skrzydło samolotu pasażerskiego Boeing 737-800, wyposażonego w silniki CFM56-7 serii. Celem badań jest sprawdzenie, jak konstrukcja skrzydła może zachowywać się pod wpływem drgań generowanych przez silniki oraz analiza możliwości jej optymalizacji pod kątem wytrzymałości i masy.

Wyniki badań stanowią istotny wkład w zrozumienie zjawisk dynamicznych wpływających na konstrukcję skrzydeł i jednocześnie tworzą podstawę do dalszych, odrewnnych analiz. W przyszłej pracy zostanie zbadany wpływ drgań generowanych przez silniki przy zróżnicowanych konfiguracjach samolotu oraz różnych rozmieszczeniach silników, co pozwoli na pełniejszą ocenę wytrzymałości całej konstrukcji.

2. Przegląd literatury

Boeing 737-800 jest jednym z najpopularniejszych na świecie wąskokadłubowych samolotów pasażerskich średniego zasięgu, produkowanym przez firmę Boeing od 1967 roku. Podobną konstrukcję ma Airbus A320, który jest powszechnie używany w lotnictwie cywilnym. Obie maszyny mają wiele wspólnych cech, a ich konstrukcja jest systematycznie udoskonalana.



Rysunek 2.1. Boeing 737-800 [1]



Rysunek 2.2. Airbus A320 [2]

Niewiele badań koncentruje się na wpływie drgań silników na wytrzymałość konstrukcji samolotu. Przeprowadzenie tego typu analizy wymaga odtworzenia modelu skrzydła samolotu oraz jego optymalizacji pod kątem odporności na obciążenia dynamiczne. W pracy [3] dokonano analizy harmonicznej skrzydła Boeinga 747-800, uwzględniając drgania generowane przez silniki oraz siły działające na winglecie. Badania przeprowadzono z wykorzystaniem metody elementów skończonych, określając częstotliwość rezonansową w zakresie pracy silników na poziomie 286 Hz.

W badaniach przedstawionych w [4] i [5] skupiono się na analizie statycznej prostokątnego skrzydła, uwzględniając wpływ przyspieszenia ziemskiego oraz siły nośnej. Analizowano ułożenie warstw kompozytowych w poszyciu skrzydła, stosując materiały takie jak włókno szklane z żywicą i utwardzaczem oraz kompozyt grafitowo-epoksydowy.

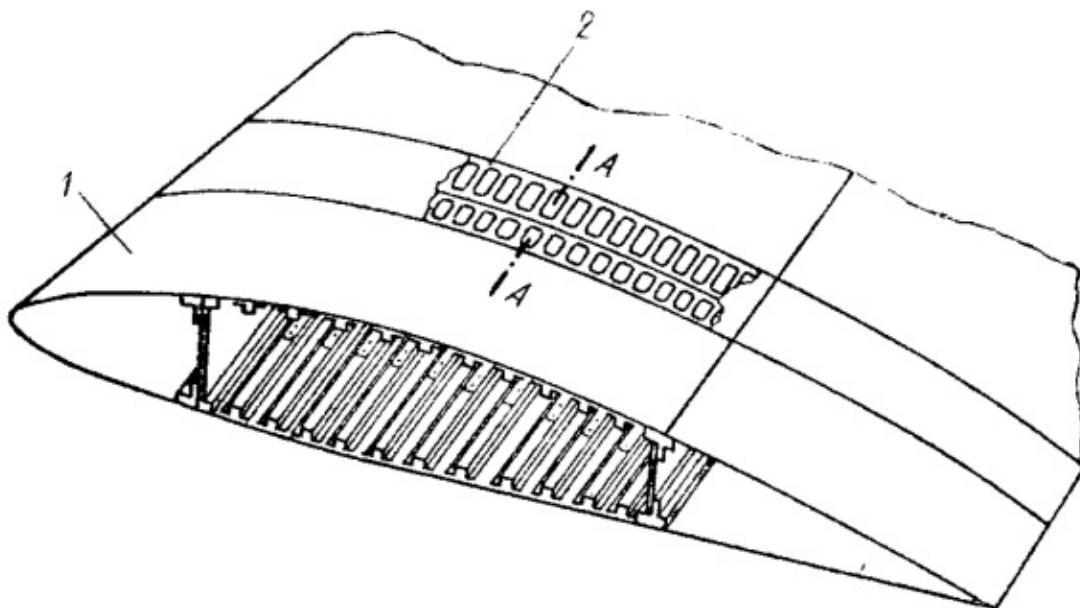
Z kolei w pracach [6] i [7] przeprowadzono analizy modalne skrzydła, określając częstotliwości własne konstrukcji, które mieszczą się w przedziale od 4 Hz do 7 Hz.

Dane dotyczące geometrii skrzydła zostały zaczerpnięte z materiałów udostępnionych przez firmę Boeing [8]. Projekt struktury oraz obliczenia obciążenia płata zostały przeprowadzone z wykorzystaniem materiałów dostępnych na stronie Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej [9], [10].

3. Konstrukcja skrzydła

3.1. Konstrukcja Boeing 737-800

Samoloty pasażerskie charakteryzują się skomplikowaną strukturą skrzydła. Na podstawie dostępnych danych z Politechniki Warszawskiej [8] podjęto decyzję o za projektowaniu konstrukcji dwudźwigarowej, przedstawionej na rysunku 3.1. Wymiary skrzydła oraz samolotu zostały przedstawione na rys. 3.2 [8][11].

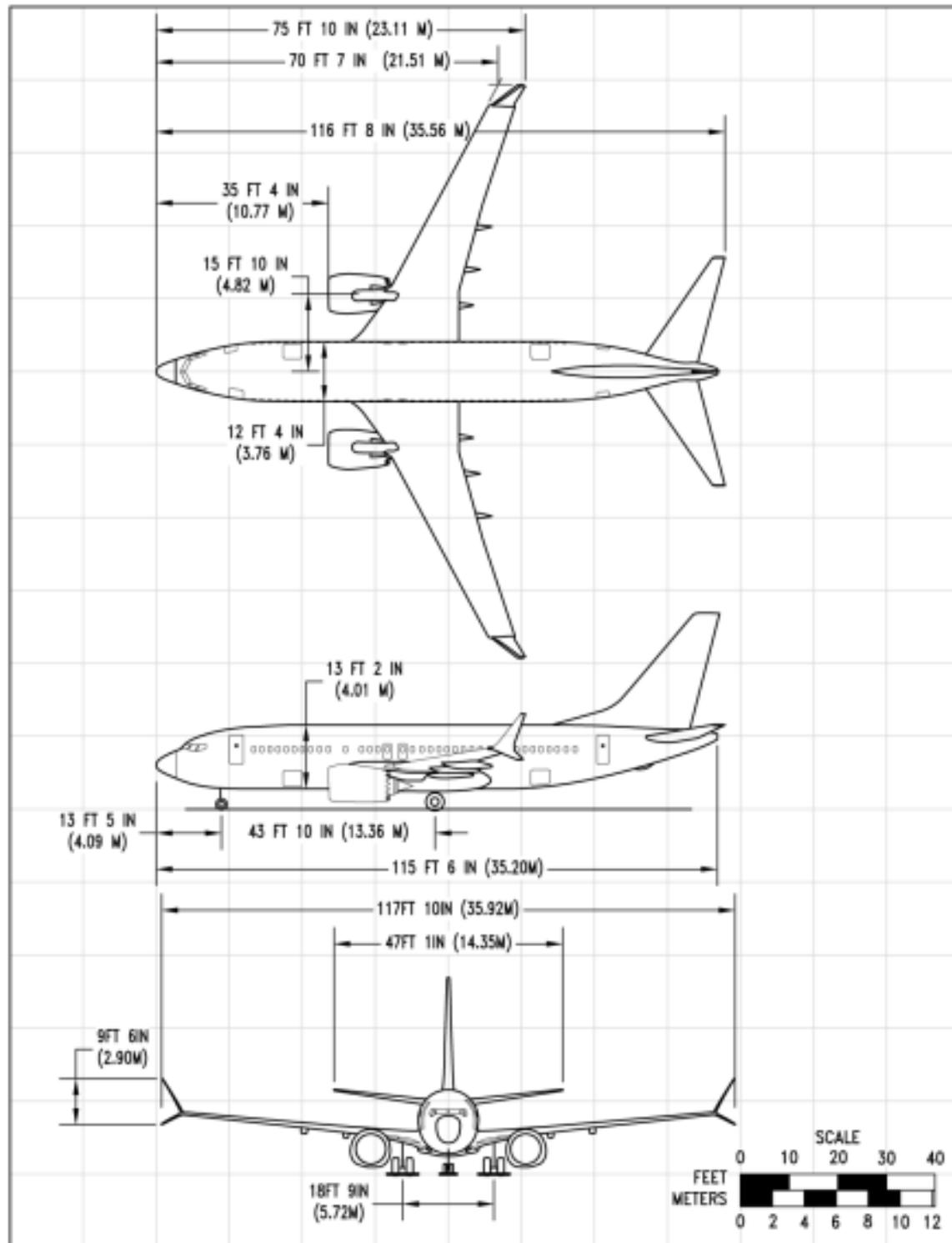


Rysunek 3.1. Struktura skrzydła dwudźwigarowego [10]

Masa pustego samolotu, M_{to}	70000 [kg]
Pole powierzchni płata, S	152 [m^2]
Rozpiętość płata, b	35.92 [m]
cieciwa przykadłubowa, c_{root}	6.9 [m]
cieciwa koncowa, c_{tip}	1.6 [m]
Wsp. siły nośnej, $C_{L_{max}}$	2.36
Zapas bezpieczeństwa, n_{bez}	1.5
Maksymalne przeciążenie, n	2.5

Tabela 3.1. Dane: Boeing 737-800 [8]

3. Konstrukcja skrzydła



Rysunek 3.2. Wymiary: Boeing 737-800 [8]

3.2. Struktura projektowanego skrzydła

Zaplanowano skrzydło o rozpiętości 14,7 metra, przy czym długość ta nie uwzględnia części skrzydła znajdującej się wewnątrz kadłuba. Konstrukcja została zaprojektowana z wykorzystaniem trzech profili lotniczych charakterystycznych dla Boeinga 737-800: profilu przy nasadzie [12], przedstawionego na rys. 3.4, profilu w połowie rozpiętości [13], zobrazowanego na rys. 3.5, oraz profilu na końcówce skrzydła [14], widocznego na rys. 3.6.

Dodatkowo w konstrukcji skrzydła zaplanowano umieszczenie pięciu żeber rozmieszczonych w następujących odległościach od nasady: 0 mm, 3150 mm, 7000 mm, 10850 mm oraz 14700 mm. Grubości poszczególnych elementów strukturalnych, takich jak pasy, ściany dźwigarów, żebra oraz poszycie, zostały dobrane iteracyjnie w oparciu o przeprowadzone symulacje. Ostateczne wartości tych parametrów przedstawiono w tabeli 3.2. Strukturę poszycia przedstawiono w tabeli 3.3.

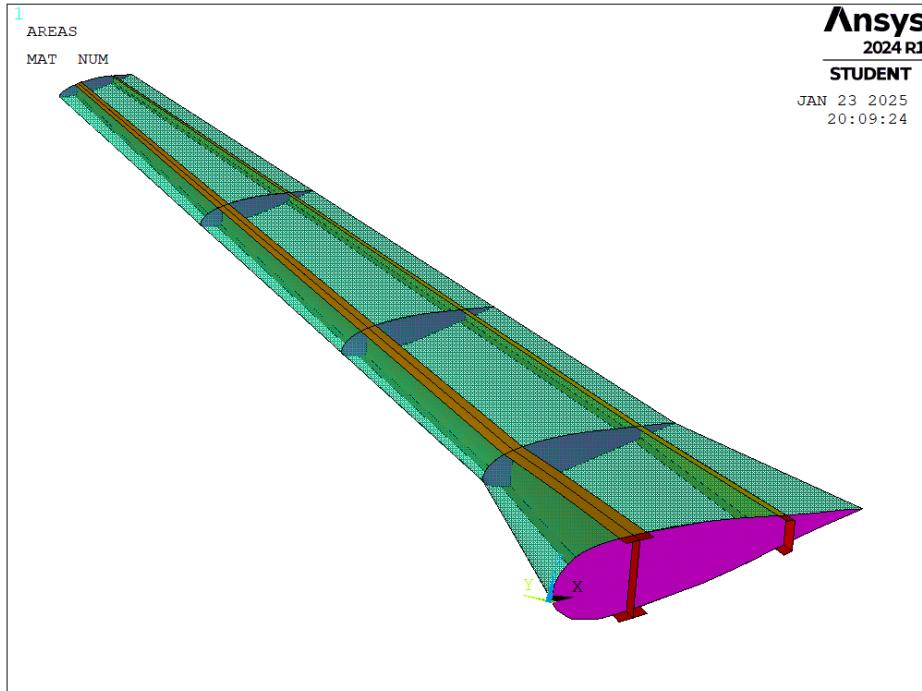
Grubość [mm]				
Położenie wzdłuż płyta [mm]	Pasy przedniego dźwigara	Pasy tylnego dźwigara	Ścianki dźwigara	Żebra
0-3150	70	60	35	5
3150-7000	50	40	35	5
7000-10850	40	30	35	5
10850-14700	30	20	35	5

Tabela 3.2. Grubości poszczególnych elementów struktury skrzydła

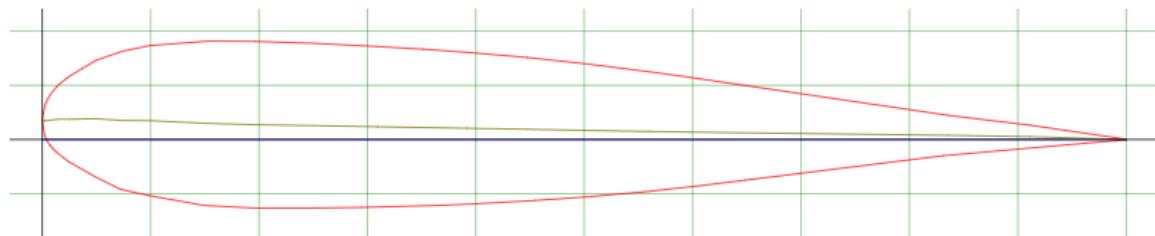
Warstwa	Grubość [mm]	Orientacja	Materiał
11	2	0°	Aluminium 2024 - T3
10	1	45°	Włókno szklane
9	1	90°	Kompozyt grafitowo-epoksydowy
8	1	-45°	Włókno szklane
7	1	90°	Kompozyt grafitowo-epoksydowy
6	6	0°	Pianka poliuterynowa
5	1	90°	Kompozyt grafitowo-epoksydowy
4	1	45°	Włókno szklane
3	1	90°	Kompozyt grafitowo-epoksydowy
2	1	-45°	Włókno szklane
1	2	0°	Aluminium 2024 - T3

Tabela 3.3. Struktura poszycia

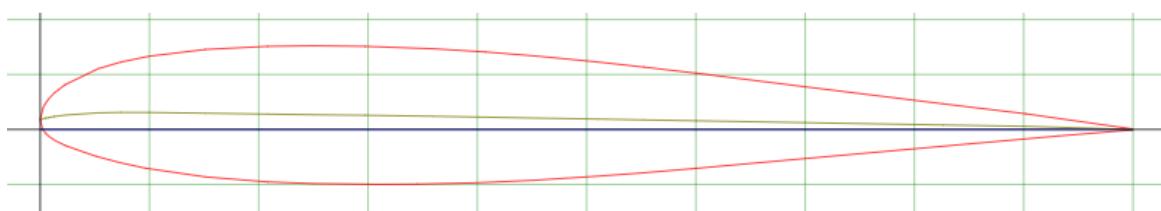
3. Konstrukcja skrzydła



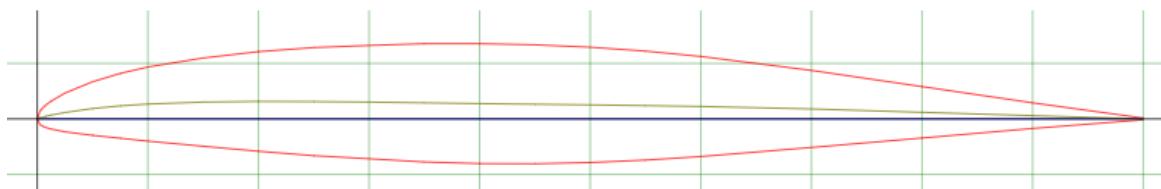
Rysunek 3.3. Model skrzydła



Rysunek 3.4. Profil: root [12]



Rysunek 3.5. Profil: midspan [13]



Rysunek 3.6. Profil: tip [14]

4. Materiały

Do zaprojektowania dźwigarów wykorzystano aluminium 7075-T651 4.1, natomiast struktura powłoki kompozytowej składa się z trzech materiałów: aluminium 7075-T651 4.1, włókna szklanego 4.3, kompozytu grafitowo-epoksydowego 4.4 oraz pianki poliuretanowej 4.5. Dodatkowo, zastosowano żebra wykonane z aluminium 7075-T651 4.1, które zwiększą sztywność konstrukcji.

Gęstość, ρ	2810 [kg/m ³]
Moduł Younga, E	71.7 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G	26.9 [GPa]
Liczba Poissona, ν	0.33
Wytrzymałość na rozciąganie, R_m	572 [MPa]
Granica plastyczności, R_e	503 [MPa]
Wytrzymałość na ścinanie, τ_m	331 [MPa]

Tabela 4.1. Właściwości materiałowe Aluminium 7075-T651[4][5]

Gęstość, ρ	2780 [kg/m ³]
Moduł Younga, E	73.1 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G	28 [GPa]
Liczba Poissona, ν	0.33
Wytrzymałość na rozciąganie, R_m	483 [MPa]
Granica plastyczności, R_e	385 [MPa]
Wytrzymałość na ścinanie, τ_m	283 [MPa]

Tabela 4.2. Właściwości materiałowe Aluminium 2024-T3[4][5]

Gęstość, ρ	1772 [kg/m ³]
Moduł Younga, ε_x	22.1 [GPa]
Moduł Younga, ε_y	22.4 [GPa]
Moduł Younga, ε_z	22 [GPa]
Liczba Poissona, ν	0.295
Moduł Kirchhoffa, G_{xy}	3.79 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G_{yz}	2.96 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G_{xz}	2.9 [GPa]
Wytrzymałość na rozciąganie, R_m	249 [MPa]
Wytrzymałość na ściskanie, R_c	369 [MPa]
Wytrzymałość na ścinanie, τ_m	100 [MPa]

Tabela 4.3. Właściwości materiałowe włókna szklanego[4][5]

4. Materiały

Gęstość, ρ	1580 [kg/m ³]
Moduł Younga, ε_x	145 [GPa]
Moduł Younga, ε_y	10 [GPa]
Moduł Younga, ε_z	6 [GPa]
Liczba Poissona, ν	0.25
Moduł Kirchhoffa, G_{xy}	4.8 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G_{yz}	4.8 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G_{xz}	4.8 [GPa]
Wytrzymałość na rozciąganie, R_m	373 [MPa]
Wytrzymałość na ściskanie, R_c	373 [MPa]
Wytrzymałość na ścinanie, τ_m	80 [MPa]

Tabela 4.4. Właściwości materiałowe kompozytu grafitowo-epoksydowego [4][5]

Gęstość, ρ	625 [kg/m ³]
Moduł Younga, E	1 [GPa]
Moduł Kirchhoffa, G	2.46 [GPa]
Liczba Poissona, ν	0.2
Wytrzymałość na rozciąganie, R_m	39.7 [MPa]
Wytrzymałość na ścinanie, τ_m	10.7 [MPa]

Tabela 4.5. Właściwości materiałowe pianki poliuretanowej[5]

5. Warunki brzegowe

5.1. Obciążenie skrzydła

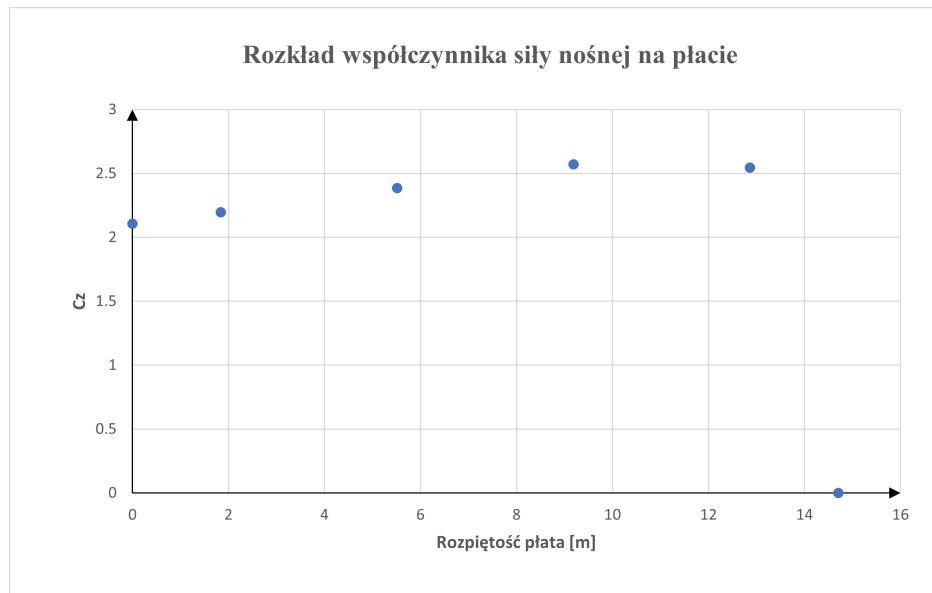
Zakłada się, że główną funkcją płyta nośnego jest wytworzenie siły nośnej wystarczającej do zrównoważenia ciężaru statku powietznego. Na podstawie masy całkowitej samolotu możliwe jest obliczenie siły nośnej, uwzględniając działające przeciążenia oraz dodatkowy margines bezpieczeństwa. W analizie pominięto wpływ masy paliwa.

$$Q_p = n_{bez} \cdot n \cdot M_{t0} \cdot g = 2.5 \cdot 1.5 \cdot 70000 \cdot 9.81 = 2575[kN] \quad (1)$$

Gdzie:

- n_{bez} - współczynnik zapasu bezpieczeństwa,
- n - współczynnik przeciążenia,
- M_{t0} - masa pustego samolotu,
- g - przyspieszenie ziemskie.

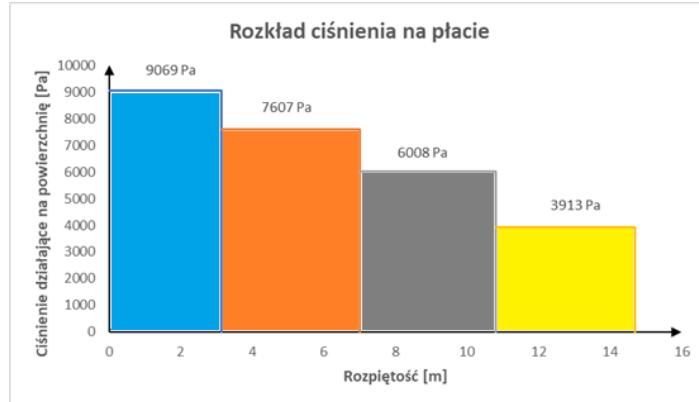
W celu wyznaczenia oddziałujących sił na skrzydło określono rozkład Shrenka, czyli rozkład współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości płyta (rys. 5.1).



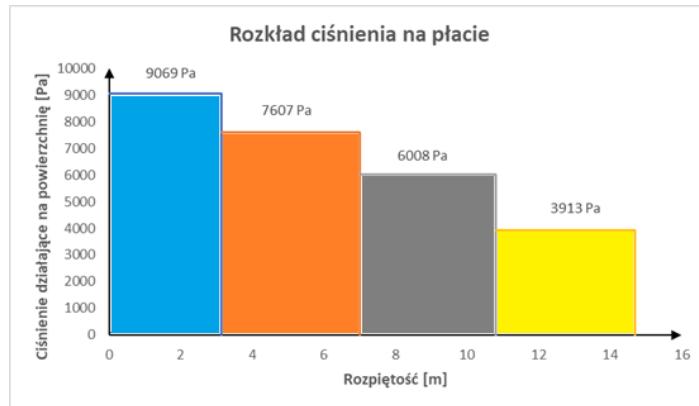
Rysunek 5.1. Rozkład Shrenka

Na podstawie rozkładu Shrenka został wyznaczony rozkład siły nośnej (rys. 5.2). Aby precyzyjnie odwzorować te obciążenia na modelu, siła nośna została przekształcona na rozkład ciśnienia poprzez podzielenie jej przez powierzchnię skrzydła (rys. 5.3). Tak wyznaczone ciśnienie przyłożono do odpowiednich powierzchni górnych oraz dolnych płyta, co ilustrują rysunki 5.4 i 5.5.

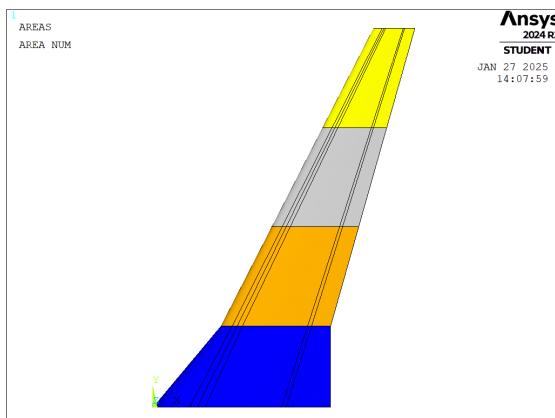
5. Warunki brzegowe



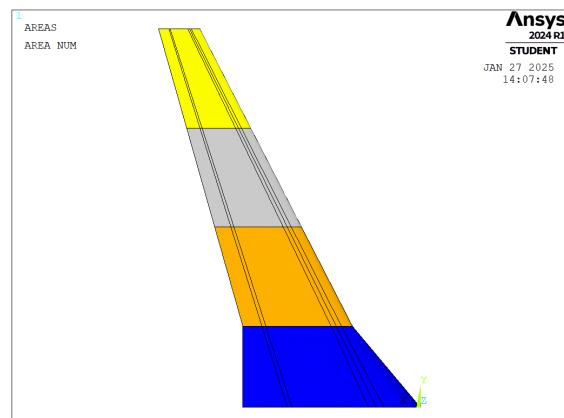
Rysunek 5.2. Rozkład siły nośnej na powierzchni płyta



Rysunek 5.3. Rozkład ciśnienia na powierzchniach płyta



Rysunek 5.4. Warunki brzegowe – ciśnienie na górnej powierzchni płyta



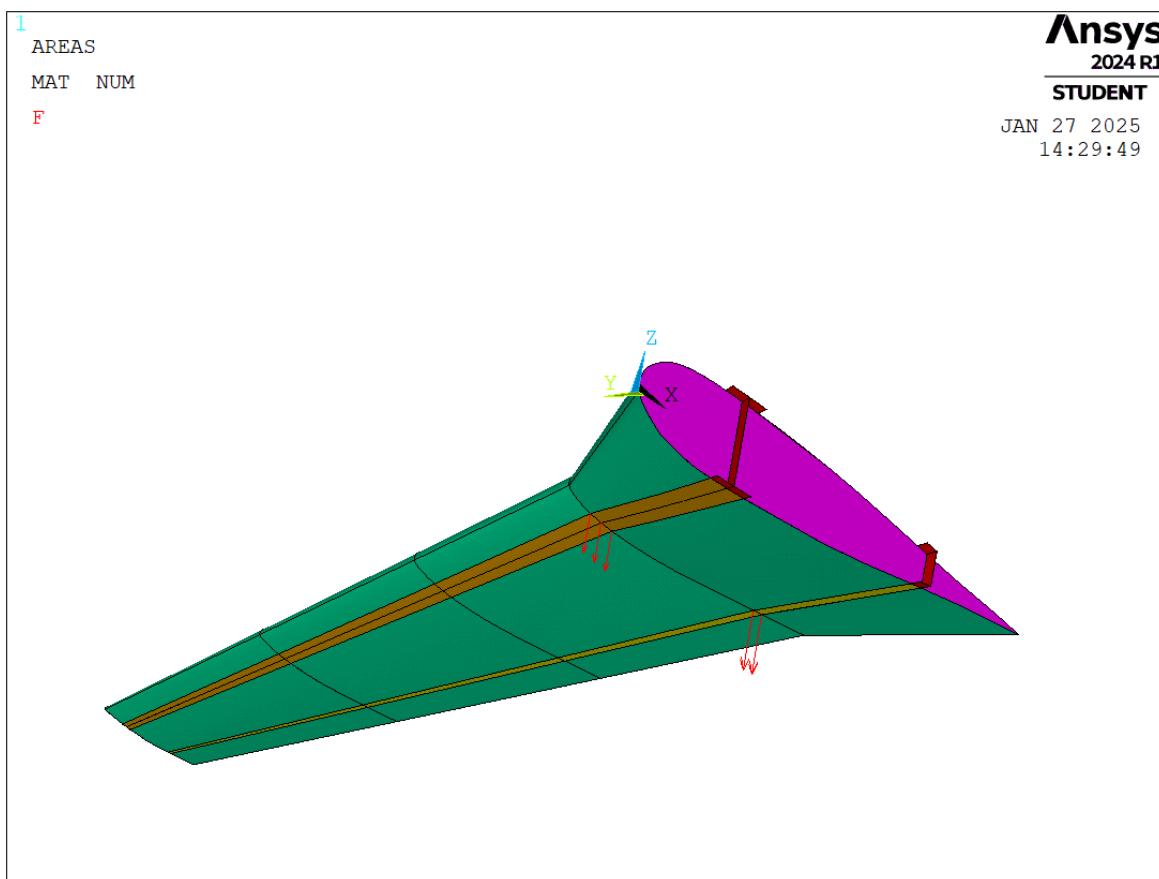
Rysunek 5.5. Warunki brzegowe – ciśnienie na dolnej powierzchni płyta

Dodatkowo, uwzględniono wpływ siły ciężkości silnika, która została przyłożona do przedniego i tylnego dźwigara w odległości 3150 mm od żebra przykadłubowego. Siła działająca na przedni dźwigar została rozłożona na trzy punkty, natomiast na tylny – na dwa punkty (rys. 5.6). Wielkość tej siły obliczono według równania:

$$Q_e = M_e \cdot g \cdot n = 2370 \cdot 9.81 \cdot 2.5 = 29[kN] \quad (2)$$

Gdzie:

- M_e - masa silnika,
- g - przyspieszenie ziemskie,
- n - współczynnik przeciążenia.

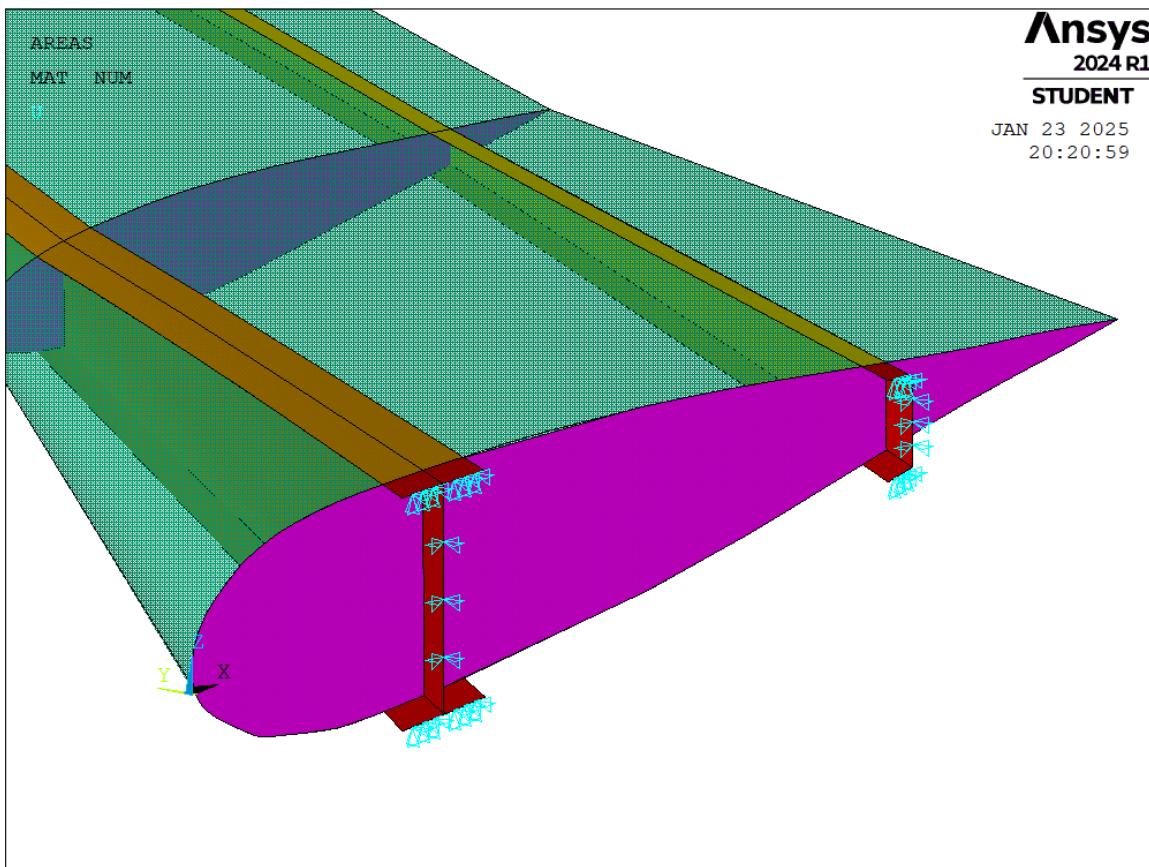


Rysunek 5.6. Siła ciężkości wynikająca z masy silnika.

5.2. Utwierdzenie

Dźwigary zostały celowo wydłużone, ponieważ skrzydła są mocowane na okucia, które nie pokrywają się bezpośrednio z żebrami. Utwierdzenie zostało zrealizowane poprzez odpowiednie ograniczenie stopni swobody, co przedstawiono na rysunku 5.7.

- Na pasach dźwigarów przypisano warunki brzegowe:
 - $U_y = 0$,
 - $U_z = 0$.
- Na ściankach dźwigarów zastosowano ograniczenia:
 - $U_y = 0$,
 - $U_x = 0$.



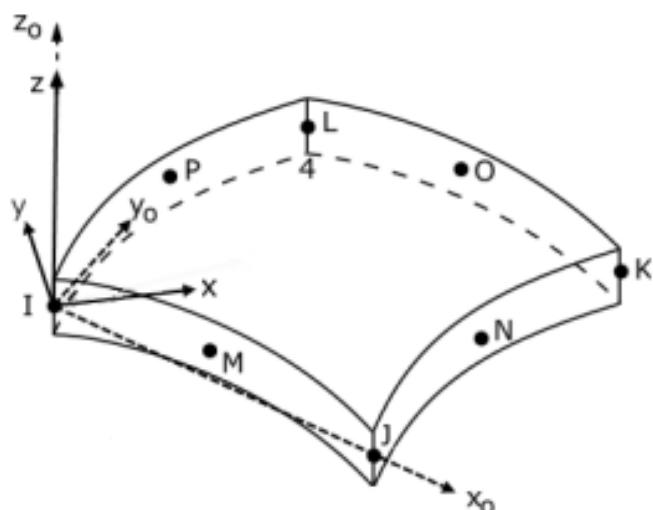
Rysunek 5.7. Utwierdzenie.

6. Model obliczeniowy

6.1. Wybrany typ elementu

Do przeprowadzenia analizy wykorzystano elementy typu SHELL281 (rys. 6.1). Elementy SHELL281 są odpowiednie do analizy cienkich i średnio-grubych struktur powłokowych. Każdy element posiada osiem węzłów, a każdy węzeł ma sześć stopni swobody, trzy przemieszczenia translacyjne oraz trzy obroty [15].

Elementy te doskonale sprawdzają się w analizach liniowych, jak i nieliniowych, które uwzględniają duże obroty oraz odkształcenia. W analizach nieliniowych uwzględniana jest zmiana grubości powłoki oraz efekty obciążenia podążającego (tzw. sztywność od obciążenia). SHELL281 jest również odpowiedni do modelowania powłok warstwowych, takich jak kompozyty czy konstrukcje typu sandwich, co czyni go idealnym wyborem przy analizie nowoczesnych materiałów.



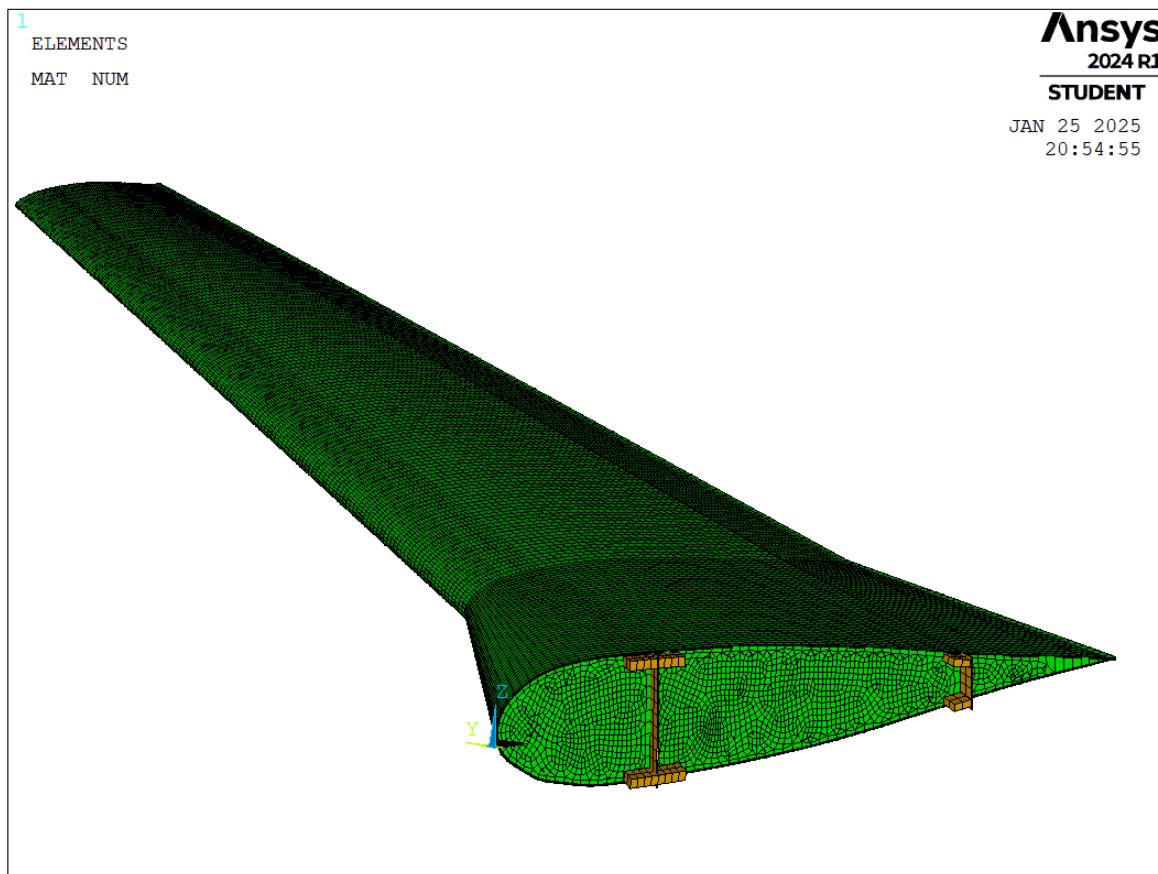
Rysunek 6.1. Element type: SHELL281

6.2. Wygenerowana siatka

Model zawiera 95 971 węzłów oraz 32 448 elementów.

Na rysunkach poniżej przedstawiono wygenerowaną siatkę skrzydła:

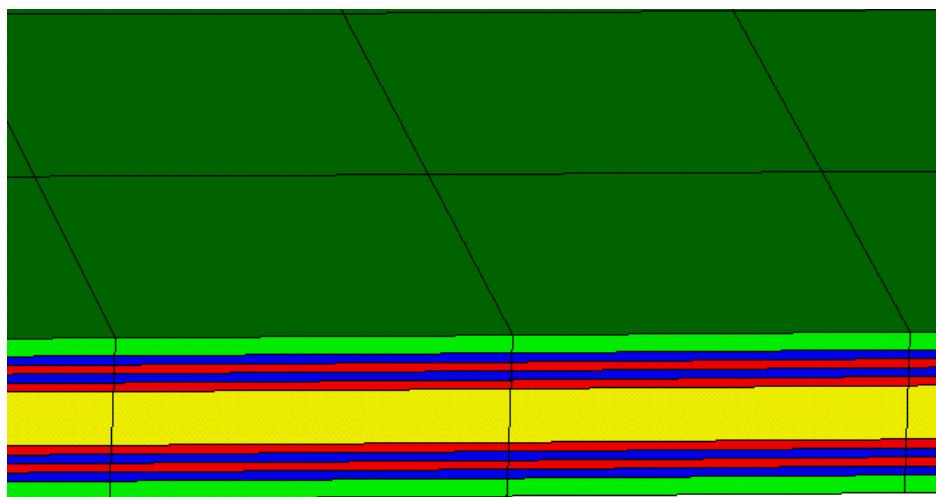
- Rysunek 6.2: Ogólny widok siatki elementów skończonych.
- Rysunek 6.3: Poszycie skrzydła.
- Rysunek 6.4: Warstwy poszycia.
- Rysunek 6.5: Dźwigary skrzydła.
- Rysunek 6.6: Żebra.



Rysunek 6.2. Siatka obliczeniowa



Rysunek 6.3. Siatka obliczeniowa poszycia

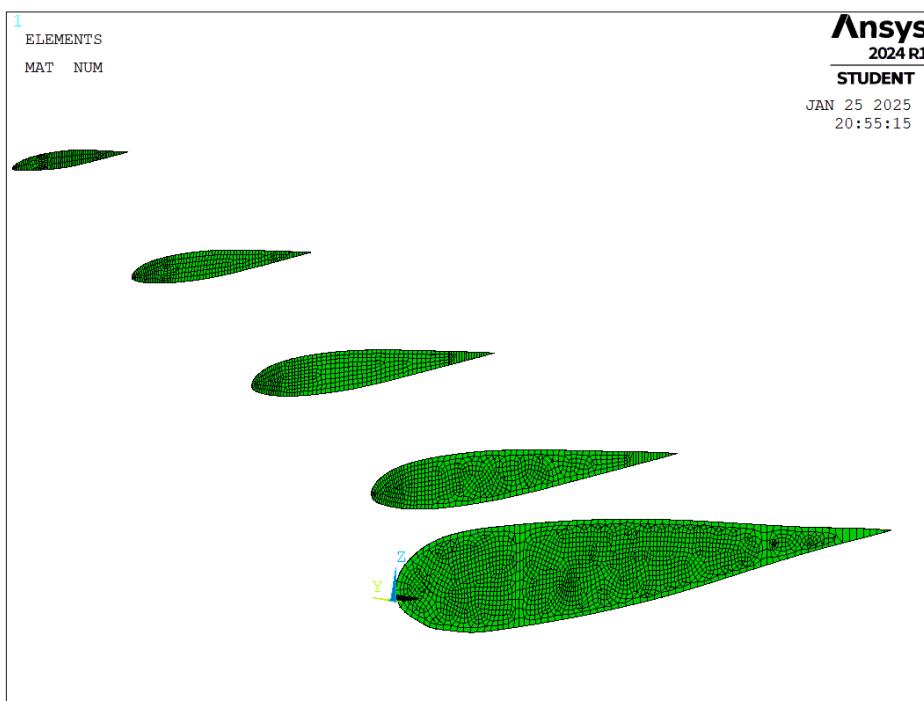


Rysunek 6.4. Siatka obliczeniowa warstw poszycia

6. Model obliczeniowy



Rysunek 6.5. Siatka obliczeniowa dźwigarów



Rysunek 6.6. Siatka obliczeniowa żeber

7. Przeprowadzone analizy

7.1. Analiza statyczna

Pierwszą przeprowadzoną analizą była analiza statyczna, uwzględniająca obciążenia zadane w warunkach brzegowych. Celem tej analizy było zoptymalizowanie struktury skrzydła pod kątem wytrzymałości na zadane obciążenia oraz minimalizacja jego masy.

7.2. Analiza modalna

Analiza modalna została przeprowadzona w celu wyznaczenia częstotliwości drgań własnych skrzydła. Pozyskane wyniki stanowiły podstawę do dalszych badań dynamicznych, w tym analizy harmonicznej.

7.3. Analiza harmoniczna

Analiza harmoniczna miała na celu ocenę wpływу drgań generowanych przez silnik pracujący pod zadanym obciążeniem. Zakres prędkości obrotowych silnika określono na 10,000–18,000 RPM, co odpowiada częstotliwośćom w przedziale 166–300 Hz. W związku z tym analiza harmoniczna została zaplanowana w zakresie 0–300 Hz z krokiem co 2 Hz, ze względu na długi czas obliczeń. Po wyznaczeniu częstotliwości drgań własnych wykonano analizę z uwzględnieniem tłumienia.

8. Wyniki

8.1. Analiza statyczna

Na podstawie przeprowadzonych symulacji dobrano grubości elementów konstrukcyjnych skrzydła, takich jak pasy, ścianki dźwigarów, żebra oraz warstwy poszycia, zapewniając spełnienie kryteriów wytrzymałościowych. Dobrane grubości elementów przedstawiono w rozdziale 3.2. Poniżej zostały przedstawione tabele oraz mapy maksymalnych naprężeń. Końcowa masa skrzydła wynosi 6310 kg.

Do oceny wytrzymałości konstrukcji zastosowano kryteria zniszczenia maksymalnych naprężeń oraz maksymalnych odkształceń dla kompozytów. Dla pozostałych elementów wyznaczono zapas bezpieczeństwa:

$$n_{bez} = \frac{R_e}{\sigma_{Von-Mises}} \quad (3)$$

gdzie:

- $\sigma_{Von-Mises}$ - naprężenia zredukowane Von-Mises'a
- R_e - granica plastyczności

Pasy dźwigara				
$R_e = 503$ [MPa]	S_y [MPa]		$\sigma_{von-mises}$ [MPa]	n_{bez}
	Ścislanie	Rozciąganie	Naprężenia zredukowane	
Przednie	96	86	134	3.8
Tylne	102	105	117	4.3

Tabela 8.1. Naprężenia na pasach dźwigarów

Ściany dźwigara					
$R_e = 503$ [MPa]	Ścinanie τ_{xy} [MPa]	Ścinanie τ_{yz} [MPa]	$\sigma_{von-mises}$ [MPa]	n_{bez}	
$\tau_{xy} = 331$ [MPa]	Dodatnie	Ujemne	Dodatnie	Ujemne	Naprężenia zredukowane
Przednia	60	65	52	21	223
Tylna	68	91	52	25	317

Tabela 8.2. Naprężenia na ściankach dźwigarów

Żebra						
$R_e = 385$ [MPa]	S_x [MPa]		Ścinanie τ_{xz} [MPa]		$\sigma_{von-mises}$ [MPa]	n_{bez}
$\tau_{xy} = 283$ [MPa]	Ścislanie	Rozciąganie	Dodatnie	Ujemne	Naprężenia zredukowane	
Żebro 1 - przykadłubowe	180	166	85	25	211	1.8
Żerbo 2	63	72	28	9	92	4.2
Żerbo 3	36	36	33	11	65	5.9
Żerbo 4	20	16	8	6	30	12.8
Żerbo 5	6	7	4	2	9	42.8

Tabela 8.3. Naprężenia na żebrach

Poszycie, aluminium 2024-T3								
$R_e = 385$ [MPa]	S_x [MPa]		S_y [MPa]		Ścinanie τ_{xy} [MPa]		$\sigma_{von-mises}$ [MPa]	n_{bez}
$\tau_{xy} = 283$ [MPa]	Ścislanie	Rozciąganie	Ścislanie	Rozciąganie	Ujemne	Dodatnie	Naprężenia zredukowane	
Warstwa 1	151	179	179	196	82	95	211	1.8
Warstwa 11	152	136	154	190	91	100	205	1.9

Tabela 8.4. Naprężenia na poszyciu, warstwy: 1, 13

$R_{mc} = 249$ [MPa]	Poszycie, włókno szklane							
$R_m = 369$ [MPa]	S_x [MPa]		S_y [MPa]		Ścinanie τ_{xy} [MPa]		Kryterium zniszczenia	
$\tau_{xy} = 249$ [MPa]	Ścislanie	Rozciąganie	Ścislanie	Rozciąganie	Ujemne	Dodatnie	Max Stress	Max Strain
Warstwa 2	42	52	47	55	25	29	0.3	0.29
Warstwa 4	42	50	46	54	26	29	0.3	0.28
Warstwa 8	42	39	43	50	72	30	0.27	0.24
Warstwa 10	42	37	43	50	28	30	0.27	0.23

Tabela 8.5. Naprężenia na poszyciu, warstwy: 2, 4, 8, 10

Poszycie, kompozyt grafitowo-epoksydowy								
$R_m = 373$ [MPa]	S_x [MPa]		S_y [MPa]		Ścinanie τ_{xy} [MPa]		Kryterium zniszczenia	
$\tau_{xy} = 80$ [MPa]	Ścislanie	Rozciąganie	Ścislanie	Rozciąganie	Dodatnie	Ujemne	Max Stress	Max Strain
Warstwa 3	172	101	179	262	42	51	0.71	0.23
Warstwa 5	158	92	178	259	41	47	0.71	0.23
Warstwa 7	130	72	173	248	40	43	0.68	0.23
Warstwa 9	130	93	172	245	41	43	0.67	0.23

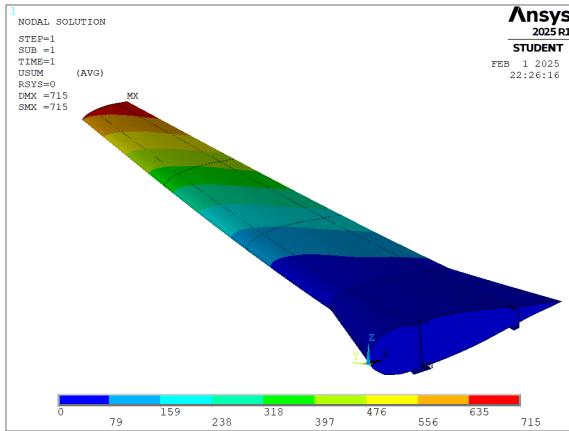
Tabela 8.6. Naprężenia na poszyciu, warstwy: 3, 5, 7, 9

Poszycie, pianka poliuretanowa								
$R_m = 39.7$ [MPa]	S_x [MPa]		S_y [MPa]		Ścinanie τ_{xy} [MPa]		Kryterium zniszczenia	
$\tau_{xy} = 10.7$ [MPa]	Ścislanie	Rozciąganie	Ścislanie	Rozciąganie	Dodatnie	Ujemne	Max Stress	Max Strain
Warstwa 6	2	1.8	1.7	2.8	0.9	1	0.24	0.23

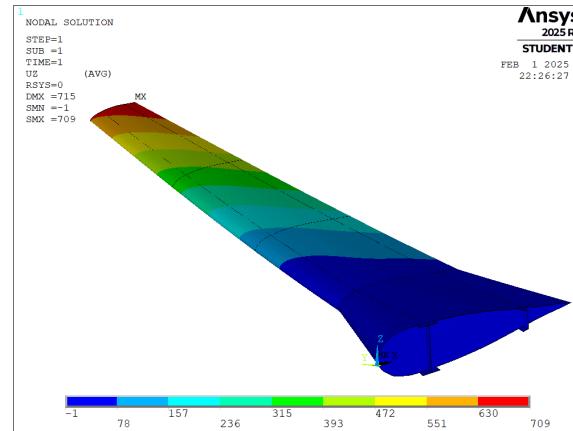
Tabela 8.7. Naprężenia na poszyciu, warstwa 6

8. Wyniki

Deformacje struktury skrzydła

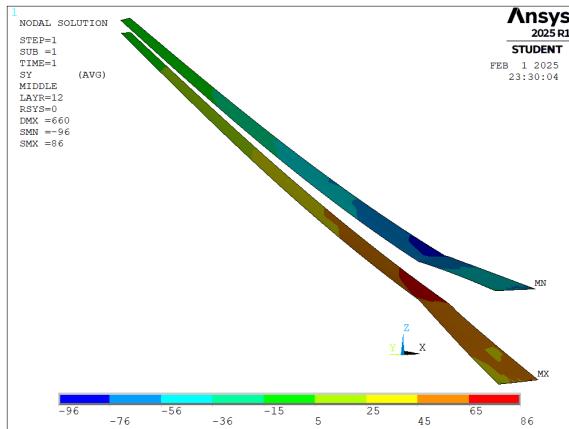


Rysunek 8.1. Przemieszczenia: U_{sum} [mm]

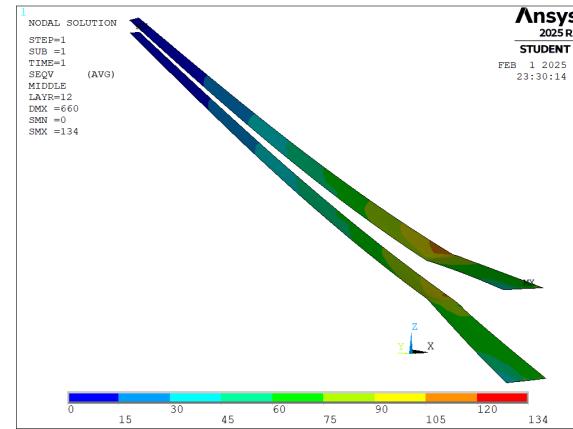


Rysunek 8.2. Przemieszczenia: Z [mm]

Napreżenia na pasach przednich

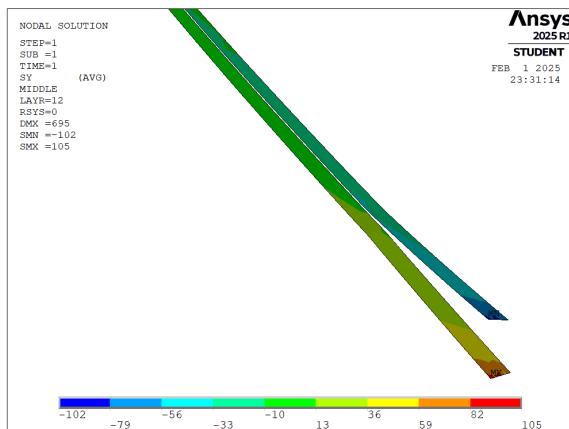


Rysunek 8.3. Napreżenia S_y [MPa]

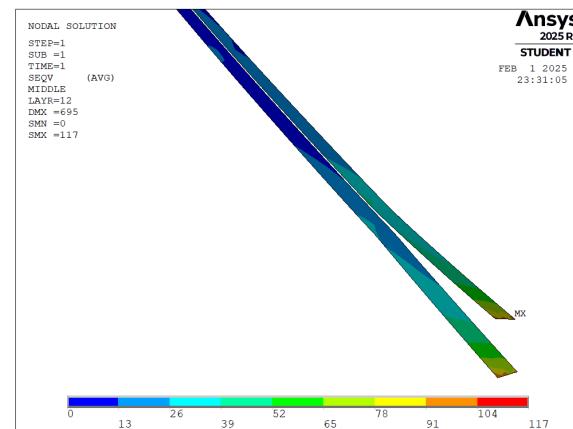


Rysunek 8.4. Napreżenia S_{eqv} [MPa]

Napreżenia na pasach tylnych

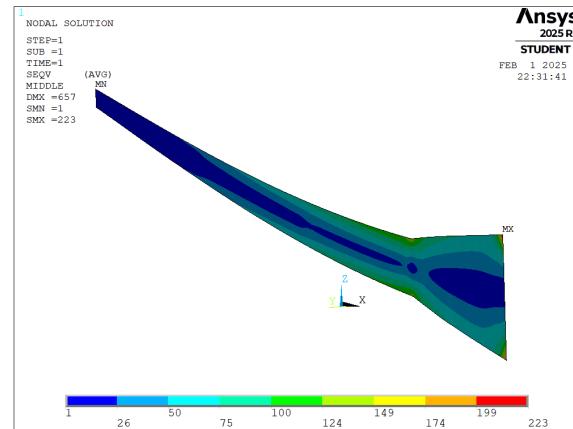
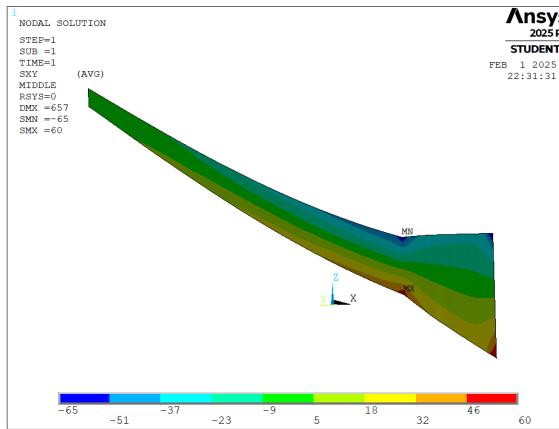


Rysunek 8.5. Napreżenia S_y [MPa]

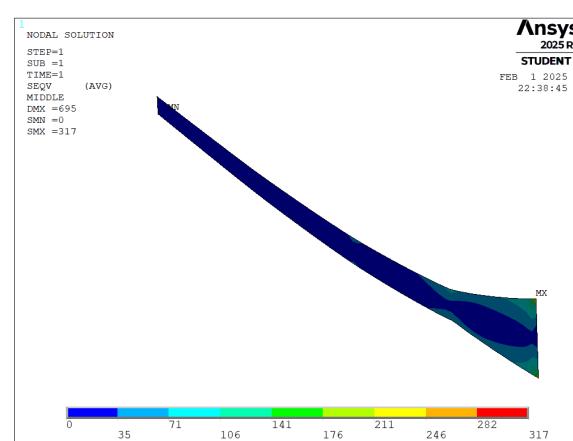
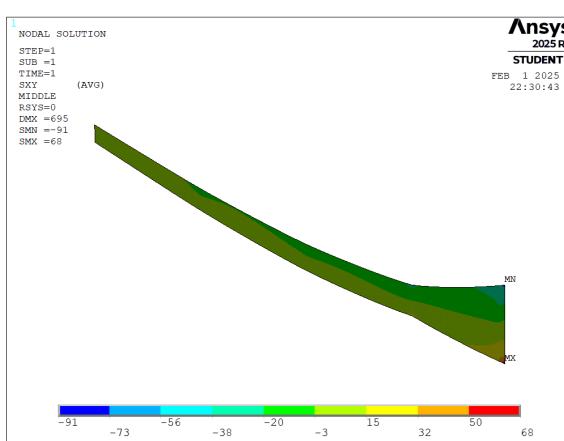


Rysunek 8.6. Napreżenia S_{eqv} [MPa]

Ścianka dźwigara przedniego

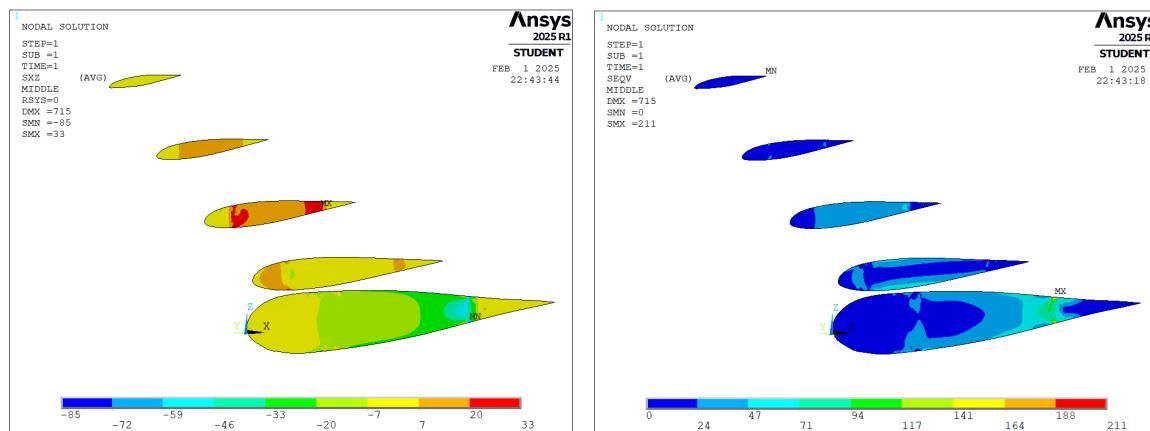
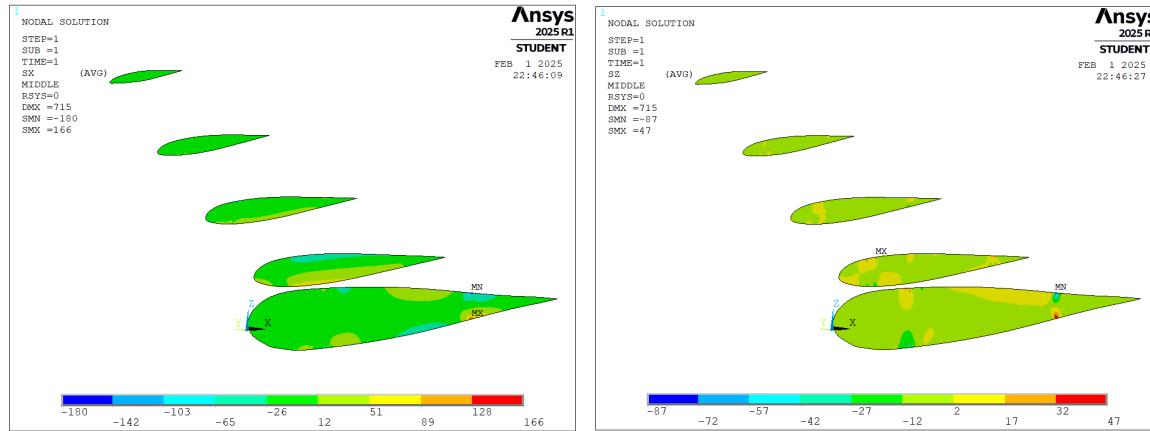


Ścianka dźwigara tylnego

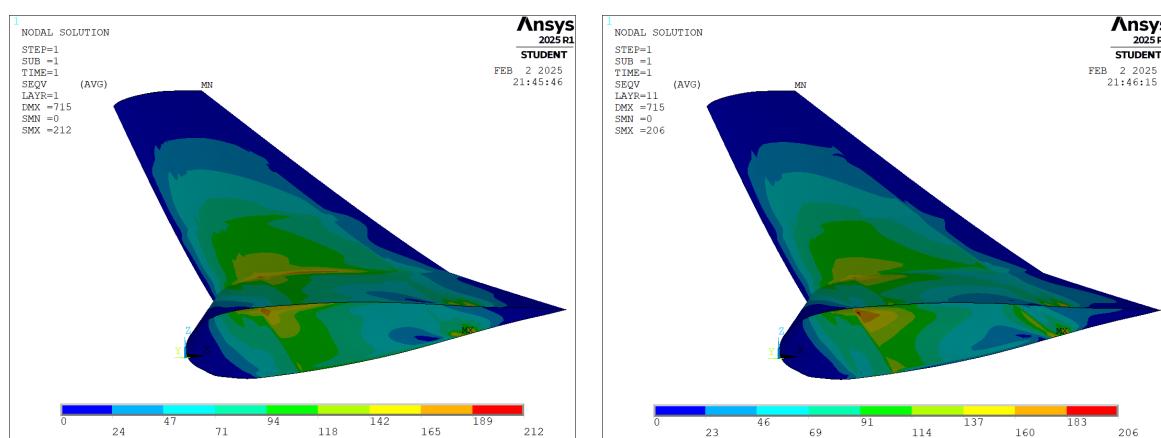


8. Wyniki

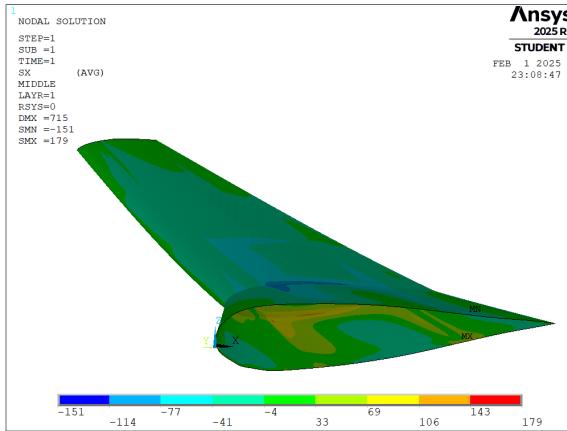
Naprężenia na żebach



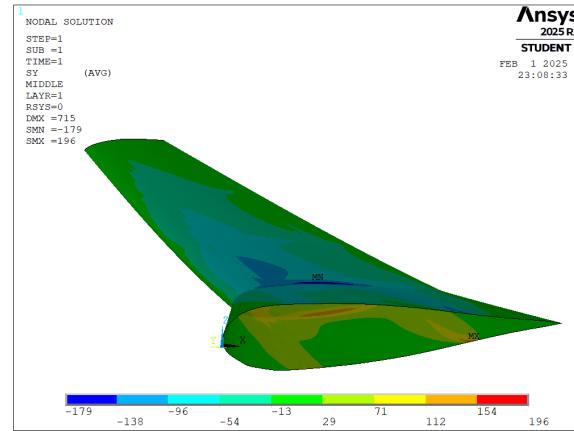
Naprężenia zredukowane na poszyciu



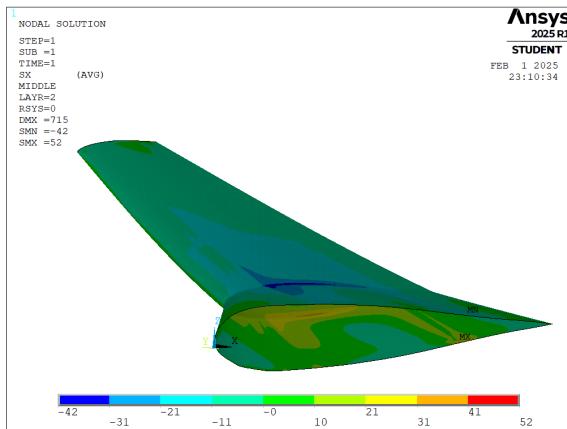
Naprężenia na poszyciu



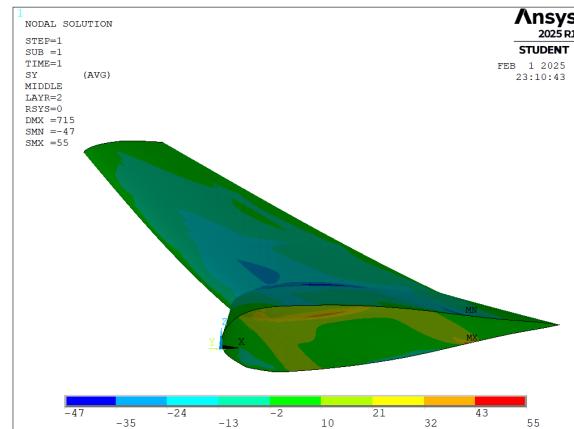
Rysunek 8.17. Warstwa 1, S_x [MPa]



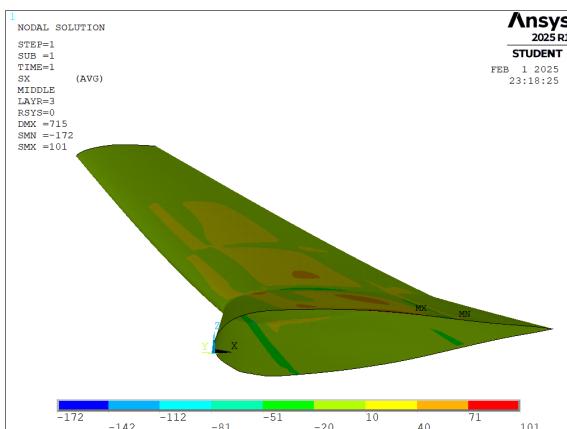
Rysunek 8.18. Warstwa 1, S_y [MPa]



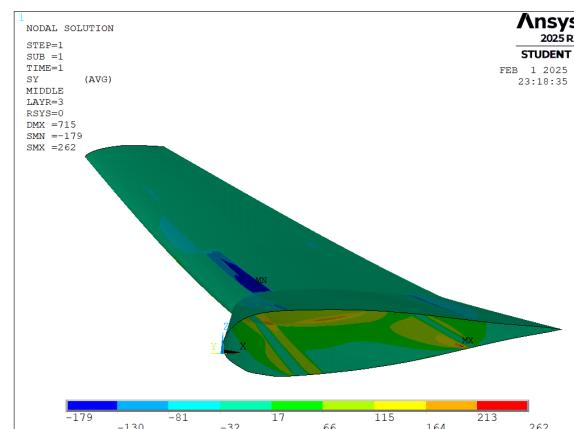
Rysunek 8.19. Warstwa 2, S_x [MPa]



Rysunek 8.20. Warstwa 2, S_y [MPa]



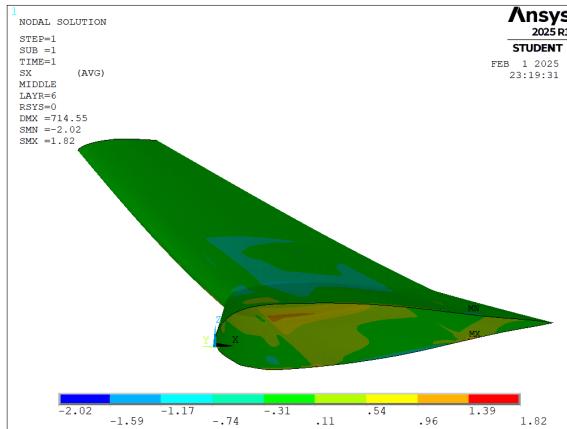
Rysunek 8.21. Warstwa 3, S_x [MPa]



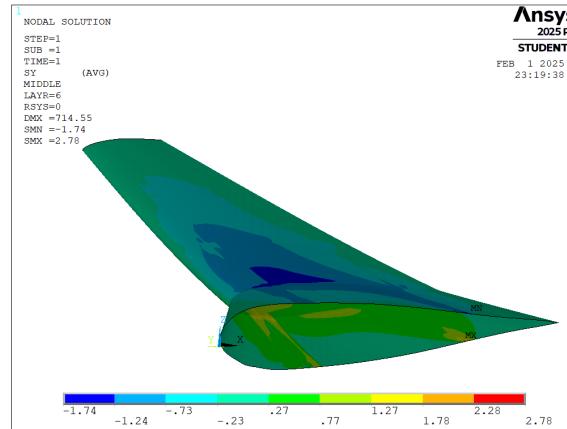
Rysunek 8.22. Warstwa 3, S_y [MPa]

8. Wyniki

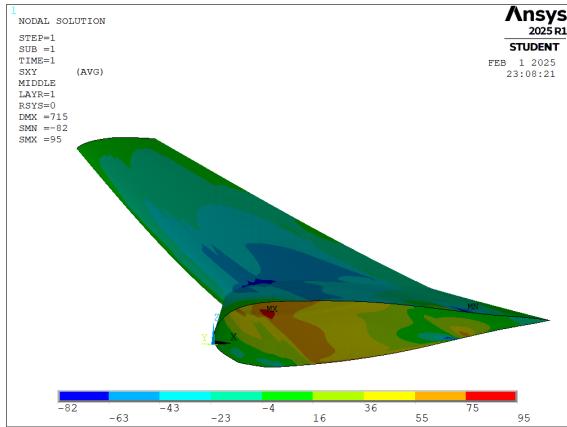
Napreżenia na poszyciu



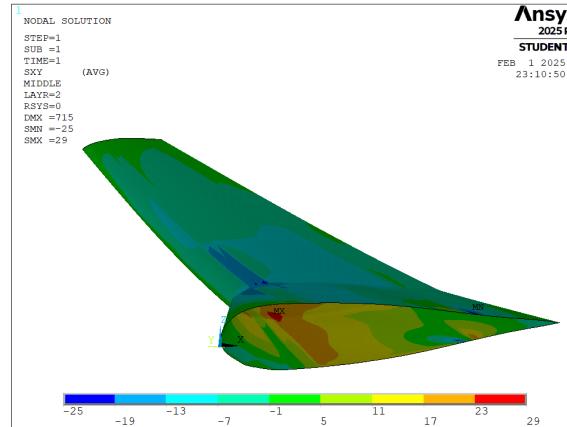
Rysunek 8.23. Warstwa 6, S_x [MPa]



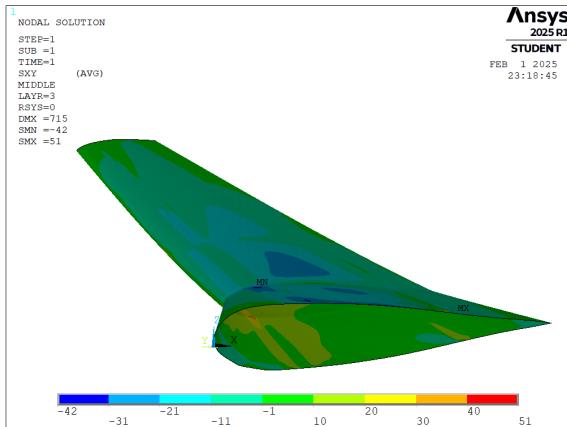
Rysunek 8.24. Warstwa 6, S_y [MPa]



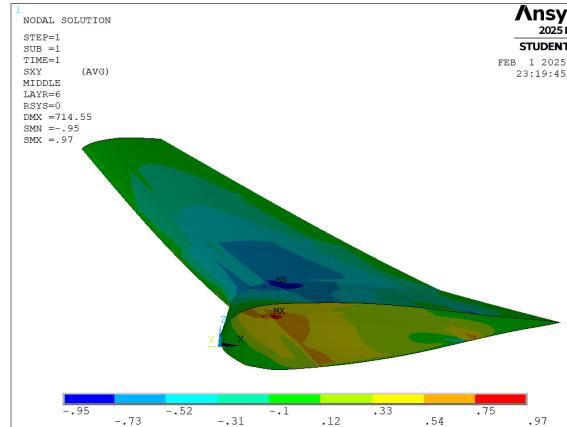
Rysunek 8.25. Warstwa 1, S_{xy} [MPa]



Rysunek 8.26. Warstwa 2, S_{xy} [MPa]

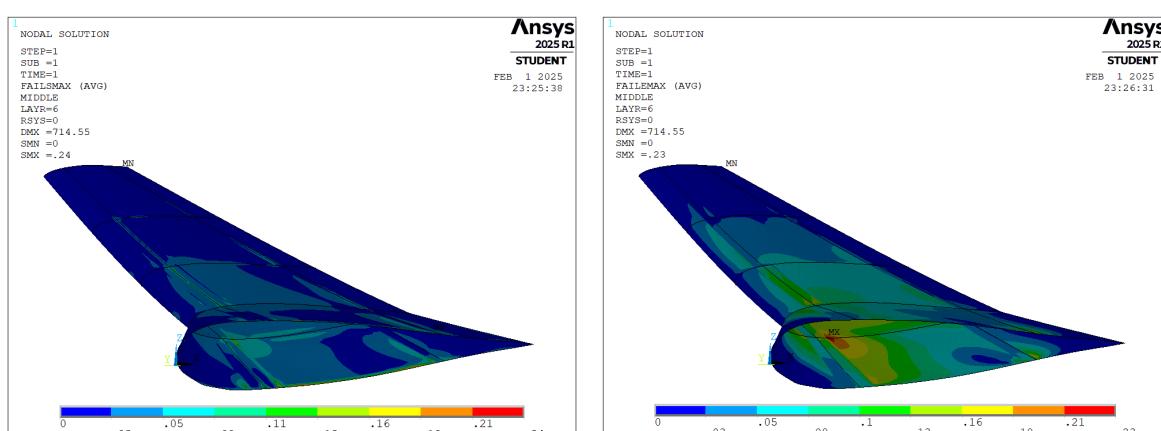
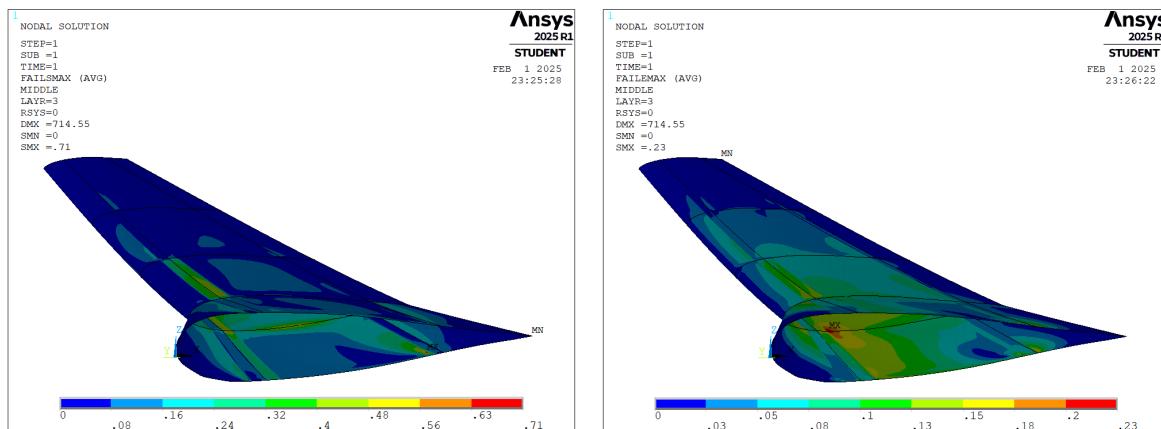
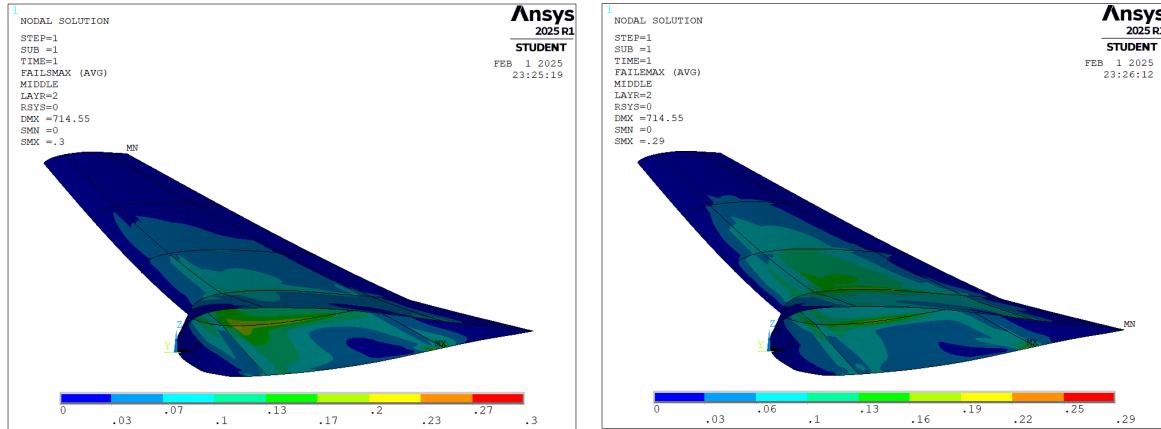


Rysunek 8.27. Warstwa 3, S_{xy} [MPa]



Rysunek 8.28. Warstwa 6, S_{xy} [MPa]

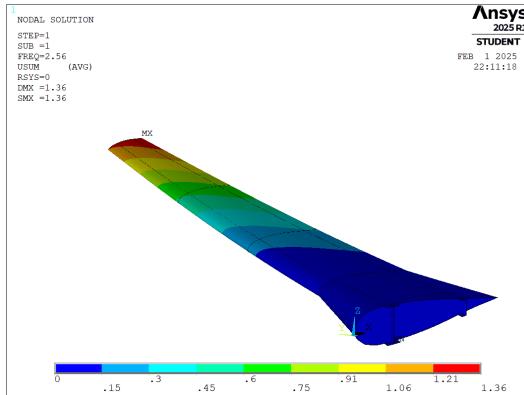
Kryterium zniszczenia



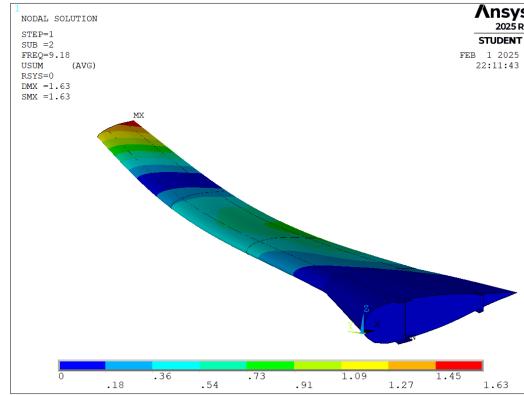
8. Wyniki

8.2. Analizy modalnej

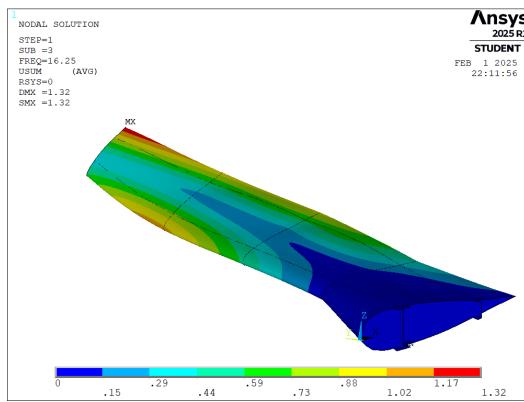
Na podstawie przeprowadzonej analizy modalnej otrzymano podstawową częstotliwość własną: $\omega = 2.56\text{Hz}$. Poniżej przedstawiono sześć modów drgań uzyskanych w wyniku analizy modalnej.



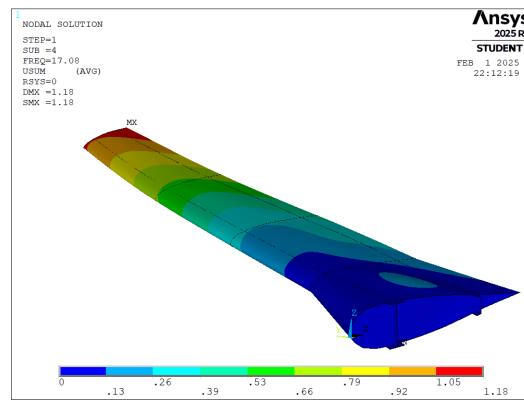
Rysunek 8.35. Pierwsza postać drgań własnych - giętna, $\omega = 2.56\text{Hz}$



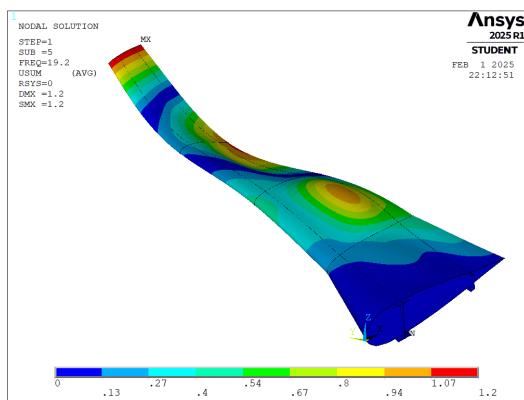
Rysunek 8.36. Druga postać drgań własnych - giętna, $\omega = 9.18\text{Hz}$



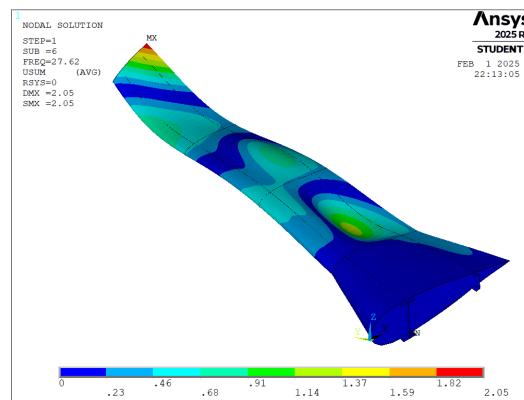
Rysunek 8.37. Trzecia postać drgań własnych - skręcająca , $\omega = 16.25\text{Hz}$



Rysunek 8.38. Czwarta postać drgań własnych - $\omega = 17.08\text{Hz}$



Rysunek 8.39. Piąta postać drgań własnych - $\omega = 19.2\text{Hz}$



Rysunek 8.40. Szósta postać drgań własnych - $\omega = 27.62\text{Hz}$

8.3. Wyniki analizy harmonicznej

Na podstawie podstawowej częstotliwości drgań własnych konstrukcji, $\omega = 2.56 \text{ Hz}$, wyznaczono współczynniki tłumienia α oraz β , stosując model tłumienia Rayleigha, przy założeniu braku tłumienia masowego.

$$\alpha + \beta \cdot \omega^2 = 2\gamma\omega \quad (4)$$

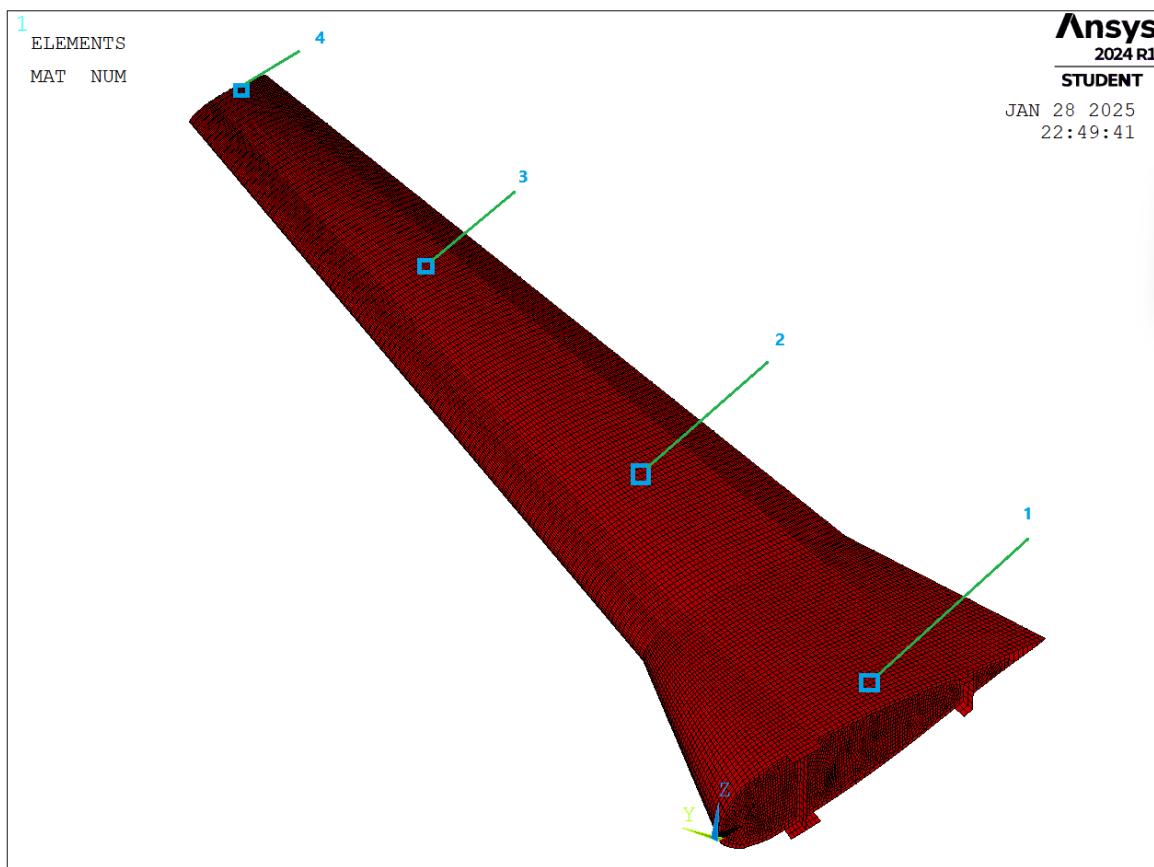
Gdzie:

- $\omega = 16.084 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$,
- $\gamma = 0.02$, dla aluminium 2
- $\alpha = 0$ - brak tłumienia masowego,

wyznaczono współczynnik tłumienia sztywnościowego β :

$$\beta = \frac{2 \cdot \gamma}{\omega} = \frac{2 \cdot 0.02}{17.41} = 0.002486 \frac{\text{s}}{\text{rad}}. \quad (5)$$

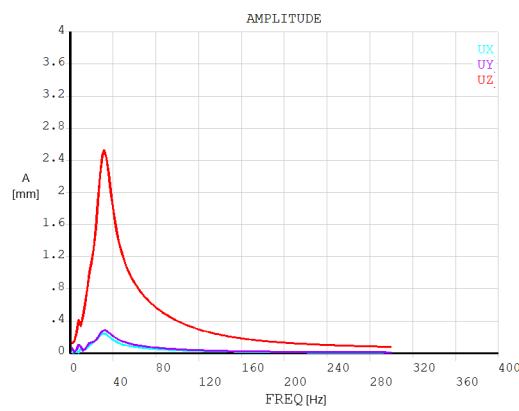
Poniżej przedstawiono wykresy amplitud ukazujące zależność od częstotliwości w czterech wybranych węzłach (rys. 8.41) oraz mapy deformacji uzyskane z analizy z uwzględnieniem tłumienia w zakresie 0-300 Hz.



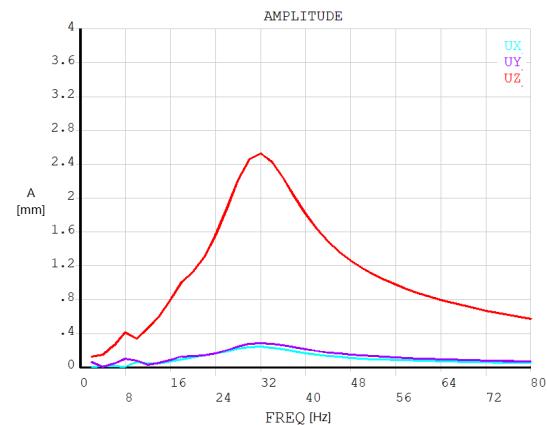
Rysunek 8.41. Wybrane węzły do analizy drgań

8. Wyniki

Przesunięcia w pierwszym węźle

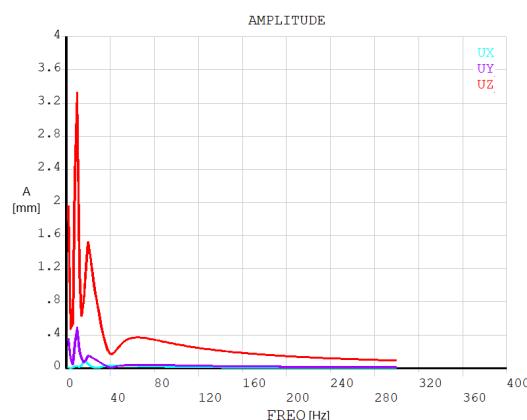


Rysunek 8.42. 0-300 Hz

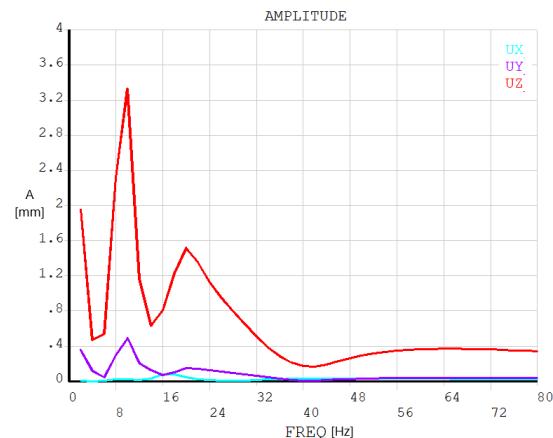


Rysunek 8.43. Zbliżenie na 0-80 Hz

Przesunięcia w drugim węźle

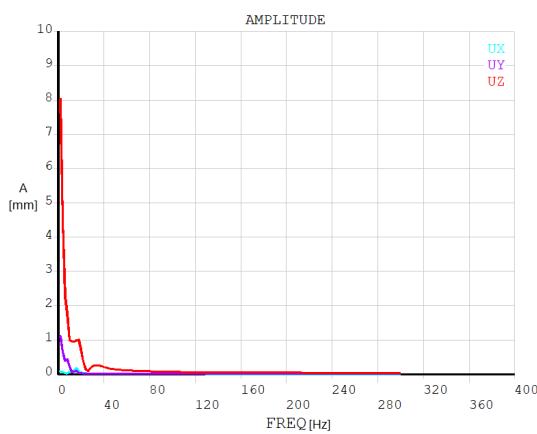


Rysunek 8.44. 0-300 Hz

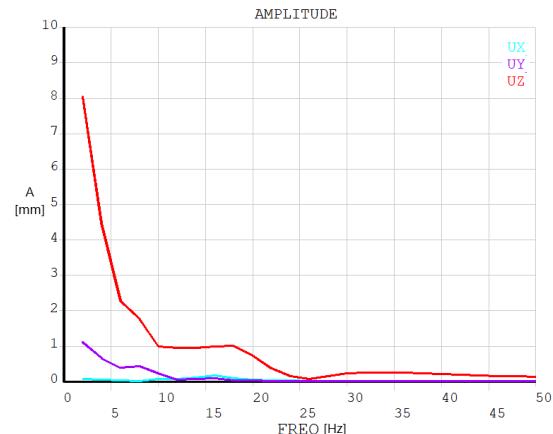


Rysunek 8.45. Zbliżenie na 0-80 Hz

Przesunięcia w trzecim węźle

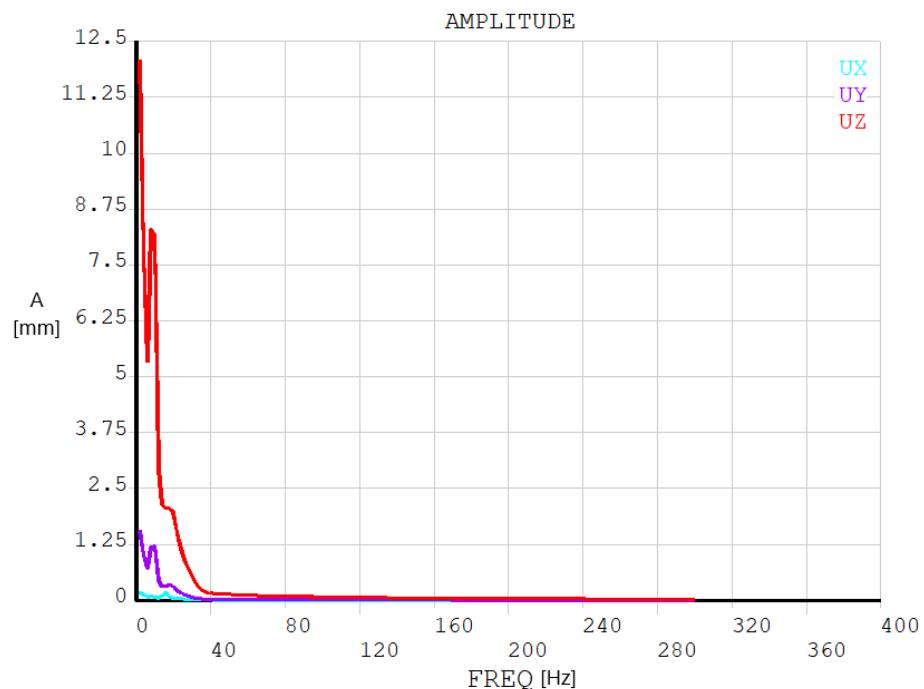


Rysunek 8.46. 0-300 Hz

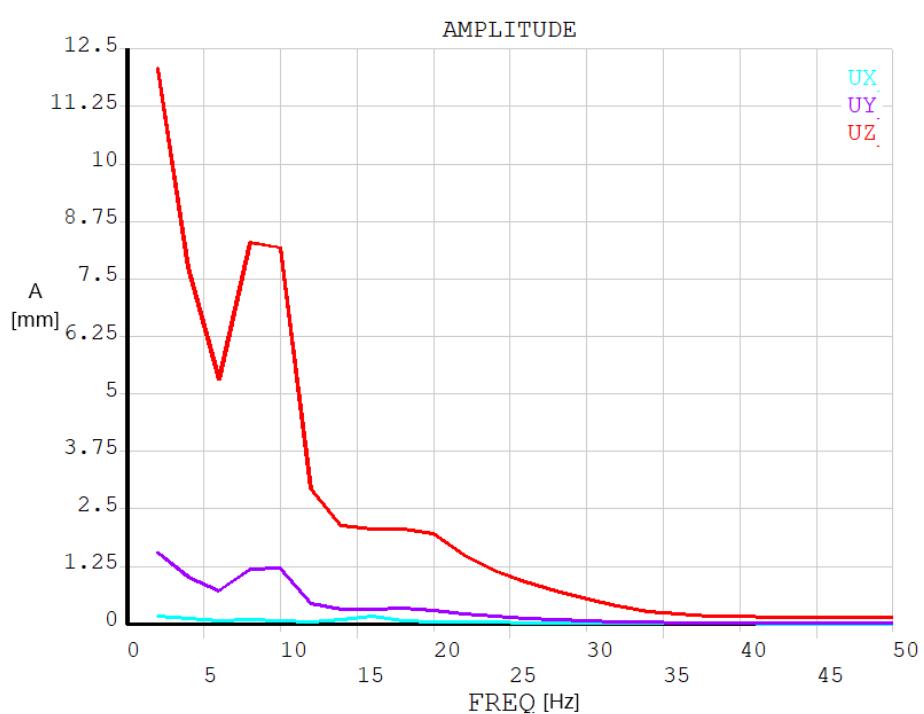


Rysunek 8.47. Zbliżenie na 0-50 Hz

Przesunięcia w czwartym węźle



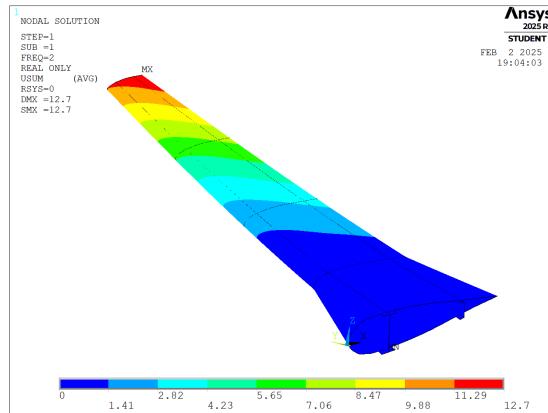
Rysunek 8.48. 0-300 Hz



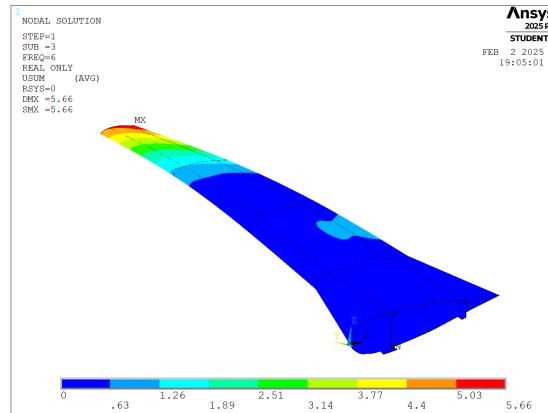
Rysunek 8.49. 0-50 Hz

8. Wyniki

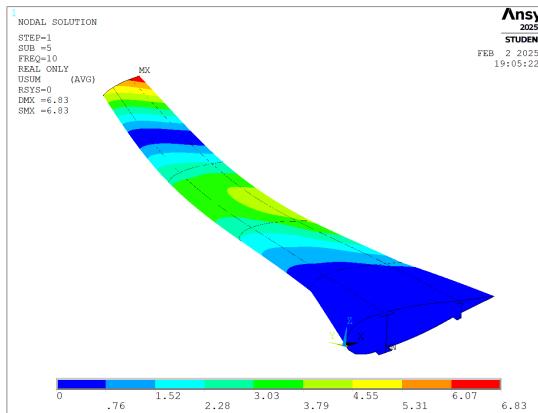
Postacie drgań dla wybranych częstotliwości



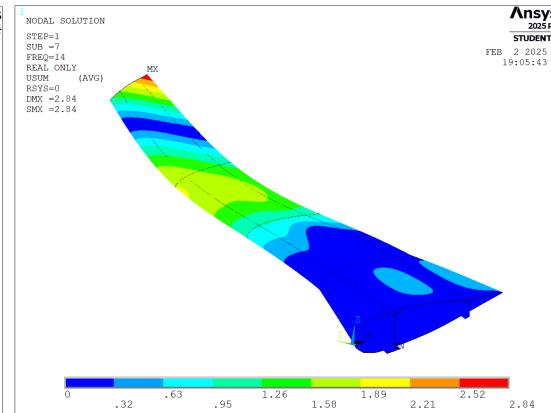
Rysunek 8.50. 2 Hz [mm]



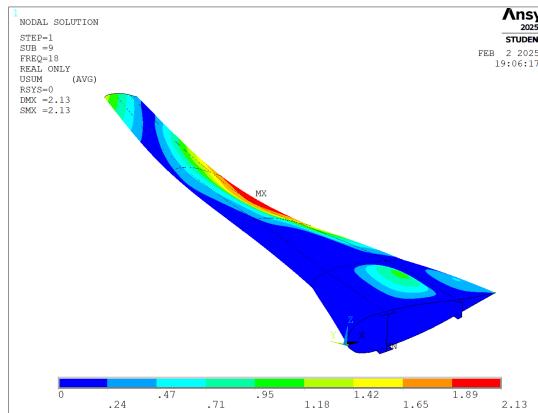
Rysunek 8.51. 6 Hz [mm]



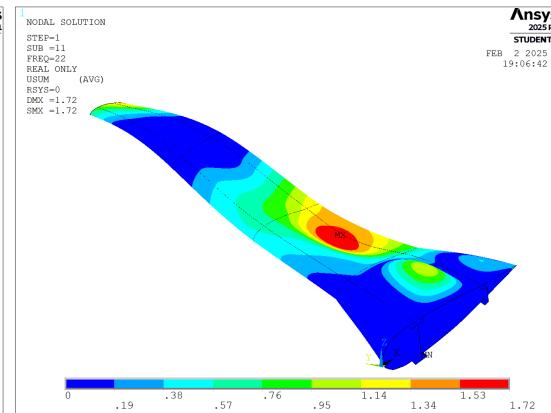
Rysunek 8.52. 10 Hz [mm]



Rysunek 8.53. 14 Hz [mm]

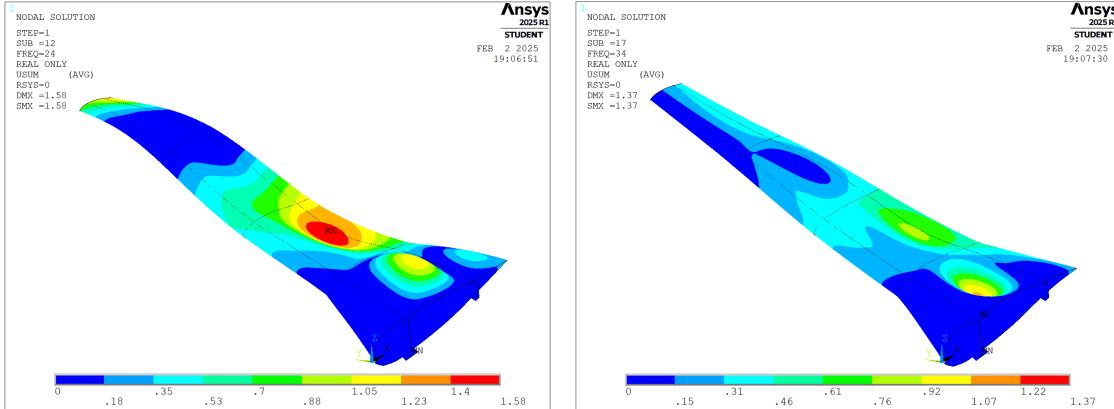


Rysunek 8.54. 18 Hz [mm]



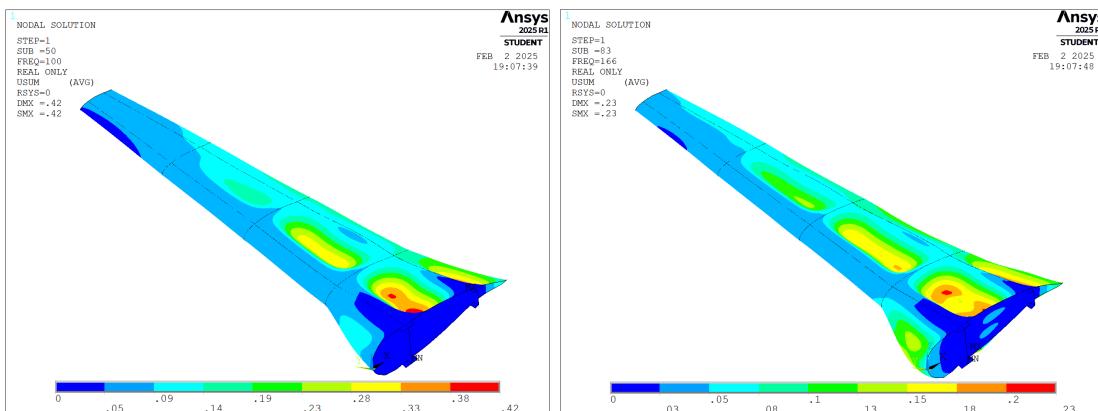
Rysunek 8.55. 22 Hz [mm]

Postacie drgań dla wybranych częstotliwości



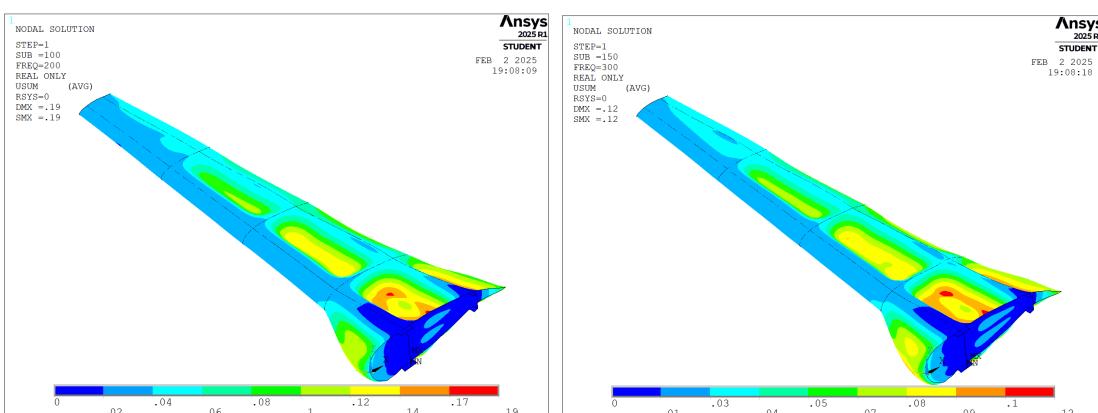
Rysunek 8.56. 24 Hz [mm]

Rysunek 8.57. 34 Hz [mm]



Rysunek 8.58. 100 Hz [mm]

Rysunek 8.59. 166 Hz [mm]



Rysunek 8.60. 200 Hz [mm]

Rysunek 8.61. 300 Hz [mm]

9. Wnioski

Na podstawie przeprowadzonych symulacji zaprojektowano skrzydło samolotu pasażerskiego spełniające wymagane kryteria bezpieczeństwa. Konstrukcja nie przekracza współczynnika bezpieczeństwa wynoszącego 1.5 dla lotnictwa oraz spełnia kryteria zniszczenia dla kompozytów (wartości mniejsze niż 1). Dodatkowo uwzględniono odpowiednie ograniczenia dotyczące naprężeń ścinających oraz rozciągających/ścisających. Proces projektowania obejmował optymalizację grubości kluczowych elementów konstrukcyjnych, takich jak pasy, ścianki dźwigarów, żebra oraz warstwy poszycia, w celu zapewnienia zgodności z normami wytrzymałościowymi. Szczegółowe wartości grubości przedstawiono w rozdziale 3.2, natomiast końcowa masa skrzydła została ostatecznie zredukowana do 6310 kg.

Analiza modalna wykazała, że częstotliwość własna konstrukcji wynosi $\omega = 2.56\text{ Hz}$, co jest wynikiem niższym w porównaniu do prac, gdzie otrzymano częstotliwości własne w zakresie 4–7 Hz [6] [7]. Ta różnica wynika z zastosowania cieńszej konstrukcji skrzydła oraz licznych uproszczeń w porównaniu do wcześniejszych zaprojektowanych modeli, które były grubsze i posiadały dodatkowe modyfikacje, zwiększające sztywność.

Analiza harmoniczna w zakresie częstotliwości 0–300 Hz, przeprowadzona jako odpowiedź na działanie silnika, wykazała, że konstrukcja wpada w rezonans podczas pracy przy częstotliwości własnej, co jest zgodne z zasadą występowania rezonansu. Podczas pracy w obrotach silnika (w zakresie 166–300 Hz), przemieszczenia były bardzo małe, jednak widoczna była tendencja do niedosztywnienia konstrukcji. Jest to efekt uproszczenia modelu, gdzie zastosowano zredukowaną liczbę żeber, co wpłynęło na sztywność konstrukcji. W kolejnych symulacjach należy uwzględnić większą ich liczbę oraz dodatkowe modyfikacje, co pozwoliłoby na poprawienie sztywności konstrukcji.

Bibliografia

- [1] L. P. Airlines, *Boeing 737-800*, [Online; accessed 26-January-2025], 2025. adr.: <https://www.lot.com/pl/pl/odkrywaj/o-lot/flota/boeing-737-800>.
- [2] O. Simon, *Airbus A320-214*, GFDL 1.2, [Online; accessed 26-January-2025], 2009. adr.: <http://www.airliners.net/photo/Thomas-Cook-Airlines/Airbus-A320-214/1638104/L/>.
- [3] A. Basutkar, K. Baruah i S. Kudari, "Frequency Analysis of Aircraft Wing Using FEM", *Composite Structures*, 2020. DOI: 10.1007/978-981-15-1124-0_46.
- [4] S. A. Kp i A. MurtazaM, "OPTIMIZATION OF AIRCRAFT WING WITH COMPOSITE MATERIAL", *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, t. 2, 2013. adr.: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:55407075>.
- [5] W. Choi i H. Park, "Optimized design and analysis of composite flexible wing using aeronautical nonlinear structure interaction", *Composite Structures*, 2025, Hanwha Aerospace Co., LTD, Seokgok, Dunpo, Ashan, Republic of Korea; Department of Defense Science Technology-Aeronautics, Howon University, Gunsan, Republic of Korea. adr.: <https://www.elsevier.com/locate/compstruct>.
- [6] M. Zakuan, A. Aabid i S. Khan, "Modeling and Structural Analysis of Three-Dimensional Wing", *International Journal of Engineering and Advanced Technology*, t. 9, s. 6820–6828, list. 2019. DOI: 10.35940/ijeat.A2983.109119.
- [7] A. Bransh, V. Vasu Kannah D L, P. M. K. Arunachalam i A. Dhara, "Vibrational Analysis Over An Aircraft Wing Section", czer. 2020. DOI: 10.13140/RG.2.2.10410.85449.
- [8] B. C. Airplanes, *737 MAX Airplane Characteristics for Airport Planning*, CAGE Code 81205, Document Number: D6-38A004, Boeing, list. 2018. adr.: <https://www.boeing.com/>.
- [9] S. Danilecki, *Konstrukcja samolotów*. Warszawa: Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, 2018.
- [10] P. Warszawska, *BIPOL II - Struktura płyta*, <https://www.meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Prowadzone-przedmioty/BIPOL/BIPOL-II>, Dostęp: 26 stycznia 2025, 2025.
- [11] W. contributors, *Boeing 737 — Wikipedia, The Free Encyclopedia*, [Online; accessed 26-January-2025], 2025. adr.: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Boeing_737&oldid=1271882779.
- [12] A. Tools, *B737 Root Airfoil Profile*, Accessed: 2025-01-25. adr.: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737d-il>.
- [13] A. Tools, *B737 Mid Airfoil Profile*, Accessed: 2025-01-25. adr.: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737a-il>.

9. Bibliografia

- [14] A. Tools, *B737 Tip Airfoil Profile*, Accessed: 2025-01-25. adr.: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737b-il>.
- [15] ANSYS Inc., *SHELL281 Element Reference in ANSYS Help*, Accessed: 2025-01-27, 2025. adr.: https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SHELL281.html.

Spis rysunków

2.1 Boeing 737-800 [1]	4
2.2 Airbus A320 [2]	4
3.1 Struktura skrzydła dwudźwigarowego [10]	5
3.2 Wymiary: Boeing 737-800 [8]	6
3.3 Model skrzydła	8
3.4 Profil: root [12]	8
3.5 Profil: midspan [13]	8
3.6 Profil: tip [14]	8
5.1 Rozkład Shrenka	11
5.2 Rozkład siły nośnej na powierzchni płata	12
5.3 Rozkład ciśnienia na powierzchniach płata	12
5.4 Warunki brzegowe – ciśnienie na górnej powierzchni płata	12
5.5 Warunki brzegowe – ciśnienie na dolnej powierzchni płata	12
5.6 Siła ciężkości wynikająca z masy silnika.	13
5.7 Utwierdzenie.	14
6.1 Element type: SHELL281	15
6.2 Siatka obliczeniowa	16
6.3 Siatka obliczeniowa poszycia	17
6.4 Siatka obliczeniowa warstw poszycia	17
6.5 Siatka obliczeniowa dźwigarów	18
6.6 Siatka obliczeniowa żeber	18
8.1 Przemieszczenia: U_{sum} [mm]	22
8.2 Przemieszczenia: Z [mm]	22
8.3 Naprężenia S_y [MPa]	22
8.4 Naprężenia S_{eqv} [MPa]	22
8.5 Naprężenia S_y [MPa]	22
8.6 Naprężenia S_{eqv} [MPa]	22
8.7 Naprężenia τ_{xy} [MPa]	23
8.8 Naprężenia S_{eqv} [MPa]	23
8.9 Naprężenia τ_{xy} [MPa]	23
8.10 Naprężenia S_{eqv} [MPa]	23
8.11 Naprężenia S_x [MPa]	24
8.12 Naprężenia S_y [MPa]	24
8.13 Naprężenia τ_{xz} [MPa]	24
8.14 Naprężenia S_{eqv} [MPa]	24
8.15 Warstwa 1, S_{eqv} [MPa]	24
8.16 Warstwa 11, S_{eqv} [MPa]	24
8.17 Warstwa 1, S_x [MPa]	25

9. Spis rysunków

8.18 Warstwa 1, S_y [MPa]	25
8.19 Warstwa 2, S_x [MPa]	25
8.20 Warstwa 2, S_y [MPa]	25
8.21 Warstwa 3, S_x [MPa]	25
8.22 Warstwa 3, S_y [MPa]	25
8.23 Warstwa 6, S_x [MPa]	26
8.24 Warstwa 6, S_y [MPa]	26
8.25 Warstwa 1, S_{xy} [MPa]	26
8.26 Warstwa 2, S_{xy} [MPa]	26
8.27 Warstwa 3, S_{xy} [MPa]	26
8.28 Warstwa 6, S_{xy} [MPa]	26
8.29 Warstwa 2, Max – Stress	27
8.30 Warstwa 2, Max – Strain	27
8.31 Warstwa 3, Max – Stress	27
8.32 Warstwa 3, Max – Strain	27
8.33 Warstwa 6, Max – Stress	27
8.34 Warstwa 6, Max – Strain	27
8.35 Pierwsza postać drgań własnych - giętna, $\omega = 2.56\text{Hz}$	28
8.36 Druga postać drgań własnych - giętna, $\omega = 9.18\text{Hz}$	28
8.37 Trzecia postać drgań własnych - skręcająca , $\omega = 16.25\text{Hz}$	28
8.38 Czwarta postać drgań własnych - $\omega = 17.08\text{Hz}$	28
8.39 Piąta postać drgań własnych - $\omega = 19.2\text{Hz}$	28
8.40 Szósta postać drgań własnych - $\omega = 27.62\text{Hz}$	28
8.41 Wybrane węzły do analizy drgań	29
8.42 0-300 Hz	30
8.43 Zbliżenie na 0-80 Hz	30
8.44 0-300 Hz	30
8.45 Zbliżenie na 0-80 Hz	30
8.46 0-300 Hz	30
8.47 Zbliżenie na 0-50 Hz	30
8.48 0-300 Hz	31
8.49 0-50 Hz	31
8.50 2 Hz [mm]	32
8.51 6 Hz [mm]	32
8.52 10 Hz [mm]	32

8.53 14 Hz [mm]	32
8.54 18 Hz [mm]	32
8.55 22 Hz [mm]	32
8.56 24 Hz [mm]	33
8.57 34 Hz [mm]	33
8.58 100 Hz [mm]	33
8.59 166 Hz [mm]	33
8.60 200 Hz [mm]	33
8.61 300 Hz [mm]	33

Spis tabel

3.1 Dane: Boeing 737-800 [8]	5
3.2 Grubości poszczególnych elementów struktury skrzydła	7
3.3 Struktura poszycia	7
4.1 Właściwości materiałowe Aluminium 7075-T651[4][5]	9
4.2 Właściwości materiałowe Aluminium 2024-T3[4][5]	9
4.3 Właściwości materiałowe włókna szklanego[4][5]	9
4.4 Właściwości materiałowe kompozytu grafitowo-epoksydowego [4][5]	10
4.5 Właściwości materiałowe pianki poliuretanowej[5]	10
8.1 Naprężenia na pasach dźwigarów	20
8.2 Naprężenia na ściankach dźwigarów	20
8.3 Naprężenia na żebrach	21
8.4 Naprężenia na poszyciu, warstwy: 1, 13	21
8.5 Naprężenia na poszyciu, warstwy: 2, 4, 8, 10	21
8.6 Naprężenia na poszyciu, warstwy: 3, 5, 7, 9	21
8.7 Naprężenia na poszyciu, warstwa 6	21