

Jarosław Bednarz, Wojciech Lisowski

Analiza modalna owiewki podskrzydłowego reflektora samolotu

JEL: L93 DOI: 10.24136/atest.2019.025

Data zgłoszenia: 15.12.2018 Data akceptacji: 08.02.2019

Wiele zastosowań statków powietrznych wymaga mocowania dodatkowych, specjalizowanych elementów osprzętu do kadłuba lub skrzydeł. Zamocowane elementy wpływają na aerodynamikę statku, zmieniają one też rozkład przestrzenny masy oraz lokalnie sztywność konstrukcji w obszarze mocowania. Dynamiczne własności zmodyfikowanej konstrukcji płatowca są najczęściej badane metodami analizy numerycznej. Weryfikacja wyników takiej analizy jest przeprowadzana eksperymentalnie. Podstawową metodą stosowaną do tego celu jest eksperymentalna analiza modalna. Artykuł dotyczy przykładowego zastosowania eksperymentalnej analizy modalnej w badaniach zmodyfikowanej konstrukcji samolotu z osłoniętą owiewką reflektorem zamocowanym pod skrzydłem. Wykonano test naziemny oraz badania w locie, których opis i wyniki przedstawiono w treści artykułu.

Słowa kluczowe: analiza modalna, badania dynamiki konstrukcji mechanicznych, postacie drgań własnych

Wstęp

Statki powietrzne, oprócz masowych lotów pasażerskich czy transportowych wykonują misje: militarne, patrolowe, poszukiwawcze, ratunkowe, gaśnicze, rolnicze i inne. Wykonanie tych misji często wymaga mocowania różnorodnych elementów osprzętu - takich jak: uzbrojenie, przyrządy pomiarowe czy zbiorniki do kadłuba lub skrzydeł. Dodatkowe elementy zmieniają aerodynamikę statku oraz dynamikę jego konstrukcji. Na przestrzeni lat, wraz z rosnącym stopniem złożoności konstrukcji statków powietrznych doskonalone były eksperymentalne metody badania dynamiki ich konstrukcji. Metody te określane są jako badania rezonansowe [1]. Ważnym celem tych badań jest określenie wpływu zamocowanych na zewnątrz elementów osprzętu na własności dynamiczne statku [2]. Wyniki badań rezonansowych są wykorzystywane przede wszystkim do estymacji parametrów modeli dynamicznych wykorzystywanych w analizie flatteru i buffetingu [1, 2], niezbędnej do określenia bezpiecznych zakresów parametrów lotu. Równoległe z doskonaleniem komputerowych narzędzi numerycznej analizy dynamiki konstrukcji poszerzeniu uległy też możliwości badań eksperymentalnych na skutek wprowadzenia wielokanałowych systemów pomiarowych i skomputeryzowanych analizatorów sygnałów dynamicznych. Pozwoliło to wprowadzić do badań różnorodne typy sygnałów wymuszających oraz nowe metody estymacji parametrów modelu modalnego [3]. Dalszy rozwój metod eksperymentalnych obejmował zastosowanie metod eksploatacyjnej analizy modalnej [4], której algorytmy pozwalają na estymację parametrów modelu modalnego na podstawie pomiaru jedynie sygnału odpowiedzi na nieznanne wymuszenie. W wyniku tego, badania modalne zaczęto prowadzić również na podstawie sygnałów drganiowych zarejestrowanych w czasie lotu. Badania opisane w artykule obejmują zarówno badania naziemne jak i badania w locie.

W artykule przedstawiono wyniki badań modalnych owiewki reflektora zamontowanego pod skrzydłem samolotu (rys. 1), których głównym celem była identyfikacja częstotliwości i postaci drgań własnych badanego obiektu.



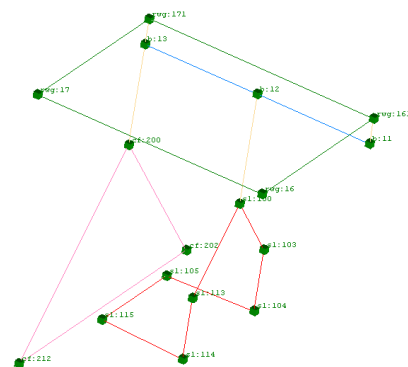
Rys. 1. Zdjęcie badanej owiewki reflektora

1. Charakterystyka przeprowadzonych badań modalnych

W trakcie prowadzonych badań przeprowadzono dwa eksperymenty:

1. badania modalne w trakcie lotu (wymuszenie eksploatacyjne) w sieci 17 punktów pomiarowych dla kilku różnych stanów lotu,
2. badania modalne naziemne z zastosowaniem wymuszenia impulsowego w sieci 17 punktów pomiarowych (siatka punktów taka sama jak w przypadku badań w locie).

Badania modalne przeprowadzono na części płatowca obejmującej: obudowę i uchwyt reflektora, owiewkę, mocowanie reflektora i część prawego skrzydła w sąsiedztwie mocowania. Widok przyjętej sieci punktów pomiarowych pokazano na rysunku 2. Położenie punktów pomiarowych wybrano w sposób umożliwiający łatwe mocowanie czujników i prowadzenie przewodów w warunkach lotu.



Rys. 2. Sieć punktów pomiarowych badanej owiewki reflektora

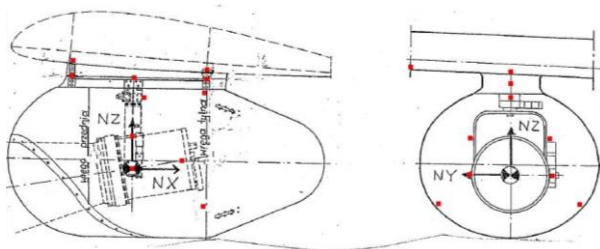
W przeprowadzonych badaniach wykorzystano następującą aparaturę pomiarową:

1. 28-kanałowy analizator sygnałów dynamicznych typu SCADAS,
2. trójosiowe akcelerometry piezoelektryczne typu PCB 356B08,
3. trójosiowe akcelerometry piezoelektryczne typu PCB 356A16,
4. akcelerometry piezoelektryczne typu PCB M333B30,
5. moduł oprogramowania LMS Test.Lab zaimplementowany w analizatorze sygnałów dynamicznych,
6. moduł oprogramowania VIOMA [4],

7. młotek modalny (tylko w teście naziemnym) typu PCB 086C20
 W tabeli 1 zestawiono przyjęte oznaczenia punktów pomiarowych, których położenie na badanym obiekcie względem przyjętego układu współrzędnych odniesienia zaznaczono na rysunku 3.

Tab. 1. Zestawienie punktów pomiarowych wykorzystanych w badaniach modalnych

Lp.	Nazwa punktu	Współrzędne punktów [mm]		
		X	Y	Z
1	b:11	0	640	-70
2	b:12	0	320	-70
3	b:13	0	0	-70
4	cf:200	0	0	-350
5	cf:202	-375	0	-800
6	cf:212	375	0	-800
7	rwg:16	500	640	0
8	rwg:161	0	640	0
9	rwg:17	500	0	0
10	rwg:171	0	0	0
11	sl:100	0	320	-375
12	sl:103	-160	320	-570
13	sl:104	-160	320	-740
14	sl:105	-145	80	-740
15	sl:113	160	320	-570
16	sl:114	160	320	-740
17	sl:115	145	80	-740



Rys. 3. Rozmieszczenie punktów pomiarowych w badaniach modalnych

Początek układu współrzędnych odniesienia znajduje się w punkcie „rwg:171” położonym na prawym skrzydle.

Kierunki układu współrzędnych przyjęto następująco:

1. kierunek X – poprzecznie do osi samolotu, zwrot w kierunku prawego skrzydła,
2. kierunek Y – wzdłuż osi samolotu, zwrot w kierunku lotu,
3. kierunek Z – pionowy, zwrot do góry.

Należy zwrócić uwagę na to, że w trakcie badań płatowiec był oparty na podwoziu (koła). Obciążenie skrzydła w czasie postoju odbiega od występującego w trakcie lotu ze względu na pracę silników i działanie siły nośnej.

2. Badania modalne w locie

Badania modalne owiewki reflektora zostały przeprowadzone w trakcie dwóch lotów próbnych, ze względu na ograniczoną liczbę kanałów analizatora sygnałów. Rejestrację przeprowadzono dla zbioru wybranych stanów lotu, takich samych w obu lotach. W tabeli 2 przedstawiony został opis wybranych stanów lotu.

W trakcie badań przeprowadzono pomiar przebiegów czasowych przyspieszeń drgań, równocześnie estymowano i zapisywano uśrednione w dziedzinie częstotliwości widma wzajemne przyspieszeń drgań odniesione do punktu i kierunku referencyjnego.

W tabeli 3 przedstawiono podział punktów pomiarowych na dwa przeprowadzone loty.

W trakcie przeprowadzonych badań w locie przyjęto następujące parametry pomiarowe:

1. długość rejestracji od ok. 90 [s] do 300 [s],
2. zarejestrowane przebiegi czasowe,

3. przyjęto pasmo częstotliwości do 100 [Hz],
4. rozdzielczość częstotliwościowa widm wzajemnych przyspieszeń – ok. 0.097 [Hz] (1024 linie).

Tab. 2. Zestawienie stanów lotu, w których przeprowadzono rejestrację

Lp.	Lot nr 1 - manewry
1	Wznoszenie
2	Lot po prostej: v=280 [km/h]
3	Lot po prostej: v=295 [km/h]
4	Lot po prostej: v=315 [km/h]
5	Lot po prostej: v=330 [km/h]
6	Lot po prostej: v=355 [km/h]
7	Wyważenie z jednym silnikiem wyłączonym: v=207 [km/h]
8	Wyważenie z jednym silnikiem wyłączonym: v=183 [km/h]
9	Lot po prostej: v=215 [km/h], $\delta_{kl}=15^\circ$
10	Lot po prostej: v=200 [km/h], $\delta_{kl}=40^\circ$
11	Podejście, lądowanie i dobieg $\delta_{kl}=40^\circ$
Lp.	Lot nr 2 - manewry
1	Wznoszenie
2	Lot po prostej: v=280 [km/h]
3	Lot po prostej: v=295 [km/h]
4	Lot po prostej: v=315 [km/h]
5	Lot po prostej: v=330 [km/h]
6	Lot po prostej: v=355 [km/h]
7	Lot po prostej: v=215 [km/h], $\delta_{kl}=15^\circ$
8	Lot po prostej: v=200 [km/h], $\delta_{kl}=40^\circ$
9	Wyważenie z jednym silnikiem wyłączonym: v=207 [km/h]
10	Podejście, lądowanie i dobieg $\delta_{kl}=40^\circ$

Tab. 3. Zestawienie punktów pomiarowych wykorzystanych w rejestracjach w dwóch kolejnych lotach

Lp.	Lot nr 1	Lot nr 2
1	rwg:161	b:11
2	rwg:171	sl:100
3	b:11	sl:103
4	b:12	sl:113
5	b:13	rwg:16
6	sl:115	rwg:17
7	sl:105	cf:202
8	sl:104	cf:212
9	sl:114	cf:200

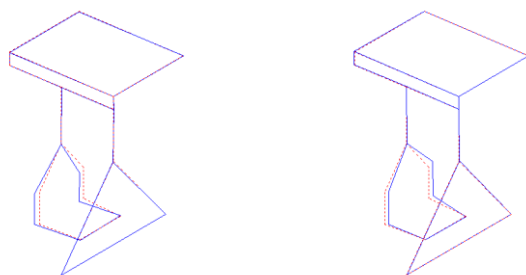
Przetwarzanie zarejestrowanych sygnałów dla celów identyfikacji parametrów modalnych polegało na wyznaczeniu widm wzajemnych między sygnałami odniesienia (pomiar w punkcie b:11) i pozostałymi zarejestrowanymi sygnałami.

Estymację parametrów modalnych przeprowadzono przy pomocy algorytmu zbilansowanej realizacji (BR) [5]. Wyestymowane wartości częstotliwości drgań własnych (CDW) oraz współczynników tłumienia modalnego (WTM), które były najlepiej odwzorowane w wynikach eksperymentu, zestawiono w tabeli 4. Wartości częstotliwości przedstawione w tabeli 3 są zbiorem częstotliwości wyznaczonych dla każdego z przeprowadzonych manewrów wspólnych dla lotów numer 1 i 2.

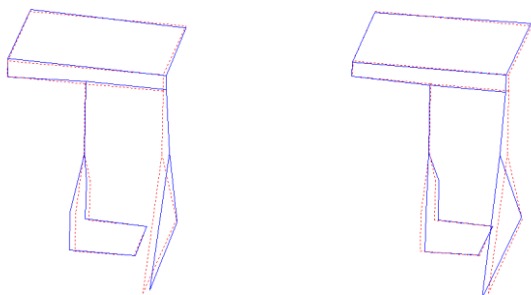
Tab. 4. Wartości parametrów modelu modalnego – badania w locie

Lp.	CDW [Hz]	WTM [%]	Lp.	CDW [Hz]	WTM [%]
1	4.87	6.31	9	39.22	1.71
2	6.00	1.49	10	42.21	0.53
3	12.46	1.66	11	48.02	1.01
4	15.18	6.17	12	50.19	0.70
5	22.57	1.37	13	52.34	0.22
6	24.08	0.27	14	54.83	0.35
7	28.62	4.84	15	59.60	0.01
8	32.92	4.35			

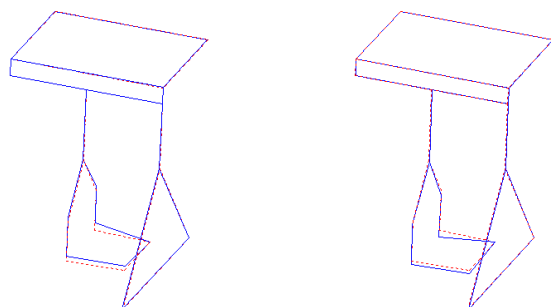
Wybrane postacie drgań własnych pokazano na rysunku 4.



6.00 Hz 1.49 %



15.18 Hz 6.17 %



32.92 Hz 4.35 %

Rys. 4. Przykłady zidentyfikowanych postaci drgań własnych dla warunków lotu

W zidentyfikowanych PDW występują odkształcenia uchwytu reflektora, owiewki oraz mocowania reflektora do skrzydła. Największe odkształcenia dynamiczne występują w punktach zlokalizowanych na uchwycie reflektora.

3. Badania modalne z wykorzystaniem wymuszenia impulsowego

Zestawienie najważniejszych parametrów przeprowadzonego eksperymentu modalnego:

1. zastosowano wymuszenie impulsowe,
2. siłę wymuszającą przykładano w punkcie „cf:212”, w kierunku poziomym (Y)
3. równocześnie z pomiarem sygnału siły wymuszającej mierzono sygnały odpowiedzi na wymuszenie – przyspieszenia drgań, w każdym punkcie pomiarowym w 3 wzajemnie prostopadłych kierunkach,
4. na podstawie mierzonych sygnałów pomiarowych wyznaczono widmowe funkcje przejścia (WFP), w postaci funkcji inertancji [m/s²/N], między sygnałem wymuszenia a sygnałami odpowiedzi
5. w czasie estymacji przebiegów WFP przebiegi funkcji koherencji zwyczajnej między sygnałem wymuszenia, a sygnałami odpo-

wiedzi były monitorowane dla zapewnienia odpowiedniej jakości sygnałów pomiarowych,

6. zakres częstotliwości pomiaru ustalono na 0 ÷ 100 [Hz]
7. rozdzielczość częstotliwościową pomiaru ustalono na 0.097 [Hz]
8. estymowane przebiegi WFP były 15 razy uśredniane w dziedzinie częstotliwości w celu zmniejszenia błędów losowych pomiaru.

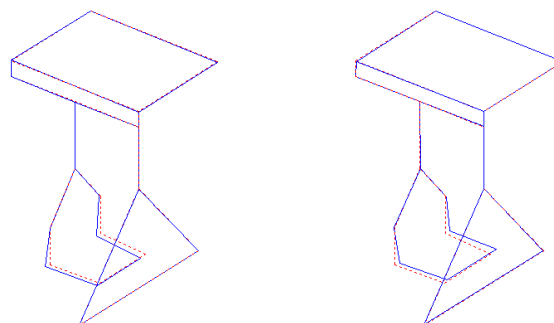
Przetwarzanie zarejestrowanych sygnałów dla celów identyfikacji parametrów modalnych polegało na wyznaczeniu widmowych funkcji przejścia (WFP) między sygnałami odniesienia (pomiar w punkcie cf:212) i pozostałymi zarejestrowanymi sygnałami.

Estymację parametrów modalnych przeprowadzono przy pomocy algorytmu PolyMax. Wyestymowane wartości częstotliwości drgań własnych, które były najlepiej odwzorowane w wynikach eksperymentu, zestawiono w tabeli 5.

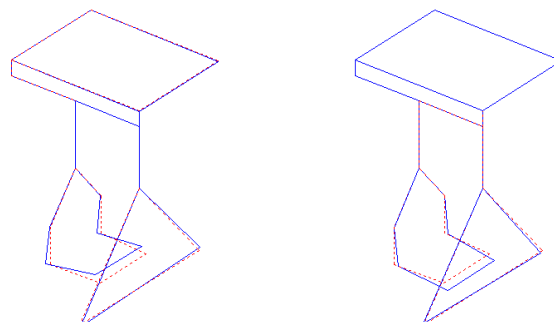
Tab. 5. Wartości parametrów modelu modalnego – badania naziemne

Lp.	CDW [Hz]	WTM [%]	Lp.	CDW [Hz]	WTM [%]
1	6.23	0.31	12	45.24	0.48
2	11.08	4.05	13	47.35	1.29
3	12.06	0.71	14	50.23	1.39
4	19.64	0.31	15	53.02	2.51
5	21.13	1.02	16	55.20	0.87
6	22.25	1.27	17	57.71	0.85
7	26.67	1.55	18	59.34	1.51
8	28.42	1.95	19	61.10	0.59
9	33.80	1.70	20	65.90	0.43
10	35.66	1.17	21	68.53	1.46
11	38.62	0.60			

Wybrane postacie drgań własnych pokazano na rysunkach 5a oraz 5b. Również dla testu naziemnego w zidentyfikowanych PDW występują głównie odkształcenia uchwytu reflektora, owiewki oraz mocowania reflektora do skrzydła. Największe odkształcenia występują w punktach położonych na uchwycie reflektora.

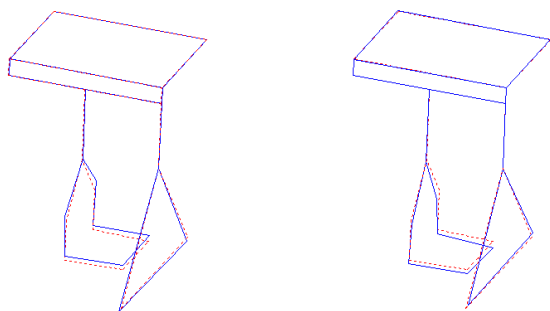


6.23 Hz 0.31 %



11.08 Hz 4.05 %

Rys. 5a. Przykłady zidentyfikowanych postaci drgań własnych - test naziemny



33.80 Hz 1.70 %

Rys. 5b. Przykłady zidentyfikowanych postaci drgań własnych - test naziemny

4. Porównanie parametrów modelu modalnego wyestymowanych na podstawie badań naziemnych i badań w locie

Modele modalne zidentyfikowane na podstawie badań modalnych naziemnych (GVT) i w locie (FVT) zostały porównane z wykorzystaniem wartości częstotliwości drgań własnych i współczynników MAC [3]. W wyniku porównania udało się wybrać 9 par odpowiadających sobie postaci drgań własnych, które zestawiono tabeli 6 wraz z wartościami współczynników MAC dla wybranych par wektorów modalnych

Tab. 6. Wartości współczynnika MAC pomiędzy postaciami z testów impulsowego i w locie

GVT [Hz]	FVT [Hz]	MAC
6.23	6.00	0.49
12.06	12.46	0.41
22.25	22.57	0.29
28.42	28.62	0.52
33.80	32.92	0.78
38.62	39.22	0.72
47.35	48.02	0.45
50.23	50.19	0.53
53.02	52.34	0.34

Wyniki przedstawione w tabeli 6 pokazują, że obu wykorzystanych warunkach eksperymentu są wzbudzone postacie drgań o bliskich wartościach częstotliwości. Niewysoki uzyskany stopień zgodności postaci drgań własnych zidentyfikowanych w obu przeprowadzonych eksperymentach modalnych wynika w znacznej części z różnicy warunków, w których je przeprowadzono.

Większa liczba PDW zidentyfikowanych w warunkach badań naziemnych niż w warunkach lotu oznacza, że w warunkach lotu są wzbudzone i dobrze odwzorowane w wynikach eksperymentu tylko niektóre PDW.

Podsumowanie

W ramach realizacji opisywanych eksperymentów przeprowadzono badania modalne obszaru mocowania reflektora do skrzydła samolotu. Reflektor taki stanowi dodatkowy, rzadko wykorzystywany element osprzętu samolotu. Wyniki otrzymane na podstawie analizy zarejestrowanych sygnałów pomiarowych wykazują ograniczony

stopień zgodności, co jest typowe w przypadku konstrukcji samolotu, ze względu na duże różnice w sposobie obciążenia płatowca w czasie lotu i w czasie postoju. Różnice te informują o stopniu zmienności własności dynamiki konstrukcji płatowca w zależności od fazy lotu. Wyestymowane wartości częstotliwości drgań własnych i postacie drgań własnych mogą znaleźć zastosowanie w doskonaleniu jakości odtwarzania przez model numeryczny rzeczywistych własności dynamicznych konstrukcji płatowca.

Bibliografia:

- Wiśniowski W.: Badania rezonansowe obiektów latających - metody i analiza wyników, Prace Instytutu Lotnictwa 7/2010 (209), 2010.
- Karpeł M.: Efficient vibration mode analysis of aircraft with multiple externalstore configurations, Journal of Aircraft, Vol. 25, No. 8, str. 747-751, 1988
- Haylen W., Lammens S., Sas P., Modal Analysis Theory and Practice, KU Leuven, 1997.
- Uhl T., Lisowski W., Kurowski P., In-operation modal analysis and its application, Wydawnictwo Katedry Robotyki i Mechatroniki AGH, 2001.
- Kurowski P., Bednarz J.: Comparison of modal parameters determined in operational conditions by means of the OMA and OMAX method, Structural health monitoring 2008 : proceedings of the fourth European workshop: Cracow, Poland, July 2-4, 2008 Lancaster, Pennsylvania: DEStech Publications, Inc., 2008.

Modal analysis of an underwing search-light fairing

Many applications of aircraft require using dedicated elements of equipment attached to the fuselage or wings. These elements change aerodynamic properties of the aircraft. They modify spatial mass distribution and local stiffness in the attachment place. Structural dynamics of the modified airframe is usually investigated with use of the numerical analysis techniques. Verification of results of such the analysis is carried out experimentally. The basic method of testing is the experimental modal analysis. In the paper, there is presented an exemplary application of the experimental modal analysis to testing of a modified airplane structure with a search-light covered by its fairing attached under a wing. The described experiments consisted of the ground as well as the in-flight tests. The paper reports description and results of the experiments.

Keywords: modal analysis, experimental structural dynamics, mode shapes

Autorzy:

dr inż. **Jarosław Bednarz** - AGH Akademia Górniczo-Hutnicza im. Stanisława Staszica, Katedra Robotyki i Mechatroniki, al. Mickiewicza 30, 30-059 Kraków; e-mail: bednarz@agh.edu.pl

dr hab. inż. **Wojciech Lisowski** - AGH Akademia Górniczo-Hutnicza im. Stanisława Staszica, Katedra Robotyki i Mechatroniki, al. Mickiewicza 30, 30-059 Kraków