

OCENA STANU KONSTRUKCJI KOMPOZYTOWYCH POPRZEZ UPROSZCZONE BADANIA REZONANSOWE

WIESŁAW KRZYMIEŃ

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: wieslaw.krzymien@ilot.lukasiewicz.gov.pl

Badania rezonansowe płatowców, a na ich podstawie obliczenia prędkości krytycznej flatteru, są uznaną od wielu lat metodą wyznaczenia bezpiecznej maksymalnej prędkości lotu. Badania rezonansowe (zwane także badaniami modalnym lub GVT) dotyczą wszystkich powierzchni aerodynamicznych (czyli płatów, stateczników, sterów, trymerów itp.), jak i całej konstrukcji w wybranych wariantach masowych i mają na celu wyznaczenie częstotliwości i postaci drgań własnych. Na ich podstawie przeprowadzane są obliczenia prędkości krytycznej flatteru, a następnie wyznaczana jest bezpieczna maksymalna prędkość lotu. Wykonuje się je zwykle na prototypie lotnym (w wersji ostatecznej) i na tej podstawie konstrukcja zostaje dopuszczona do lotu i otrzymuje certyfikat. Badania rezonansowe są prowadzone w obecnej Pracowni Badania Drgań SBŁ-Institutu Lotnictwa od wielu lat, jednak nigdy nie wykonywano ich na tym samym egzemplarzu (lub typie) po pewnym czasie po raz drugi. W ramach subwencionowanego projektu przygotowano i wykonano kilka uproszczonych badań rezonansowych wytypowanych szybowców konstrukcji kompozytowej, by na ich podstawie i posiadanych archiwalnych sprawozdań określić zmiany we właściwościach drganiowych tych konstrukcji. W artykule przedstawiono założenia i metodykę uproszczonych badań rezonansowych oraz wybrane wyniki takich badań kilku polskich szybowców.

Słowa kluczowe: badania rezonansowe, konstrukcje kompozytowe, flatter, wibrodiagnostyka.

1. Wprowadzenie

Bezpieczeństwo od flatteru, czyli drgań samowzbudnych każdej konstrukcji latającej wywołanej opływem powietrza jest wymagane przepisami budowy, np. FAR lub CS [1], [2]. Przepis nr 629 wymaga, by w zakresie do prędkości dopuszczalnej nie występował flatter na żadnej powierzchni aerodynamicznej, co należy wykazać uznanymi metodami. Od lat znane są dwie podstawowe metody badania flatteru. Pierwszą są badania w locie sprawdzające poziom tłumienia wzbudzanych postaci drgań przy coraz większej prędkości. Metoda ta wymaga wykonania wielu lotów i w różnych konfiguracjach, z odpowiednim sprzętem pomiarowym, jednak może nie wywołać flatteru (zjawisko tzw. „przechłodzenia” flatteru), a ponadto wzbudzenie odpowiednich drgań do pomiaru tłumienia danej postaci nie jest proste. Drugą uznaną metodą jest wykonanie badań rezonansowych konstrukcji (zwane GVT), a wyznaczone postacie i częstotliwości drgań własnych stanowią podstawę do weryfikacji modelu obliczeniowego lub są danymi do obliczeń flatterowych. Wyznaczona prędkość flatteru zmniejszona o 20% jest prędkością dopuszczalną szybowca lub samolotu, którą można dodatkowo (szybko i bezpiecznie) potwierdzić w locie. Taka procedura jest wystarczająca do certyfikacji konstrukcji i nie musi być powtarzana, chyba że producent wprowadzi istotne zmiany konstrukcyjne lub technologiczne. W dotychczasowej praktyce ponowne badania rezonansowe nie były wykonywane, a wprowadzane mniejsze zmiany były weryfikowane na drodze korekcji modelu obliczeniowego (np. MES).

Współczesne konstrukcje kompozytowe charakteryzują się długą żywotnością, możliwością osiągnięcia dużego nalotu, mogą być przechowywane w różnych warunkach, a ponadto mogą być

naprawiane. Wydaje się więc celowe sprawdzenie, czy ich właściwości drganiowe (flutterowe) nie uległy istotnym zmianom.

Poniżej przedstawiono koncepcję uproszczonych badań rezonansowych szybowców mających na celu określenie zmian właściwości drganiowych konstrukcji po latach eksploatacji, ze względu na zmiany materiałów, drobnych zmian konstrukcyjnych czy napraw (remontów).

2. Cel i metodyka badań

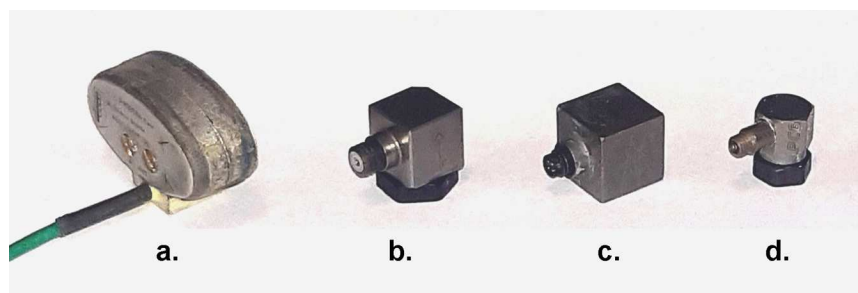
Celem opisanych poniżej badań rezonansowych jest próba oszacowania zmian właściwości drganiowych kompozytowych konstrukcji po latach eksploatacji poprzez analizę wyników uproszczonych badań rezonansowych, a także przez porównanie ich z wynikami badań sprzed lat.

Laboratorium Badania Drgań działające w Instytucie Lotnictwa od lat 70. XX wieku przeprowadziło badania rezonansowe wszystkich polskich konstrukcji samolotów oraz szybowców i dysponuje ich wynikami. Rysunek 1 przedstawia prototyp szybowca MDM-1 Fox podczas badań rezonansowych w hali Instytutu Lotnictwa w 1994 r.



Rys. 1. Prototyp szybowca MDM-1 Fox podczas badań rezonansowych w ILot (1994 r.)

Przez ponad 20 lat do badań wykorzystywano specjalną aparaturę francuskiej firmy PRODERA do badań rezonansowych szybowców oraz małych lub średnich samolotów. Choć sama aparatura nie ulegała zmianom, modyfikacjom ulegała metodyka badań: warunki przygotowania obiektu, sposób badań układów sterowania, prezentacja/opracowanie wyników i in. Zakup aparatury firmy LMS umożliwił cyfrową obróbkę mierzonych wielkości, zmianę czujników na lżejsze, a także skrócił nieco czas i przebieg samych pomiarów. Czujniki przyspieszeń stosowane przy badaniach małych i średnich samolotów, szybowców, wiroplątów oraz innych obiektów o podobnej masie przedstawiono na rysunku 2.



Rys. 2. Czujniki przyspieszeń stosowane w badaniach rezonansowych: a – piezoelektryczny jednoosiowy stosowany do ok. 2007 r. (masa ok. 10 g.), b – jednoosiowy (ok. 5 g), c – trójosiowy (ok. 6 g), d – jednoosiowy lekki (ok. 2,5 g)

Czynniki wpływające na dokładność wyników badań rezonansowych konstrukcji oraz ich porównywalność [4]:

- zastosowanie innej aparatury (masa i dokładność czujników, kontrola siły wzbudzania),
- zmiana elementów metodyki badań (np. blokowanie badanych sterów, ilość punktów wzbudzania drgań, amplituda wzbudzanych drgań),
- zmiana metod pomiarowych (analogowa a cyfrowa analiza sygnału, oprogramowanie, prezentacja wyników),
- kompletacja obiektu badań i jego zawieszenie.

O ile liczba punktów pomiarowych i sposób przedstawienia wyników nie ulegał zmianom, to poprawiła się dokładność, zmienił się nieco przebieg badań, a czas pomiarów uległ niewielkiemu skróceniu. Umożliwia to obecnie szybsze przeprowadzenie badań obiektu w dwóch lub więcej wersjach (zmiana masy obiektu lub wyważenia, elementów wpływających na sztywność układu sterowania, wpływ wysunięcia klap itp.).

Do planowanych porównawczych badań rezonansowych przygotowano ich wersję uproszczoną: skrócono czas ich wykonania, stosując nieco mniejszą liczbę czujników i wybierając typowe miejsca wzbudzania drgań. Zakres częstotliwości wzbudzanych drgań został istotnie powiększony: z typowej górnej granicy ok. 40 Hz do przynajmniej 100 Hz. Wykorzystując programowe możliwości cyfrowej analizy pomiarów, nie wykonywano indywidualnych pomiarów postaci drgań, ale wykorzystywano wyniki tzw. „przemiatów”, czyli charakterystyk amplitudowo-częstotliwościowych (a-cz.) – pomiar sygnału z czujników przy stałej sile wzbudzania sygnałem harmonicznym o małej prędkości zmian częstotliwości. Takie przeprowadzenie pomiarów miało także na celu analizę (z porównywalną dokładnością) postaci drgań o wyższych częstotliwościach. Porównanie charakterystyk z wykonanymi dla prototypu jest trudne, gdyż były wykonywane dla kilku wybranych czujników, a wykres składał się z dwóch przebiegów: części sygnału zgodnej i przesuniętej w fazie o $\pi/2$ (dla ułatwienia określenia częstotliwości rezonansowych).

Zastosowano także „typowy” sposób wzbudzania drgań: wzbudzanie drgań symetryczne albo antysymetryczne poszczególnych zespołów (skrzydeł, kadłuba, stateczników i sterów) przy pomocy jednego albo dwóch wzbudników. W przypadku badań prototypów podczas rejestracji danej postaci (przy ustalonej częstotliwości) stosowano nie tylko kryterium fazowe, ale i współczynnika dostrojenia. Poprawę jego wielkości (w przypadku drobnej asymetrii obiektu, np. luzu na połączeniach) można uzyskać, stosując niewielką asymetrię sił wzbudzenia lub dostawiając kolejny wzbudnik. Taka metoda pozwala na osiągnięcie stanu rezonansu całej konstrukcji, a nie tylko jej zasadniczej części, np. obydwu skrzydeł lub tylko usterzenia.

Badany obiekt – szybowiec – był w takim stanie, jak podczas badań prototypu (opisanym w sprawozdaniu).

Sposób badania układów sterowania pozostawiono taki, jaki jest stosowany aktualnie: steru swobodne, bez i z masą zastępczą na drążku lub pedałach [6]. W przypadku blokowania

sterów podczas badań prototypu wyniki dla układów sterowania pozostaną nieporównywalne: sposób mocowania drążka czy blokowania pedałów był zwykle „mało sztywny” i dlatego m.in. zrezygnowano z tego sposobu badania układów sterowania.

W tabeli 1 zestawiono porównanie charakterystycznych różnic dawnych (pełnych) i uproszczonych badań rezonansowych.

Tabela 1

Lp.	Badania prototypów (kompletne)	Badania uproszczone
1	charakterystyki a-cz. z wybranych czujników dla podstawowych konfiguracji wzbudzeń	charakterystyki a-cz. ze wszystkich czujników dla typowych konfiguracji wzbudzeń
2	oddzielny pomiar dla każdego rezonansu postaci, współczynnika tłumienia i masy zredukowanej (metodą masy dodanej)	wyznaczanie z charakterystyk a-cz postaci drgań oraz współczynnika tłumienia (masy zredukowanej nie mierzono)
3	pomiar nieliniowości częstotliwości drgań rezonansowych danej postaci w zależności od amplitudy drgań	wykonywano pomiary charakterystyk a-cz. dla kilku poziomów wzbudzeń (pomiaru nieliniowości dla poszczególnych postaci nie wykonywano)
4	pomiary postaci wykonywano do częstotliwości ok. 40 Hz	przeprowadzono pomiary charakterystyk (i postaci) dla wyższych częstotliwości (min. 100 Hz)

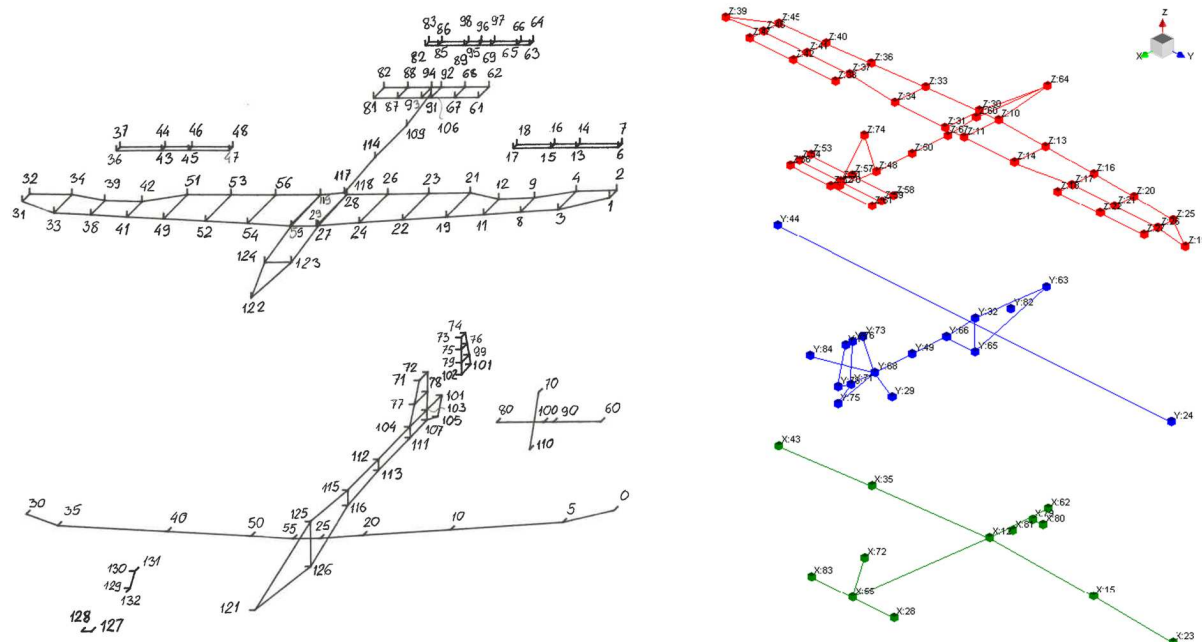
Tak przyjęta metodyka badań uproszczonych pozwoliła na skrócenie ich czasu z kilkunastu do kilku dni przy poszerzonym zakresie częstotliwości. Wyniki badań (także układów sterowania) mogą być wykorzystane do weryfikacji dawnych obliczeń flatterowych według aktualnych metod.

Na rysunku 3 przedstawiono szybowiec SZD-51 Junior podczas uproszczonych badań rezonansowych (GVT) w hali Instytutu Lotnictwa.



Rys. 3. Badania rezonansowe szybowca SZD-51 Junior w hali ILot (2021)

Na rysunku 4 przedstawiono dwie siatki rozkładu czujników, które służyły do ilustracji postaci drgań rezonansowych: prototypu i badanego niedawno szybowca PW-5 Smyk. W starszej wersji rysunek postaci był przedstawiany jako odkształcenia pionowe i poziome, a obecnie w układzie trzech kierunków przemieszczeń $Z - Y - X$.



Rys. 4. Przykład rozmieszczenia czujników oraz rysunku do prezentacji postaci drgań własnych szybowca PW-5 Smyk: prototypu (1992 r.) i egzemplarza o dużym nalocie (2022 r.)

3. Obiekty badań

Dla realizacji celu badań przyjęto następujący podział na kategorie (grupy) badanych konstrukcji szybowców:

- 1) wiek – egzemplarze możliwie najstarsze i z małym nalotem,
- 2) nalot – egzemplarze możliwie najmłodsze, lecz z dużym nalotem,
- 3) najmłodszy – egzemplarze najmłodsze konstrukcji produkowanej od wielu lat,
- 4) po naprawie – egzemplarze po dużych naprawach.

Trzy pierwsze kategorie dotyczą egzemplarzy bez napraw lub po drobnych naprawach, które nie miały wpływu na sztywność lub rozkład mas konstrukcji (w szczególności: skrzydeł, kadłuba, usterzenia oraz ich połączeń). Przy wyborze szybowców do badań skorzystano z bazy Urzędu Lotnictwa Cywilnego, jednak niektóre zawarte w niej informacje są bardzo ogólne (np. brak szczegółów o naprawach).

W tabeli 2 zestawiono wybrane i przebadane szybowce (ich oznaczeń celowo nie podano). W nagłówkach podano rok badania prototypu a w nawiasach rok produkcji.

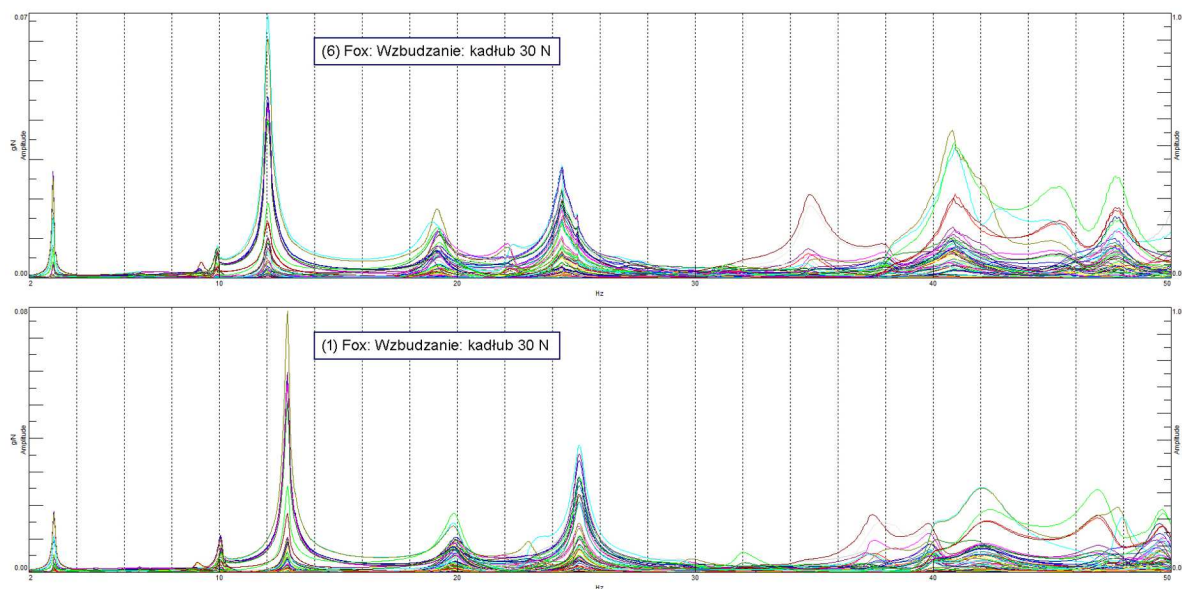
Przy wyborze szybowców do badań starano się maksymalnie uwzględnić charakterystyczne cechy danej kategorii, a ponadto zminimalizować liczbę badanych typów szybowców w celu możliwości ich porównania.

Tabela 2. Zestawienie badanych szybowców (w nawiasie podano rok produkcji)

Lp.	Kategoria	MDM-1 FOX (1994)	PW-5 Smyk (1992)	SZD-51-1 Junior (1983)	SZD-55-1 Promyk (1988)	PW-6 (1988)
1	Wiek	X (1995)		X (1987)		
2	Nalot		X (2001)			X (2003)
3	Najmłodszy	X (2014)		X (2015)		
4	Po naprawie				X (1991)	

4. Wstępne wyniki pomiarów

Poniżej przedstawiono przykładowe (wstępne) wyniki pomiarów uzyskane z uproszczonych badań rezonansowych. Na rysunku 5 przedstawiono charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe dwóch szybowców MDM-1 Fox w kategoriach „wiek” i „najmłodszy” zarejestrowane podczas symetrycznego wzbudzenia drgań za kadłub z taką samą siłą. Charakterystyki są podobne: drgania rezonansowe „młodsze” występują przy nieco innych (wyższych) częstotliwościach i są podobnie tłumione (szerokość krzywych rezonansowych).

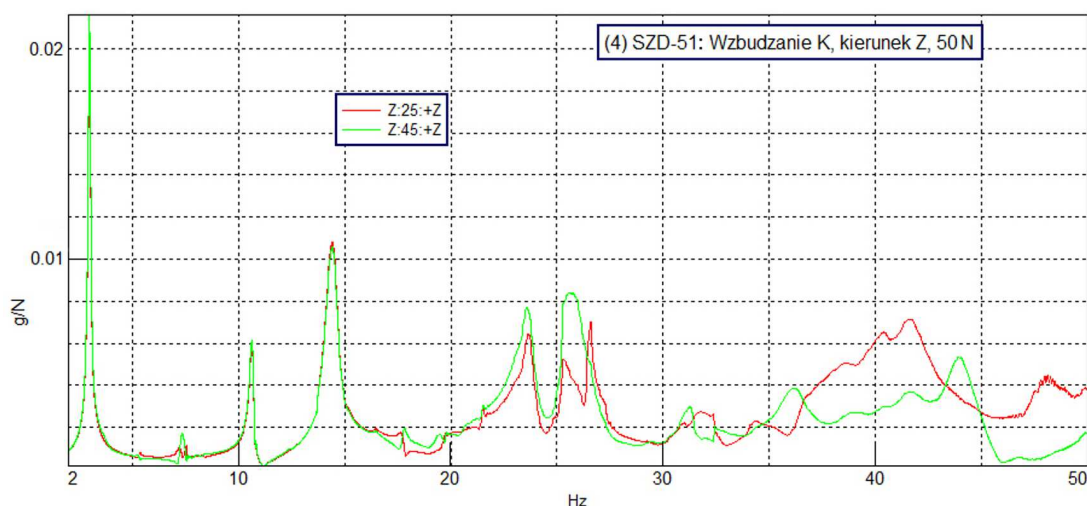


Rys. 5. Porównanie charakterystyk a-cz. ze wszystkich czujników szybowców MDM-1 Fox: kategorie „wiek” (6) i „najmłodszy” (1)

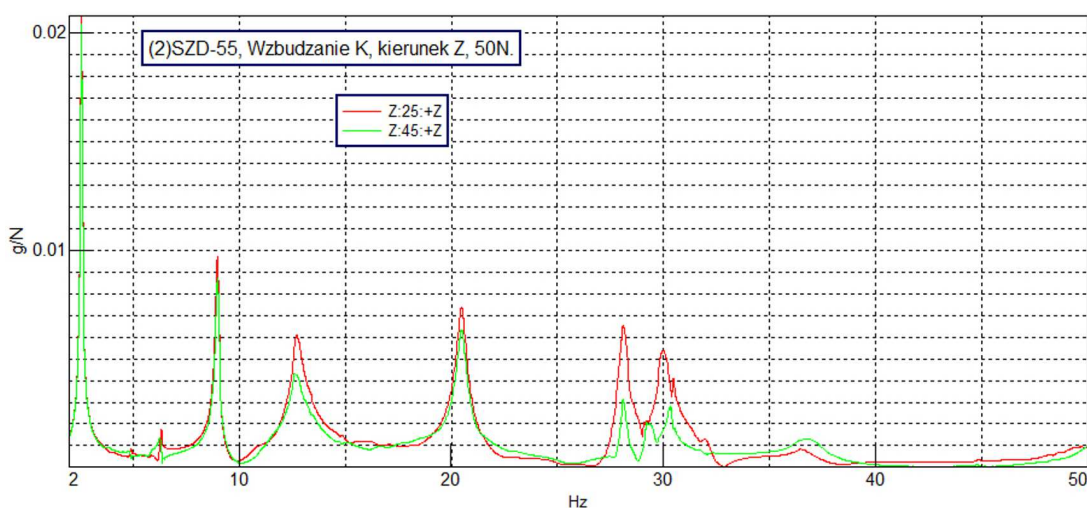
Prócz określenia zmian częstotliwości rezonansowych podstawowych postaci drgań innym kryterium charakteryzującym stan konstrukcji jest „symetria” postaci: obiekt o symetrycznej konstrukcji powinien posiadać symetryczne albo antysymetryczne postacie drgań. Postanowiono sprawdzić, czy i na ile postacie drgań mogą być niesymetryczne, np. poprzez porównanie charakterystyk a-cz. z czujników na lewej i prawej stronie konstrukcji.

Na rysunkach 6 i 7 przedstawiono porównanie charakterystyk a-cz. z dwóch czujników naklejonych na krawędzi natarcia na końcach skrzydeł dwóch szybowców.

O ile w przypadku szybowca SZD-55 Promyk charakterystyki są porównywalne w całym zakresie do 50 Hz, w przypadku szybowca SZD-51 Junior charakterystyki mają nieco inny przebieg już od 25 Hz (warunki pomiarów takie same, konstrukcja szybowców podobna).



Rys. 6. SZD-51 Junior (wiek): niesymetria drgań na charakterystyce a-cz.
Wzbudzenie drgań: pionowo (symetrycznie) za kadłub



Rys. 7. SZD-55 Promyk (po naprawie): niesymetria drgań na charakterystyce a-cz.
Wzbudzenie drgań: pionowo (symetrycznie) za kadłub

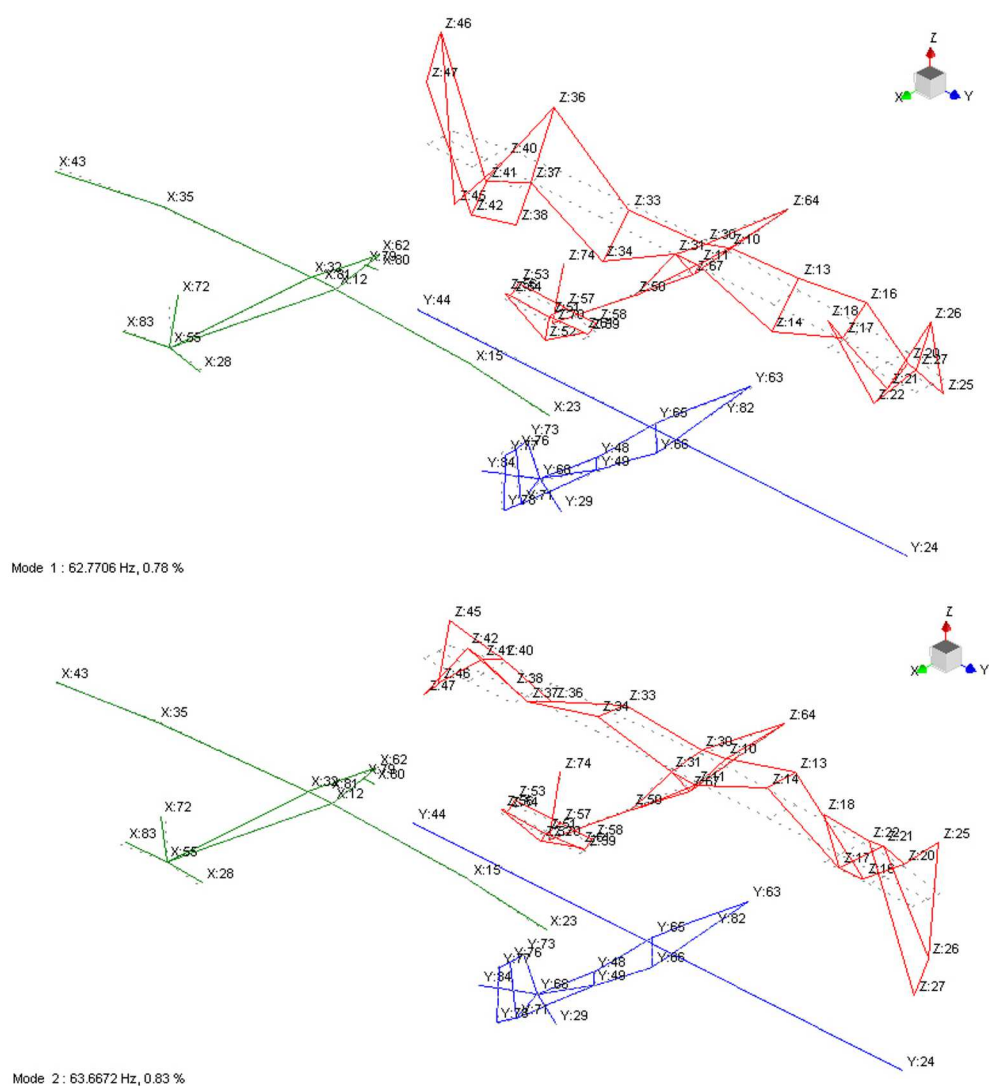
Na rysunku 8 przedstawiono przykładowe dwie postacie drgań o wyższych częstotliwościach wzbudzone symetrycznie dwoma wzbudnikami za skrzydła szybowca PW-6 (nalot).

Postacie drgań, choć ich częstotliwości niewiele się różnią (62,8 Hz i 63,7 Hz) są różne. Pierwsza to określana jako „skręcanie skrzydeł z 8-węzłowym zginaniem”, a druga to „8-węzłowe zginanie ze skręcaniem końcówek skrzydeł”.

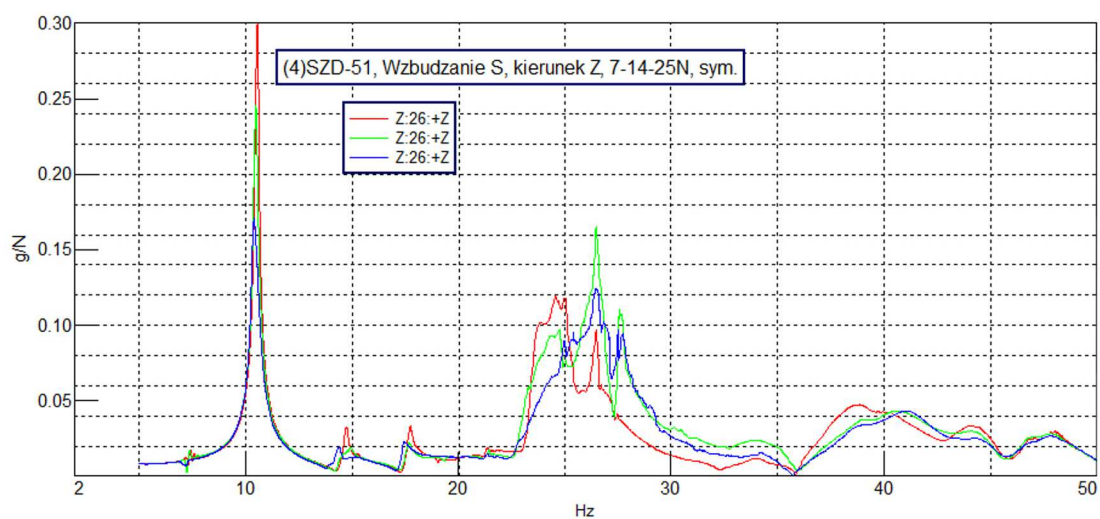
Widoczna jest niesymetria postaci (amplitudy) samych końcówek skrzydeł. Ponieważ końcówki są integralną częścią skrzydła, można spodziewać się innej masy lub sztywności końcówki skrzydła po np. naprawie uszkodzenia podczas lądowania. Taka niesymetria nie ma w tym przypadku wpływu na właściwości flatterowe lub lotne szybowca.

Na rysunku 9 przedstawiono charakterystyki a-cz. z jednego czujnika (umieszczonego przy krawędzi spływu prawego skrzydła szybowca SZD 51-1 Junior (wiek) zarejestrowane przy trzech poziomach wzbudzenia: 7 N, 14 N i 25 N. Dla czytelności wykresy zostały znormalizowane (jako odpowiedź na wzbudzenie siłą 1 N).

Widoczne są różne przebiegi charakterystyk a-cz.: różne częstotliwości jak i wysokość „pików” na wykresach świadczą o nieliniowości poszczególnych postaci drgań rezonansowych.



Rys. 8. Dwie symetryczne postacie drgań o wyższych częstotliwościach szybowca PW-6 (naloć)



Rys. 9. Nieliniowości drgań skrzydła szybowca SZD 51-1 Junior (wiek).
Charakterystyki a-cz. z jednego czujnika – opis w tekście

5. Wnioski

- Porównanie wyników badań rezonansowych prototypu i wybranego obiektu wymaga uwzględnienia zmian techniki pomiarowej:
 - masy i dokładności wskazań czujników,
 - ustawienia i umiejscowienia czujników.
 - konfiguracji wzbudzania poszczególnych postaci,
 - amplitudy wzbudzanych drgań.
- Stosowana przy badaniach uproszczonych liczba czujników w pełni umożliwia identyfikację postaci, jak również pozwala na weryfikację danych do obliczeń flutterowych.
- Niektóre różnice w częstotliwościach lub postaci drgań obiektu są istotne i przekraczają możliwe błędy pomiarowe – świadczą o zmianach w rozkładzie sztywności lub masy obiektu.
- Podczas eksploatacji powstają (powiększają się) luzy w połączeniach wpływając na częstotliwości niektórych postaci.
- Badane przypadki najmłodszych egzemplarzy wskazują na „usztynienie” konstrukcji – w wielu przypadkach nastąpiło niewielkie zwiększenie częstotliwości postaci drgań rezonansowych.
- W przypadku zmian konstrukcyjnych (po latach) lub istotnych naprawach podstawowych zespołów (kadłub, skrzydła, statecznik) powinna nastąpić weryfikacja właściwości drganiowych poprzez badania rezonansowe konstrukcji (i ewent. obliczenia).
- Wskazane jest wykonanie badań innych konstrukcji w celu potwierdzenia tendencji zmian w poszczególnych kategoriach.
- Celowe jest wykonanie wariantowych obliczeń drgań własnych (np. MES) w celu potwierdzenia wpływu napraw (zmian masy i sztywności naprawianych elementów) na niesymetrię postaci drgań własnych.
- Wstępne wyniki badań wskazują na możliwość zmniejszenia przyjmowanego zapasu bezpieczeństwa dla dopuszczalnej prędkości lotu wyznaczonej na podstawie badań rezonansowych i obliczeń flutterowych.

Bibliografia

1. Przepisy CS 22 Specyfikacje Certyfikacyjne dla Szybowców i Motoszybowców
2. Przepisy CS 23 Specyfikacje Certyfikacyjne dla Samolotów kategorii Normalnej, Użytkowej, Akrobacyjnej i Transportu Lokalnego
3. KIESSLING F., On simplified analytical flutter clearance procedures for light aircraft, *Forschungsbericht DLR-FB*, **89-56**, 1989
4. CIEŚLAK S., *Ocena wiarygodności badań rezonansowych*, Rozprawa doktorska, Instytut Lotnictwa, 2018
5. KRZYMIEŃ W. Nieliniowości częstotliwości drgań rezonansowych lekkich płatowców, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **220**, 77-83, 2011
6. KRZYMIEŃ W., Wpływ pilota na właściwości drganiowe układów sterowania lekkich samolotów, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIX 2020*, K. Sibilski (Red.), ITWL, Warszawa, 2020

oraz archiwalne sprawozdania Instytutu Lotnictwa z badań rezonansowych prototypów szybowców.

Assessment of the condition of composite structures through simplified resonance tests

Airplane resonance tests and, based on them, calculations of the critical flutter speed are a long-established method of determining the safe maximum airspeed. Resonance tests (also called modal tests or GVT tests) concern all aerodynamic surfaces (i.e. airfoils, fins and tails, rudders, trimmers, etc.) as well as the whole structure in selected mass variants and are aimed at determining the frequency and mode of natural vibrations. On their basis, calculations of the critical flutter speed are carried out, and then the safe maximum flight speed is determined. Tests (and calculations) are usually performed on a flight prototype (in the final version). On this basis the construction is allowed to fly and receives a certificate. Airplanes resonance tests have been carried out in the Vibration Research Laboratory of SBŁ-Institute of Aviation for many years, but they have never been performed for the second time later. As a part of the subsidized project, several simplified resonance tests of selected composite structure gliders were carried out in order to determine changes in the vibration properties of these structures on the basis of archival reports. The paper presents the assumptions, methodology of simplified resonance tests and selected results of such tests for several Polish gliders.