## KONTAKTOWE I BEZKONTAKTOWE METODY POMIARU DRGAŃ W ZASTOSOWANIACH DO KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Aleksander Olejnik, Stanisław Kachel, Robert Rogólski, Michał Szcześniak

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; stanisław.kachel@wat.edu.pl; michal.szczesniak@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl

W pracy przedstawiono dwie niezależne metody pomiaru drgań konstrukcji, z których jedna jest metodą kontaktową bazującą na sygnałach przetwarzanych przez czujniki, natomiast druga metoda jest bezkontaktowa i wykorzystuje emisję wiązki laserowej w charakterze medium identyfikacyjno-przesyłowego. Zaprezentowano oba systemy pomiarowe. Omówiono zalety i wady obu metod, wskazano problemy i ograniczenia użytkowe. Zaproponowano metodę porównania wyników otrzymanych obiema metodami w odniesieniu do drgań rezonansowych miniaturowego samolotu bezzałogowego.

Kontaktowa technika badań rezonansowych opiera się na kontrolowanym wzbudzeniu drgań harmonicznych badanego obiektu oraz pomiarze i analizie sygnału odpowiedzi. System pomiarowy składa się z wielokanałowego analizatora modalnego, zestawu czujników piezoelektrycznych, wzbudników elektrodynamicznych oraz komputera z dedykowanym oprogramowaniem. Zasada działania polega na zebraniu sygnałów odpowiedzi przez rozmieszczone na strukturze czujniki w trakcie zadawania wymuszeń wibracyjnych. Zmierzone sygnały umożliwiaja wyznaczenie widmowych funkcji przejścia. W dokładnym badaniu miejsc okołorezonansowych możliwe jest dostrojenie sygnału wymuszenia do wzbudzenia czystego rezonansu. W punkcie dostrojenia określa się częstość, tłumienie oraz postać modalną. Laserowy wibrometr skanujący służy z kolei do pomiarów bezkontaktowych. Zasada działania opiera się na wykorzystaniu emitowanej wiązki lasera rozdzielonej na dwa niezależne tory. Jeden jest wiązką referencyjną, natomiast drugi jest nośnikiem sygnału pomiarowego. Wiązka pomiarowa odbita od obiektu wraca do detektora kamery i jest porównywana z referencyjną. Dodatkowy moduł skanowania geometrii umożliwia wykonanie pomiaru obiektu i zapis modelu wirtualnego na potrzeby wizualizacji zmierzonych postaci ruchu. Zebrane dane poddawane są analizie programowej. Miejsca charakterystycznych pików amplitudowych sa identyfikowane jako punkty rezonansowe. Animacje ruchu drganiowego w tych punktach sa postaciami rezonansowymi.

## 1. Wstęp

Zasady budowy statków powietrznych w kontekście oceny właściwości projektowanej konstrukcji uwzględniają konieczność określenia jej drgań rezonansowych przed realizacją prób w locie. Wyniki analizy modalnej, tj. postaci własne, częstotliwości i współczynniki tłumienia dostarczają podstawowej wiedzy o dynamice obiektu, którą można wykorzystać w dalszej fazie badań – w analizie flatteru, w analizie odpowiedzi częstotliwościowej, a także w badaniach eksperckich dotyczących oceny stanu technicznego płatowca. Zakładając, że częstotliwości i postacie drgań własnych statku powietrznego nie zmieniają się istotnie podczas lotu, powszechnie stosuje się metody ich wyznaczania w badaniach na stanowisku naziemnym. Tradycyjne pomiary tzw. drgań własnych określane jako naziemne próby rezonansowe (*Ground Vibration Tests*, GVT) polegają na identyfikacji postaci drgań własnych i częstotliwości przez zewnętrzne wymuszenia oraz pomiary sygnałów odpowiedzi konstrukcji za pośrednictwem czujników kontaktowych. Technika badań rezonansowych polega na kontrolowanym wzbudzaniu harmonicznych drgań badanego obiektu oraz na pomiarze i analizie uzyskanego sygnału odpowiedzi. Matematyczny model drgań badanego obiektu jest znany i z góry założony. Przyjmując, że wibracje charakteryzują się małymi amplitudami i występują w zakresie liniowym. obiekt można opisać układem równań różniczkowych zwyczajnych, których ogólną postać da się zapisać w formule macierzowej

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{Q} \tag{1.1}$$

gdzie M, C, K są diagonalnymi macierzami odpowiednio bezwładności, tłumienia i sztywności,  $\mathbf{q}$  jest wektorem przemieszczeń w układzie współrzędnych głównych, natomiast  $\mathbf{Q}$  to wektor zewnętrznych sił wymuszających. W trakcie badania realizowane są pomiary pewnych parametrów, utożsamianych następnie ze współczynnikami modelu matematycznego w następującym porządku:

- postaci drgań rezonansowych związane ze współrzędnymi głównymi modelu,
- częstość rezonansowa utożsamiana jest z częstością drgań własnych,
- współczynniki charakteryzujące własności struktury w danej postaci rezonansowej przyjmowane są jako uogólnione współczynniki masy, sztywności i tłumienia,
- uogólniona siła wymuszająca powinna charakteryzować się rozkładem zgodnym z funkcją odkształcenia odpowiadającą wymuszonej postaci modalnej.

## 2. Technologia pomiarów kontaktowych

Obiekt, który w rzeczywistych warunkach jest swobodny, musi być podparty lub zawieszony na stanowisku badawczym. W celu uniknięcia wpływu zamocowania stosuje się zwykle zawieszenie podatne. Dobiera się je tak, aby rezonans obiektu na zawieszeniu miał częstości wyraźnie niższe od najniższego rezonansu obiektu swobodnego. Niestety dodatkowa sztywność i masa wprowadzonego zawieszenia powodują deformację częstości rezonansów obiektu swobodnego, przy czym wpływ ten może być szczególnie istotny w przypadku najniższych częstości własnych. Aby więc uniknąć wpływu zawieszenia, wskazane byłoby podparcie obiektu w węzłach najniższej postaci drgań (zwykle symetryczne zginanie skrzydeł). Często jednak węzły najniższej postaci symetrycznej są jednocześnie strzałkami innej wyższej postaci. Zwykle także względy konstrukcyjno-technologiczne narzucają przyjęcie konkretnie już ustalonych punktów zawieszenia. Układ zawieszenia powinien być maksymalnie podatny, tak aby minimalizować błędy mierzonych rezonansów. W trakcie doboru punktów i sztywności mocowania zalecane jest kryterium zawieszenia, wymagające aby stosunek częstości drgań samolotu na zawieszeniu do częstości drgań zawieszenia był bliski jedności.

W celu zasymulowania warunków swobody obiektu potrzebne jest umiejscowienie statku powietrznego z podwoziem schowanym na podatnych podporach, wspornikach pneumatycznych lub elastycznych zawiesiach. Najczęściej spotykanym sposobem jest sytuacja, gdy samolot podwieszany jest na elastycznych podciągach. Często stosuje się wiązki zaczepiane, składające się z kilkunastu gumowych pętli mocowanych za pomocą łączników widełkowych we wzmocnionych punktach płatowca (okucia, wręgi główne). Możliwe jest również zastosowanie pętli linowych opasujących wybrany fragment konstrukcji lub cięgien sprężystych z mocowaniami punktowymi (rys. 1). W podporach pneumatycznych rolę gumowej linki przejmuje kolumna powietrzna. Proponowane obecnie urządzenia tego typu wyposażone są w samopoziomujące elektromechaniczne serwozawory nadmuchowe umożliwiające tzw. "pływanie" samolotu podczas próby.

Agregaty, instalacje i urządzenia należy montować zgodnie z wykazem końcowego wykonania. Masy równoważne mogą być użyte do zastąpienia brakującego wyposażenia, pod warunkiem, że nie wpłynie to na sztywność konstrukcji i elementów sterujących. Mogą to być masy punktowe



Rys. 1. Samolot bezzałogowy (odrzutowy cel powietrzny – OCP) zawieszony na gumowych linach



Rys. 2. Schemat układu do pomiaru drgań rezonansowych

imitujące poszczególne elementy lub masy zbiorcze w przypadku zastąpienia kilku blisko położonych elementów jedną masą całkowitą. Powierzchnie sterowe, lotki i klapy muszą znajdować się w położeniu neutralnym.

Czujniki stosowane w układach pomiarowych do badań drgań to różnego rodzaju przetworniki przetwarzające energię mechaniczną ruchu oscylacyjnego na sygnał mechaniczny, elektryczny lub optyczny proporcjonalny do parametru badanego ruchu. Sygnał ten może być funkcją przyspieszenia, prędkości lub amplitudy drgań w zależności od typu czujnika. Najpopularniejsze w użyciu są akcelerometry, dokonujące pomiaru przyspieszenia, czyli wielkości, której amplituda jest proporcjonalna do amplitudy przemieszczenia zgodnie z zależnością

$$u_0 = -\omega^2 u_0 \tag{2.1}$$

Czujniki są umieszczane na powierzchni płatowca przede wszystkim w miejscach, w których spodziewane są znaczne przemieszczenia dynamiczne (duże amplitudy drgań). Lokuje się je na krawędziach powierzchni konstrukcyjnych (skrzydła, stabilizatory), elementach odchylających (stery, klapy), a także w wystających punktach charakterystycznych (początek części dziobowej, skrajne punkty gondoli silnika, końce podwieszeń). W celu jak najdokładniejszego odczytu i jednoznacznej identyfikacji cyfr wskazane jest maksymalne skupienie czujników. Najbardziej zalecane jest ich symetryczne rozmieszczenie, które zapewnia jednoznaczne zdefiniowanie rezonansów symetrycznych i antysymetrycznych. Przy małej liczbę czujników akceptowalny jest rozkład asymetryczny. Wówczas po jednej stronie obiektu jest mniej czujników, które pełnią

jedynie funkcję kontrolną dla pomiarów dokonywanych czujnikami umieszczonymi po stronie przeciwnej.



Rys. 3. Czujnik piezoelektryczny PCB T356A15: (a) z kołkiem montażowym i woskiem, (b) przymocowany do powierzchni woskiem i połączony kablem

Zestaw kilku, a nawet kilkunastu wzbudników służy do wymuszenia drgań w konstrukcji. Działają z siłami harmonicznymi o równej częstotliwości i zwykle różnych wartościach. Zbiór tych sił definiuje się jako uogólnioną siłę wzbudzającą, charakteryzującą się pewną wartością i określonym rozkładem. Rozkładem siły wzbudzającej n-tej postaci drgań jest układ przestrzenny i siły wymuszające o różnych wartościach, przy których w określonym środowisku częstotliwości rezonansowej wzbudzana jest postać identyczna z n-tą formą. Na przykładzie nietłumionego dyskretnego układu dynamicznego rozkład siły wzbudzającej (zwanej także główną postacią wymuszenia) można przedstawić za pomocą następującego zapisu

$$\mathbf{P}_{(n)} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{a}_{(n)} \tag{2.2}$$

gdzie  $\mathbf{P}_{(n)} = [P_{n1}, \dots, P_{ni}]^{\mathrm{T}}$  jest kolumnowym wektorem i sił wymuszających *n*-tą postać własną, **B** jest prostokątną macierzą bezwładności,  $\mathbf{a}_{(n)}$  jest kolumną współrzędnych *n*-tej postaci rezonansowej.



Rys. 4. Elektrodynamiczny wzbudnik TMS z głowicą impedancyjną umieszczony pod skrzydłem

## 3. Pomiar metodą kontaktową

Generator wytwarza stabilny sygnał sinusoidalny o określonej częstotliwości. Sygnał ten po wzmocnieniu steruje pracą wzbudników. Dostępna jest regulacja fazy i amplitudy, co umożliwia dobór rozkładu siły wzbudzenia. Akcelerometry pomiarowe identyfikują chwilowe wartości przyspieszeń. Po wstępnej separacji i wzmocnieniu sygnał z czujników jest rozkładany na dwie składowe: składową zgodną z sygnałem wymuszenia oraz składową przesuniętą w fazie o kąt  $\pi/2$  w stosunku do sygnału generowanego przez wzbudniki. Przebieg odpowiedzi obiektu jest wizualizowany w postaci krzywych Lissajous.

W toku realizacji pomiarów można wyróżnić 4 charakterystyczne etapy:

- 1. Wstępne poszukiwanie rezonansów dla kilku wybranych rozkładów siły wzbudzającej wykonuje się pomiary odpowiedzi obiektu na wymuszenia harmoniczne zmieniające się w sposób ciągły w całym zakresie częstotliwości pomiarowych.
- Izolowanie pojedynczych rezonansów dla oczekiwanych (wstępnie wykrytych) form rezonansowych rozkład siły wzbudzającej dobiera się tak, aby uzyskać drgania dające się opisać w postaci układu o jednym stopniu swobody.
- 3. Ocena rezonansu i prawidłowości jego izolacji krzywa rezonansu jest badana w charakterystycznym punkcie konstrukcji (zwykle tam, gdzie amplituda drgań jest największa). W zakresie częstotliwości rezonansowych mierzone są amplitudy odpowiedzi ze wszystkich punktów sensorowych, wykorzystując ustaloną globalną miarę odległości tych odpowiedzi od odpowiedzi rezonansowej, tzw. współczynnik jakości strojenia'
- 4. Pomiar postaci i parametrów rezonansu za częstotliwość rezonansu izolowanego uważa się częstotliwość siły wzbudzającej, która spełnia odpowiednie kryterium. Na podstawie znormalizowanych amplitud drgań punktów sensorycznych sporządza się wykres postaci, dodatkowo wyznacza się współczynniki uogólnione.

Moduł MIMO Sine Sweep & Stepped Sine Testing oprogramowania Test. Lab służy do wstępnej identyfikacji częstotliwości. Wzbudniki są umieszczone w konfiguracji, która daje najwięcej możliwych odpowiedzi (dla samolotów na końcach skrzydeł). Wygenerowany sygnał jest funkcją sinusoidalną, która zmieniała swoją częstotliwość w zadanym zakresie. Wzbudzenie wibracyjne w trybie tzw. "przemiatania" przeprowadza się dwukrotnie. Podczas pierwszego przebiegu wzbudniki działają w tych samych fazach. Drugi przebieg prowadzony jest z zadanym przesunięciem fazowym o 180°. Pozwala to na kontrolowanie amplitudy i fazy podczas dostrajania. W rezultacie uzyskuje się charakterystyki częstotliwościowe dla każdego kanału pomiarowego. Za pomocą modułu PolyMAX tworzona jest zbiorcza charakterystyka amplitudowo-częstotliwościowa. Dodatkową charakterystyką jest współczynnik IMIF (Inverse Mode Indicator Factor) określający spadek amplitudy siły wzbudzającej podczas wzrostu skumulowanej amplitudy odpowiedzi. W miarę zmniejszania się przyłożonej siły podczas zjawiska rezonansu spadki współczynnika IMIF do zera i jednocześnie gwałtowny wzrost charakterystyki amplitudowej daja wyraźny sygnał, że w pobliżu tego punktu może znajdować się rezonans. Następnie dla zawężonego zakresu częstotliwości tworzony jest wykres stabilizacyjny (rys. 5). Dla form rezonansowych ważne są bieguny stabilne (oznaczone czerwonym S), które powinny pojawiać się kilka razy w danym skoku (*peak*) i tworzyć w przybliżeniu linie prostą.

Zaznaczone punkty uzyskanych charakterystyk są obliczane, a zidentyfikowane znaki są wyświetlane na animacji (rys. 6). Na jej podstawie można określić postać drgań, zdefiniować punkty o największej amplitudzie, określić charakter przemieszczenia i przypisać mu określoną częstotliwość. Dodatkowo określane jest przybliżone tłumienie potrzebne do dostrojenia do częstotliwości w aplikacji *Normal Modes Testing*. W ten sposób uzyskuje się szereg punktów o charakterystycznym wzmocnieniu amplitudowym, które następnie należy poddać procesowi weryfikacji i ewentualnego strojenia.



Rys. 5. Wykres stabilizacji z aplikacji PolyMAX (LMS Test.Lab) – zbiorcze widmo amplitudowo-fazowe wygenerowane z odpowiedzi wszystkich kanałów pomiarowych oraz wykres IMIF



Rys. 6. Stanowisko sterowania pomiarami z analizatorem modalnym LMS SCADAS Lab

Dynamikę obiektu scharakteryzowano w postaci zależności amplitudowo-częstotliwościowych, czyli zbioru odpowiedzi układu w rozdzieleniu na dwie składowe w funkcji częstotliwości wzbudzenia. Charakterystyki są rejestrowane dla każdego akcelerometru z osobna w przeszukiwanym zakresie częstości. Aby stwierdzić, czy zarejestrowany stan dynamiczny odpowiadający



Rys. 7. Przykładowa wizualizacja zmierzonej postaci modalnej

danej częstotliwości jest rzeczywiście rezonansem, należy posłużyć się odpowiednimi kryteriami oceny odpowiedzi obiektu.

Proces dostrajania rezonansu polega na znalezieniu częstości maksymalnej odpowiedzi sygnału przesuniętego w fazie o  $\pi/2$  oraz wyznaczeniu współczynników uogólnionych. Istnieje kilka kryteriów określania punktu rezonansu. W programie LMS Test.Lab moduł służący do identyfikacji drgań własnych nosi nazwę Normal Modes Testing. Zastosowano następujące kryteria:

- Wizualizacja dynamicznych deformacji konstrukcji Na widoku geometrii prezentowany jest udział części rzeczywistej przemieszczenia i część urojona. W przypadku idealnego strojenia powinien nastąpić zanik ruchu postaci rzeczywistej, natomiast maksymalne oscylacje w obrazie części urojonej.
- Kryterium krzywych Lissajous Rezonans występuje w tym przypadku, gdy krzywa przyjmuje postać w przybliżeniu prostej, co widać na rys. 8 (w rzeczywistości wykres bazowy powinien mieć postać eliptyczną, ale zostaje przekształcony w linię po dodatkowym przesunięciu fazowym składowej przesuniętej fazowo o  $\pi/2$ ).
- Wykres wskaźnikowy ilustrujący rozkład punktów, które wskazują amplitudy dwóch składowych sygnału odpowiedzi z poszczególnych czujników, tj. wielkości rzeczywistej i urojonej – W przypadku osiągnięcia rezonansu punkty obrazujące reakcje czujników kumulowane są w wąskim paśmie w otoczeniu osi pionowej, co pokazano na rys. 9.

Dla zidentyfikowanych postaci i częstotliwości rezonansowych współczynniki uogólnione odnoszą się do izolowanego rezonansu. Traktuje się go jako drgania modelowego układu zastępczego o jednym stopniu swobody. Poszczególnym stopniom swobody, które podlegają kolejnym drganiom, przypisuje się tzw. współrzędne główne  $\mathbf{q}$ . Zatem każdy stan rezonansowy struktury można opisać równaniem specyficznym przekształconym z równania ogólnego (1.1), które dla dowolnej *n*-tej postaci modalnej przyjmuje formę

$$\mu_n \ddot{\mathbf{q}} + \beta_n \dot{\mathbf{q}} + \chi_n \mathbf{q} = \mathbf{Q}_n \tag{3.1}$$

gdzie:  $\mu_n$  – współczynnik masy u<br/>ogólnionej *n*-tej postaci,  $\beta_n$  – współczynnik tłumienia u<br/>ogólnionego *n*-tej postaci,  $\beta_n$  – współczynnik sztywności u<br/>ogólnionej *n*-tej postaci,  $\mathbf{Q}_n$  – główna siła wymuszająca.

Jako miarę tłumienia w danej postaci przyjmuje się zwykle współczynnik bezwymiarowy

$$\alpha_n = \frac{\beta_n}{2\mu_n\omega_{rn}} \tag{3.2}$$



Rys. 8. Wykresy ilustrujące zależność pomiędzy sygnałami zgodnymi i przesuniętymi fazowo w wybranych punktach – widoki krzywych Lissajous dla określonych kanałów pomiarowych (wykresy po przekształceniu umożliwiające podgląd pozornie nałożonych na siebie sygnałów, podczas gdy w rzeczywistości są one przesunięte o  $\pi/2$ )



Rys. 9. Wykres punktowy ilustrujący amplitudy

gdzie  $\omega_{rn}$  jest częstością rezonansową *n*-tego drgania. Wyznaczona częstość rezonansowa jednoznacznie ustala stosunek sztywności i masy uogólnionej zgodnie z formułą

$$\omega_{rn} = \sqrt{\frac{\chi_n}{\mu_n}} \tag{3.3}$$

Z kolei po podstawieniu do równania (3.1) postaci szczególnej rozwiązania otrzymuje się zapis w dziedzinie częstości z amplitudami przemieszczenia i siły wymuszającej  $Q_{0n}$ 

$$(-\mu_n \omega_n^2 + \beta_n \omega_n + \chi_n)a = Q_{0n} \tag{3.4}$$

Przy częstości rezonansowej  $\omega_n = \omega_{rn}$  równanie (3.4) przyjmuje uproszczoną postać

$$\beta_n \omega_{rn} a = Q_{0n} \tag{3.5}$$

Wyznaczenie wszystkich trzech współczynników uogólnionych wymaga dodatkowo analizy odpowiedzi układu w zakresie przyrezonansowym. Możliwe jest wówczas ustalenie dodatkowego równania. Dodatkowa zależność łącznie z równaniami (3.5) i (3.3) utworzą układ trzech równań z trzema niewiadomymi: masą, sztywnością i tłumieniem uogólnionym. Doświadczalne wyznaczenie przynajmniej jednego ze współczynników:  $\mu_n$ ,  $\beta_n$ ,  $\chi_n$  gwarantuje zatem wyliczenie pozostałych dwóch.

Po strojeniu rozpoczyna się procedura wyznaczania parametrów uogólnionych [4]. Oszacowanie uogólnionych parametrów odpowiadających punktom rezonansu przeprowadzono w oparciu o tzw. metodę mocy zespolonej. Metoda opiera się na bilansie mocy całkowitej mierzonych oscylacji w stosunku do mocy sygnału zgodnego ze wzbudzeniem i sygnałem przesuniętym w fazie. Całkowita moc zrównoważona w cyklu drgań wokół dostrojonej częstotliwości jest zatem wielkością zespoloną i jest określona wzorem

$$P = \sum_{i=1}^{n} \frac{F_i V_i}{2}$$
(3.6)

gdzie:  $F_i = F'_i + jF''_i$  – siła zespolona w *i*-tym punkcie konstrukcji,  $V_i = V'_i + jV''_i$  – prędkość zespolona w punkcie *i*, P = P' + jP'' – moc zespolona w punkcie *i*, *n* – liczba wszystkich punktów wymuszenia.

Przebiegi zależności obu składowych mocy w przedziale okołorezonansowym przedstawiono na rys. 10. Wykreślenie części rzeczywistej (aktywnej mocy) realizowane jest jako krzywa funkcji



Rys. 10. Charakterystyczny przebieg mocy zespolonej – składowa rzeczywista i urojona dla analizowanego sygnału w zakresie okołorezonansowym

częstotliwości osiągającej maksimum przy rezonansie. Wykres części urojonej jako części mocy przechodzi z wartości dodatnich do ujemnych, przechodząc przez wartość zerową przy rezonansie. Dodatkowo krzywa w okolicy rezonansu powinna zachowywać liniowy charakter. Takie własności obrazują poniższe zależności matematyczne

$$\left[\frac{dP'}{d\omega}\right]_{\omega_k} = 0 \tag{3.7}$$

oraz

$$P''(\omega_k) = 0 \tag{3.8}$$

Można zapisać

$$P''(\omega_k) = \zeta_k \omega_k k_k \tag{3.9}$$

oraz

$$\left[\frac{dP''}{d\omega}\right]_{\omega_k} = -k_k = -m_k \omega_k^2 \tag{3.10}$$

gdzie:  $\omega_k$  – pulsacja odpowiadająca k-tej postaci drgań,  $m_k$  – masa uogólniona przy k-tej częstotliwości rezonansowej,  $k_k$  – sztywność uogólniona przy k-tej częstotliwości rezonansowej,  $\zeta_k$  – współczynnik tłumienia przy k-tej częstotliwości rezonansowej.

#### 4. Metoda bezkontaktowa

Wibrometr laserowy POLYTEC PSV-400-3D (rys. 11) jest urządzeniem umożliwiającym analizę i wizualizację wszelkiego rodzaju drgań konstrukcji. Zasada działania opiera się na sepa-



Rys. 11. Wibrometr laserowy POLYTEC PSV-400-3D w Laboratorium Badań Napędów Lotniczych WML WAT

racji wiązki laserowej wewnątrz głowicy. Jedna część wiązki pozostaje wewnątrz toru projekcji i pełni rolę sygnału odniesienia, druga część jest emitowana ku powierzchni wibrującego obiektu. Po odbiciu powracająca wiązka jest przechwytywana przez kamerę i porównywana z wiązką odniesienia. Na tej podstawie aparat wyznacza przemieszczenia na elemencie i dopasowuje je do częstotliwości zadanej na generatorze. Pomiar 3D polega na wyznaczeniu trzech wektorów przemieszczenia (każda głowica po jednym wektorze). Dzięki zastosowaniu trzech niezależnych głowic skanujących i trzech kontrolerów prędkość drgań mierzona jest jednocześnie we wszystkich trzech kierunkach przestrzeni 3D w każdym punkcie pomiarowym. Trzy przetwornice sterowane są jednocześnie przez jednostkę centralną PSV i dedykowane oprogramowanie. Całkowita powierzchnia danego obiektu może być automatycznie skanowana zgodnie z zadaną siatką punktów pomiarowych. Dedykowane oprogramowanie analizuje zebrane dane pomiarowe i na ich podstawie tworzy animacje pokazujące postaci drgań danego obiektu.

Interferencja optyczna może być obserwowana, gdy dwie koherentne wiązki światła zbiegają się. Powstałe natężenie na przykład na fotodetektorze różni się od różnicy faz  $\Delta \varphi$  pomiędzy dwoma wiązkami zgodnie z równaniem

$$I(\varphi) = \frac{I_{max}}{2}(1 + \cos\varphi) \tag{4.1}$$

Różnica faz  $\Delta \varphi$  jest funkcją różnicy ścieżki  $\Delta L$  pomiędzy dwoma wiązkami, zgodnie z formułą

$$\varphi = \frac{L}{\lambda} 2\pi \tag{4.2}$$

gdzie  $\lambda$  jest długością fali lasera. Jeśli jedna z dwóch wiązek jest odbita od obiektu ruchomego (wiązka obiektu), różnica ścieżki staje się funkcją czasu  $\Delta L = \Delta L(t)$ . Wzór prążków zakłóceń przemieszcza się na detektorze, a przemieszczenie obiektu może zostać określone za pomocą kierunkowego zliczania przejść prążków zakłóceń.

Składowa prędkości w kierunku wiązki przedmiotowej jest funkcją różnicy dróg $\Delta L$ zgodnie z zależnością

$$\frac{dL(t)}{dt} = v(t)2\pi \tag{4.3}$$

Dla stałej prędkości propagacji v można zapisać relację

$$\left|\frac{dL(t)}{dt}\right| = \frac{\lambda}{2\pi} \left|\frac{d\varphi}{dt}\right| = f_D \lambda = 2|v| \tag{4.4}$$

Prowadzi to do przesunięcia częstotliwości

$$f_D = 2\frac{|v|}{\lambda} \tag{4.5}$$

Zatem ruch obiektu powoduje przesunięcie częstotliwości na wiązkę obiektu, która nazywa się przesunięciem Dopplera  $f_D$  i jest funkcją składową prędkości w kierunku wiązki obiektu. Nadrzędne wiązki obiektu i wewnętrzna wiązka odniesienia, tzn. dwie fale elektromagnetyczne o nieco różnych częstotliwościach generują częstotliwość pobudzenia w detektorze, która jest równa przesunięciu Dopplera. Wyrażenie (3.3) służy do określenia prędkości i jest niezależne od jej znaku. Kierunek prędkości można określić przez wprowadzenie dodatkowego przesunięcia częstotliwości stałej  $f_B$  w interferometrze, do którego dodano przesunięcie dopplerowskie z odpowiednim znakiem. Tak więc ostatecznie uzyskana częstotliwość w detektorze  $f_{mod}$  jest obliczana wg wzoru

$$f_{mod} = f_B + 2\frac{v}{\lambda} \tag{4.6}$$

W wibrometrze pomiar prędkości przeprowadza się za pomocą zmodyfikowanego interferometru Macha-Zehndera. Konfiguracja optyczna torów projekcji wiązek laserowych przedstawiona na rysunku 12. Źródłem światła jest laser neonowy generujący koherentną wiązkę spolaryzowaną. Rozgałęźnik polaryzacyjny BS1 dzieli wiązkę na wiązkę pomiarową i wiązkę referencyjną. Promień obiektu przechodzi przez rozdzielacz światła polaryzacyjnego BS2, a także płytkę  $\lambda/4$ , a następnie zostaje skupiony przez soczewkę na obiekcie i ponownie rozproszony. Rozgałęźnik polaryzacyjny BS2 działa wtedy jako łącznik kierunkowy optyczny wraz z płytą  $\lambda/4$  i odbija wiązkę obiektu do rozdzielacza wiązki BS3. Ponieważ obie ramiona wewnętrznego interferometru są symetryczne, różnica ścieżki optycznej pomiędzy wiązką obiektu a wiązką odniesienia zanika w interferometrze. Wynikająca różnica ścieżki jest równa dwukrotnej odległości pomiędzy rozgałęźnikiem BS2 a obiektem. Komórka Bragga w ramieniu odniesienia interferometru generuje dodatkowe przesunięcie częstotliwości w celu określenia prędkości. Powstały sygnał zakłóceń wiązki obiektu i wiązki odniesienia jest przekształcany w sygnał elektryczny w fotodetektorze, a następnie dekodowany w sterowniku.

Wymuszenie jest realizowane przez wzbudniki, na które sygnał podają wzmacniacze. Przemieszczenia są przenoszone ze wzbudnika na strukturę poprzez cienki stinger, na którego końcu znajduje się płaska tarcza przyklejona do struktury. Wzbudniki oraz wzmacniacze są produktem firmy The Modal Shop (TMS). Wzbudnik Model 2100E11 jest elektromagnetycznym wibratorem. Jest w stanie oddziaływać z siłą do 50 lbf (220 N) bez chłodzenia, natomiast przy zastosowaniu dedykowanej dmuchawy do chłodzenia 100 lbf (440 N). Maksymalne przyspieszenie wynosi 1000 m/s<sup>2</sup>, a największa prędkość 1,6 m/s. Wzbudnik może pracować w temperaturach od 5° do 35°C, przy wilgotności poniżej 85% oraz nieprzerwanie do 8 godzin z częstotliwością od 2 Hz do 3000 Hz, przy czym pierwsza częstotliwość rezonansowa urządzenia występuje powyżej 3600 Hz.. Wzmacniacze model RMX 4500, moc 450 W, pasmo przenoszenia +0,0, -1,0 dB, współczynnik tłumienia powyżej 200, wzmocnienie napięcia 35 dB, (56,2x), zniekształcenie poniżej 0,01%.



Rys. 12. Schemat torów projekcji laserowych wiązek pomiarowych wibrometru

Tryb 1D wykorzystuje pojedynczą głowicę. Popularnym sygnałem wymuszającym jest modulowany przebieg tłumiony typu Periodic Chirp (tzw. sygnał świergotowy). Jest to szerokopasmowy sygnał modulowany, w którym fala nośna jest dodatkowo modulowana w szerokim zakresie częstotliwości i transmitowana w czasie trwania impulsu (przykładowy przebieg na rys. 13). Zaletą korzystania z chirp jest to, że jest to złożony zakodowany przebieg, co zapewnia dobrą dokładność pomiarów czasu lotu, ponieważ dobrze koreluje tylko z jednym dobrze określonym czasem przybycia. Dodatkowo może zostać wykryty, gdy poziom odbieranego ćwierkania jest znacznie niższy od poziomu jakiegokolwiek przypadkowego szumu. Sygnał generowany jest przez wewnętrzne urządzenie pomiarowe (puszka przyłączeniowa – wyjście generatora). Pomiar 1D charakteryzuje się tym, że pomiary przemieszczeń wykonywane są tylko w jednej osi. W celu uzyskania dobrej jakości kształtów przemieszczeń konieczne było stworzenie gęstej siatki pomiarowej (rys. 14). Jednakże niedostosowana powierzchnia badanego obiektu może być powodem problemów. Bardzo niski współczynnik odbicia spowodował powstanie punktów stanu przeciążenia. Skutkowało to nieskorelowanymi przemieszczeniami pojedynczych punktów względem drgającego elementu.



Rys. 13. Przebieg sygnału wymuszającego pulsującego modulowanego częstotliwościowo typu "chirp"



Rys. 14. Siatka pomiarowa na skanie 3D

Tryb 3D umożliwia pomiar drgań we wszystkich osiach. Przykładowe efekty: wizualizacje postaci modalnych uzyskane dla tarczy łopatkowej turbinowego silnika rozruchowego pokazano na rys. 15. Trzy niezależne głowice mierzą wektory przemieszczeń, a oprogramowanie przekształca składowe na wypadkowe przemieszczenia. Pomiar trzema głowicami jest znacznie trudniejszy, ponieważ muszą być one odpowiednio wyregulowane i skalibrowane. Należy je umieścić mniej więcej w rogach trójkata równobocznego, wewnątrz którego znajduje się badany obiekt. Należy pamiętać, że wieksze odległości między głowicami dają lepsze wektory przemieszczeń, ale powodują przesunięcie w obszarze ruchu wiązki laserowej. Osiowanie 2D wykonywane jest dla każdej z głowic z osobna. Głównym celem wyrównania 2D i 3D jest wyrównanie trzech wiązek laserowych. Aby zminimalizować negatywne efekty rozpraszania wiązki laserowej na krawędziach obiektu, utwórz wiecej punktów na różnych elementach w trybie wyrównania 2D (około 20). Tryb wyrównania 3D umożliwia skupienie trzech wiazek laserowych. Konieczne jest jak najdokładniejsze wyrównanie plamek, aby uzyskać dokładność poniżej 1-2 mm, jest to bardzo trudne i wymaga dużej precyzji (głowica TOP jako referencja ma dokładność 0,0). Podczas pomiaru 1D możliwe było ustawienie głowicy w taki sposób, aby uzyskać wystarczającą widoczność (poziom sygnału) dla wszystkich punktów siatki. Kiedy użyto trzech głowic, stało się to trudne do osiągnięcia.



Rys. 15. Przykłady zmierzonych postaci drgań tarczy turbiny: (a) 1,83 kHz, (b) 3,07 kHz, (c) 4,47 kHz

## 5. Pomiary drgań mini-BSP

Badanie z użyciem obu metod zostały przeprowadzone na bezzałogowym statku powietrznym Rybitwa. Jest to miniaturowy samolot rozpoznawczy opracowany w Instytucie Techniki Lotniczej WML WAT. Obiekt zbudowano, uwzględniając założenia projektowe dotyczące BSP klasy mini – niewielkie rozmiary i masa, możliwość przenoszenia samolotu przez jedna osobę, operacje misyjne w zakresie bliskiego zasięgu. Koncepcję rozwinięto w ramach projektu badawczo-rozwojowego pt. "Autonomiczne bezzałogowe statki powietrzne wyposażone w środki monitorowania i nadzorowania wspomagające działania Policji i Straży Pożarnej realizowanego w latach 2010-2012 przez uczelniano-przemysłowe konsorcjum: AGH Katedra Robotyki i Mechatroniki – WAT Instytut Techniki Lotniczej – EC Engineering". Mini-BSP Rybitwa jest miniaturowym kompozytowym samolotem rozpoznawczym o klasycznym układzie aerodynamicznym z usterzeniem typu T. Płat składany z czterech półskorupowych segmentów nośnych jest wyposażony w lotki i klapy. W kadłubie montowany jest spadochronowy układ odzyskiwania. Zespół napędowy stanowi trójfazowy silnik elektryczny ze śmigłem ciągnącym. Pokładowe wyposażenie awioniczne montowane jest w podkadłubowym zasobniku. Wewnątrz gondoli zainstalowany jest moduł autopilota (MicroPilot MP2128g) oraz akumulatorowe pakiety zasilania. Samolot funkcjonuje w ramach systemu rozpoznawczego, w skład którego wchodzi komponent latający (mini-samolot z wyposażeniem misyjnym) oraz komponent naziemny (naziemna stacja kontroli lotu).

Lekkość badanej konstrukcji była największym wyzwaniem przy badaniach rezonansowych. Wstępny etap zakładał rozmieszczenie 60 akcelerometrów trójosiowych (rys. 16). Czujniki zamocowane na małych, lekkich elementach sterowych swoją masą powodowały ich wychylenia. W związku z tym ograniczono liczbę akcelerometrów do 27 sztuk umieszczonych głównie na elementach stałych. Przewody zostały częściowo podwieszone, aby zniwelować ich wpływ na konstrukcję. W efekcie otrzymano gorsze wizualizacje postaci. W konsekwencji wystąpiły trudności w zidentyfikowaniu i opisaniu niektórych modów. Kolejnym elementem wpływającym na pomiar był zasobnik. Badany model nie posiadał wyposażenia awionicznego oraz akumulatorów, dlatego w ich miejsce wmontowano masy zastępcze. Charakter konstrukcji powoduje, że w dolnej części (w zasobniku) skupia się duża masa, którą można w przybliżeniu przyjąć jako punktową. Ścianki łączące zasobnik z właściwym cienkim kadłubem nie są usztywnione, powo-



duje to że zasobnik jest wysoce podatny i utrudnia pomiary. W trakcie eksperymentu wstępnie zidentyfikowano po kilkanaście postaci drgań, z czego udało się dostroić do 18 postaci.

Rys. 16. Mini-BSP Rybitwa podczas próby rezonansowej z użyciem akcelerometrów

Głowice impedancyjne były montowane za pomocą płaskich blaszek i taśmy dwustronnej bezpośrednio do struktury. Ponieważ obiekt wisiał na elastycznych linach często podczas dostrajania konieczna była korekcja przylegania blaszek do pokrycia. Wszystkie zmierzone postacie były jednoznacznie widoczne i dla większości udało się poprawnie wyznaczyć krzywe mocy zespolonej. Pomiary zostały wykonane poprawnie, ponieważ otrzymane wyniki są zgodne z teorią.

Ponieważ liczba czujników była ograniczona, postanowiono zastąpić kontaktowe czujniki bezkontaktową wiązką laserową. Narzędziem pomiarowym zastępującym system do pomiarów kontaktowych został laserowy wibrometr skanujący 3D firmy Polytec. Ponieważ podczas pracy wibrometru operuje się na obrazie z kamery, konieczne było takie ustawienie samolotu, aby powierzchnia skrzydeł była ustawiona na wprost obiektywu. Zasobnik przysłania część centropłatu, w związku z tym obiekt został umieszczony w pozycji pionowej z silnikiem do góry i górną powierzchnią skierowaną do obiektywu. Podwieszenie zostało zrealizowane poprzez zawieszenie wężowe przeciągnięte przez zwężenie kadłuba przy łączeniu z zasobnikiem i dodatkowo zabezpieczone opaskami zaciskowymi. W ten sposób samolot miał możliwość swobodnych przemieszczeń i skręceń w pożądanych kierunkach. Do wzbudzania został wykorzystany ten sam wzbudnik elektrodynamiczny firmy TMS 2100E11, który był wykorzystywany w metodzie czujnikowej.

W omawianym przypadku konieczne było eksperymentalne dobranie parametrów wymuszenia. Siatka pomiarowa została uproszczona do 11 punktów. Zabieg ten miał na celu skrócić pomiar, aby eksperymentalnie dobrać parametry ustawień. Ponieważ najniższy zakres pomiarowy dla urządzenia wynosi 0,1 kHz, konieczne było zwiększenie próbkowania. Zalecane jest, aby częstotliwość próbkowania sygnału cyfrowego była dwukrotnie wyższa niż najwyższa częstotliwość badanego sygnału. W związku z tym częstotliwość próbkowania musi być powyżej 200 Hz. Jedynie ustawienie najwyższych wartości linii FFT spełnia te warunki: 3200 i 6400 linii FFT. Ponieważ jakość jest zbliżona, a pomiar dla wartości 6400 trwa dwa razy dłużej, zdecydowano się na wartość 3200, co daje częstotliwość próbkowania 256 Hz i rozdzielczość 31,25 mHz. W przypadku sygnału wymuszającego sprawdzane były sygnały typu: *sine, periodic chirp, white noise* oraz *sweep* w zakresie 1-100 i 1-50 Hz. Najczystszą odpowiedź otrzymano z sygnału sweep. Dodatkowo sprawdzano różne tryby uśredniania. Tryb *Magnitude* z trzema uśrednieniami okazał się najefektywniejszy. Dzięki zastosowaniu kilku uśrednień oprogramowanie ogranicza wpływ pojedynczych skoków na całą charakterystykę. Następnie, po dobraniu parametrów wymuszających, zbudowano siatkę właściwą składającą się z 127 punktów (rys. 17). Aby objąć zakresem pomiarowym trzech głowic całą badaną powierzchnię samolotu, konieczne było odsunięcie głowić od obiektu o 5,2 m. Uzyskana dokładność w takim ustawieniu wyniosła 0,8 mm dla wszystkich trzech głowic (głowica TOP jako referencyjna ma dokładność 0,0). Odległość od elementu oraz jego krzywizna spowodowały, że nie udawało się wykonać pomiarów bez przesterowań. Zawsze w jakimś punkcie któraś głowica nie miała dostatecznego poziomu sygnału. Aby zwiększyć refleksyjność w miejscach punktów siatki, przyklejono z użyciem taśmy dwustronnej kawałki materiału odblaskowego. Na krzywiznach sprawiających problemy skrawki miały większą powierzchnię, aby zniwelować lekkie przesunięcia lub rozejścia się wiązek. Wymuszenie zostało podane na spód końcówek skrzydeł, tak jak w metodzie kontaktowej.



Rys. 17. BSP Rybitwa na stanowisku z widocznymi markerami w punktach siatki pomiarowej

#### 6. Proponowana metoda porównawcza

Jednym z najpopularniejszych narzędzi do ilościowego porównywania wektorów modalnych jest wskaźnik jakości dostrojenia postaci drgań określany jako *Modal Assurance Criterion* (MAC). Rozwój MAC był modelowany po opracowaniu zwykłego obliczenia koherencji związanego z obliczeniem funkcji odpowiedzi częstotliwościowej. MAC jest wskaźnikiem statystycznym, podobnie jak zwykła spójność. Ta forma analizy regresji liniowej oparta na najmniejszych kwadratach daje wskaźnik, który jest najbardziej wrażliwy na największą różnicę między wartościami porównawczymi i daje modalne kryterium pewności, które jest niewrażliwe na małe zmiany lub małe wielkości. MAC został pierwotnie wprowadzony do testowania modalnego w połączeniu z The Modal Scale Factor, jako dodatkowy czynnik pewności w ocenie wektora modalnego z różnych miejsc wzbudzenia. Gdy macierz FRF jest wyrażona w postaci rozwinięcia frakcji cząstkowej, licznik każdego składnika reprezentuje macierz reszt lub stałych modalnych. Wynikiem kryterium MAC jest współczynnik, który ilustruje korelację między dwiema postaciami. Wartość współczynnika oscyluje między 0 a 1, gdzie 1 to idealne zestawienie dwóch wektorów. Przyjmuje się, że współczynnik, którego wartość przekracza 0,9 oznacza, że oba wektory są bardzo podobne, podczas gdy małe wartości wskazują na słabe podobieństwo postaci. Macierz MAC jest obliczana według wzoru

$$\mathbf{MAC} = \frac{|(\boldsymbol{v}\boldsymbol{p}_A)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}\boldsymbol{p}_X|^2}{((\boldsymbol{v}\boldsymbol{p}_A)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}\boldsymbol{p}_A)((\boldsymbol{v}\boldsymbol{p}_X)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}\boldsymbol{p}_X)}$$
(6.1)

gdzie  $vp_A$  i  $vp_X$  są kolumnowymi macierzami przemieszczeń poszczególnych węzłów MES i czujników pomiarowych. Idealna macierz **MAC** nie może być macierzą jednostkową, ponieważ wektory modalne nie są bezpośrednio ortogonalne, ale masowo ortogonalne. Jednak macierz **MAC** wskazuje, które poszczególne tryby z dwóch zestawów odnoszą się do siebie. Jeśli dwa wektory są zamienione w jednym zestawie, to największe wpisy macierzy **MAC** nie znajdują się już na wiodącej przekątnej i przypomina ona macierz permutacji. **MAC** może tylko wskazywać spójność, a nie ważność, dlatego jest używany głównie w parowaniu w trybie przedtestowym. **MAC** nie jest w stanie odróżnić błędów systematycznych od lokalnych rozbieżności. Nie może określić, czy wektory są ortogonalne, czy niekompletne.

## 7. Wnioski

Badanie właściwości dynamicznych konstrukcji lotniczych jest bardzo ważnym zagadnieniem. Modelowanie elementu o odpowiednich właściwościach aeroelastycznych jest bardzo trudne. Tylko badanie rzeczywistego obiektu daje rzeczywiste wyniki. Wykonywanie pomiarów drgań jest procesem bardzo złożonym i trudnym. Wymaga ogromnej wiedzy i znajomości zjawisk. W technice lotniczej bardzo trudno jest prowadzić badania w rzeczywistych warunkach, ponieważ większość interesujących nas przypadków ma miejsce podczas lotu. Dlatego należy zbliżyć się jak najbardziej do rzeczywistych warunków, stosując odpowiednie podparcie i przykładając wymuszenie o właściwie dobranej dystrybucji. Znajomość badanych zjawisk jest istotna, aby przewidzieć ich naturę, znać obszary, w których należy spodziewać się przesunięć lub gdzie powinny znajdować się punkty pomiarowe. Obie przedstawione metody, mimo tego samego celu, różnią się zastosowaniem.

Metoda kontaktowa oparta na akcelerometrach pozwala na rejestrację sygnału w czasie rzeczywistym. Pozwala także modyfikować siłę lub warunki. Jest powtarzalny, tzn. przy tych samych ustawieniach aparatury możemy przerwać badanie i wznowić je lub wznowić bez wpływu na przebieg badania. W przypadku utraty czujnika można wstrzymać test, poprawić czujnik i kontynuować test. Podczas badania można zastosować różnego rodzaju czujniki, w zależności od potrzeb lub możliwości. Czujniki trójosiowe lub jednoosiowe mogą być stosowane, gdy chcemy mierzyć przemieszczenia tylko w jednej osi. Sam system pomiarowy zapisuje całą tabelę danych z czujników i generatora. Zaawansowane oprogramowanie dedykowane usprawnia proces analizy danych. Największą wadą tej metody jest jej czasochłonność, w szczególności montaż czujników i wzbudników drgań. W tym czasie poza montażem należy poprowadzić odpowiednie przewody łączące czujnik z analizatorem oraz odpowiednio ustawić w oprogramowaniu kierunki współrzędnych dla każdego punktu. Kolejnym problemem są czujniki, które należy rozmieścić odpowiednich miejscach i odpowiednio gesto. Zastosowane sensory waża około 10 g. Do tego dochodzi masa przewodów, które muszą łączyć akcelerometr z analizatorem. Za pomocą kilkuset czujników do konstrukcji dodaje się znaczną masę. Niemniej graficzny interfejs oprogramowania jest intuicyjny i pozwala szybko wykryć nieścisłości.

Wibrometr laserowy przeznaczony jest do pomiarów o wysokiej częstotliwości. Jego zakres kończy się w okolicy 80 kHz. Ze względu na tak szeroki zakres próbkowanie może być niedokładne przy stosunkowo niskich częstotliwościach. Wibrometr działa na obrazie widocznym z kamery.



Rys. 18. Zestawienie wybranych postaci modalnych mini-samolotu Rybitwa

W trybie 3D jest to górna głowica umieszczona pod kątem (nie prostopadle) do mierzonej płaszczyzny. Osiągnięcie dobrej kompatybilności belek jest bardzo dużym wyzwaniem. Przy odpowiednim ustawieniu można osiągnąć dokładność mniejszą niż 0,01 mm. Siatka pomiarowa może być bardzo gęsta (maksymalna powierzchnia 512×512 punktów), dzięki czemu można uzyskać

bardzo dokładną animację i łatwiej przybliżyć punkty, które zostały błędnie zmierzone. Wbudowany moduł geometrii bardzo pomaga przy tworzeniu obiektu przestrzennego. Największą wadą systemu jest jego stabilność. Ponieważ na obrazie z kamery operujemy z odległości kilku metrów z dokładnością do milimetra, każda wibracja lub minimalny ruch głowy lub obiektu całkowicie zaburza ustawienia. Wymagana jest ponowna kalibracja. Sam proces pomiaru z gęstym próbkowaniem i drobną siatką może zająć ponad godzinę. Drugim dużym problemem są pomiary na krzywych. Podczas operowania trzema głowicami, z których każda jest pochylona pod innym kątem, na krzywych lub krawędziach dochodzi do sytuacji, w której jedna z wiązek nie trafia w mierzony obiekt. Zdarzają się też sytuacje, w których plamki rozchodzą się na krzywych, mimo bardzo dobrej kalibracji. Tabela przedstawiona na rysunku 18 zestawiono kilka przykładowych

Zaprezentowane badania zostały sfinansowane przez Wojskową Akademię Techniczną w ramach realizacji uczelnianego grantu badawczego nr UGB 782/2022 pt. "Metody optymalnego projektowania statków powietrznych w zastosowaniu do poprawy ich własności konstrukcyjnych i aerodynamicznych".

postaci modalnych zidentyfikowanych obiema metodami.

#### **Bibliografia**

- HEYLEN W., LAMMENS S., SAS P., Modal Analysis Theory and Testing, Katholieke Universiteit Leuven, Faculty of Engineering, Department of Mechanical Engineering, Division of Production Engineering, Machine Design and Automation, 1998
- WIŚNIOWSKI W., Resonance testing of flying objects methods and analysis of results, Transactions on Aerospace Research, 2010, 7, 2019
- 3. SCHWARZ B.J., RICHARDSON M.H., *Experimental Modal Analysis*, 5th Ed., Butterworth-Heinemann, CSI Reliability Week, Orlando, FL, 1999
- OZKÖK B., WELTIN U., Aeroelastic Analysis for the CH601XL and the CH601 with a Maximum Take-off Mas of 600 kg, Hamburg University of Technology, Hamburg, 2009
- PEETERS B., CLIMENT H., DE DIEGO R., DE ALBA J., AHLQUIST J.R., CARREÑO J.M., HENDRICX W., REGA A., GARCA G., DEWEER J., DEBILLE J., Modern solutions for ground vibration testing of large aircraft, 26th Conference and Exposition on Structural Dynamics, IMAC-XXVI, 2008
- PASTOR M., BINDA M, HARARIK T., Modal assurance criterion, Procedia Engineering, 48, 543-548, 2012

# Contact and non-contact vibration measurement methods in application for aircraft structures

The paper presents two independent methods of measuring structure vibrations. One of them is a contact method based on signals processed by sensors, the other is a non-contact method using the emission of a laser beam as an identification and transmission medium. Both measurement systems are presented. The advantages and disadvantages of both methods are discussed, problems and limitations of use are indicated. A method of comparing the results obtained by both methods in relation to resonant vibrations of a miniature unmanned aerial vehicle is proposed.

The contact technique of resonance testing is based on a controlled excitation of harmonic vibrations of the tested object and the measurement and analysis of the response signal. The measurement system consists of a multi-channel modal analyzer, a set of piezoelectric sensors, electrodynamic exciters and a computer with dedicated software. The principle of operation consists in collecting response signals by sensors placed on the structure while applying vibration excitations. The measured signals enable determination of spectral transfer functions. By carefully examining the ner resonant sites, it is possible to tune the excitation signal to excite a pure resonance. At the tuning point, the frequency, attenuation and modal form are specified. The laser scanning vibrometer, in turn, is used for non-contact measurements. The principle of operation is based on the use of an emitted laser beam divided into two independent paths. One is the reference beam, while the other is the measurement signal carrier. The measurement beam reflected from the object returns to the camera detector and is compared with the reference one. The additional geometry scanning module allows one to measure the object and save the virtual model for visualization of the measured forms of motion. The collected data is subject to software analysis. The places of characteristic amplitude peaks are identified as resonance points. Animations of the vibration motion at these points present the resonant modes.