ISSN 0509-6669

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA

Kwartalnik naukowy 7/2010 (209)

BADANIA REZONANSOWE OBIEKTÓW LATAJĄCYCH – METODY I ANALIZA WYNIKÓW

dr inż. Witold Wiśniowski

Wydanie publikacji jest dofinansowane przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

Kolegium Redakcyjne Instytutu Lotnictwa Maciej Bossak, Zdobysław Goraj, Marian Jeż, Tadeusz Korsak (Sekretarz Kolegium), Antoni Niepokólczycki, Wojciech Potkański, Kazimierz Szumański (Przewodniczący Kolegium), Piotr Wolański, Zbigniew Wołejsza

> Recenzenci: prof. dr hab. inż. Maciej Bossak prof. dr hab. inż. Zdobysław Goraj

International Standard Serial Number 0509-6669

Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa Al. Krakowska 110/114 02-256 Warszawa, Polska telefon: (4822) 846 00 11 wewn. 442, faks: (4822) 846 44 32 Edycja, redakcja, skład komputerowy: mgr inż. Tadeusz Korsak Printed in Poland



Wydawnictwo Naukowe Instytutu Technologii Eksploatacji – Państwowego Instytutu Badawczego 26-600 Radom, ul. K. Pułaskiego 6/10, tel. centr. (048) 364-42-41, fax (048) 364 47 65 e-mail: instytut@itee.radom.pl http://www.itee.radom.pl

SPIS TREŚCI:

	Cel pracy	5
1.	Istota i możliwości prób rezonansowych	6
2.	Wykaz oznaczeń	8
3.	Uogólniona harmoniczna siła przystosowana	10
4.	Charakterystyki częstościowo-amplitudowe	17
5.	Kryteria rezonansu	21
6.	Wyznaczenie współczynników uogólnionych	25
7.	Obiekt badań, aparatura i wyposażenie laboratoryjne	35
8.	Uwagi o wiarygodności wyników badań rezonansowych	39
9.	Wykorzystanie wyników badań rezonansowych w analizie flatteru	41
10.	Nietypowe przypadki i błędy w doświadczalnym badaniu drgań	44
11.	Luz uogólniony i rezonansowy sposób jego pomiaru	49
12.	Rezonanse o jednakowych lub bliskich częstościach	52
13.	Skalowanie rezonansowe i sposób pomiarów drgań eksploatacyjnych	57
14.	Wykorzystanie prób rezonansowych w badaniach drgań popychaczy układu sterowania	66
15.	Odstrajanie częstości rezonansowych od częstości wzbudzeń eksploatacyjnych	71
16.	Rezonansowa metoda odtwarzania obciążeń akustycznych	74
17.	Model dynamiki struktury szybowca	79
18.	Grupy rezonansów o postaciach skręcanie skrzydeł	88
19.	Wpływ zmiany masy obiektów latających na ich cechy dynamiczne	92
20.	Wpływ zmian niektórych parametrów konstrukcyjnych na właściwości dynamiczne samolotu	100
21.	Wpływ luzów na właściwości dynamiczne obiektów latających	104
22.	Tłumienie drgań struktur obiektów latających	108
23.	Wnioski ogólne i zalecenia	114
24.	Bibliografia	116

BADANIA REZONANSOWE OBIEKTÓW LATAJĄCYCH – METODY I ANALIZA WYNIKÓW

Streszczenie

Praca jest podsumowaniem kilkunastu lat badań doświadczalnych właściwości dynamicznych konstrukcji lotniczych prowadzonych przez autora i zespół jego współpracowników w Instytucie Lotnictwa w Warszawie. Kilka pierwszych rozdziałów zawiera przegląd i analizę metod badawczych znanych pod ogólną nazwą prób rezonansowych. Oryginalną częścią pracy są nowe metody badań. Można zaliczyć do nich skalowanie rezonansowe tensometrów, rezonansowa wibrodiagnostyka i rezonansowe badanie odporności na drgania, badanie rezonansów o jednakowych częstościach czy też badanie rezonansów z udziałem luzów.

Istotną częścią pracy jest opracowanie i zaprezentowanie pewnego rodzaju bazy danych o właściwościach rezonansów konstrukcji lotniczych.

Witold Wiśniowski

GROUND VIBRATION TESTS OF FLYING OBJECTS – METHODS AND RESULTS ANALYSIS

Abstract

This book is a summary of several years of experimental studies of dynamic properties of aircraft structures conducted by the author and his team of collaborators at the Institute of Aviation in Warsaw. The first few chapters provide an overview of research and analysis of methods, known under the generic name ground vibration tests. The original part of the work are the new methods of research. These include strain gauge resonance scaling, resonance vibrodiagnostics and resonance investigations of structure resistance to vibration, the study of resonances with the same frequencies or study of resonances involving backlashes in structure. An important part of the published work is an development and presentation a kind of database on the properties of resonances of aircraft structures.

CEL PRACY

W klasycznym podejściu dynamiczne zachowanie obiektów latających opisuje się za pomocą układu liniowych równań różniczkowych zwyczajnych drugiego rzędu.

Próby rezonansowe są eksperymentem, w trakcie którego wyznacza się wartości mas, sztywności i tłumienia będących współczynnikami takich równań.

Z przyjętego modelu matematycznego wynika, co należy badać eksperymentalnie, jak zbudować narzędzie badawcze i jak przeprowadzać pomiary.

Praca bazuje na wieloletnim doświadczeniu w wykonywaniu badań przez autora. W pracy przedstawione zostały problemy występujące przy przeprowadzaniu prób rezonansowych opartych na powyższych założeniach oraz możliwości wykorzystania ich do analiz dynamicznych zachowań badanych konstrukcji. Celem pracy jest prezentacja trzech oryginalnych obszarów badań autora.

Pierwszy obszar to synteza i uogólnienie wyników badań ponad dwudziestu obiektów latających. W tym przypadku celem jest zbudowanie bazy wiedzy przydatnej dla specjalistów, którzy opracowują programy, badają i interpretują wyniki. Badacze znajdą tu informacje na temat występujących i możliwych do wystąpienia zjawisk.

Drugi obszar to prezentacja nowych zastosowań badań rezonansowych (innych niż klasyczne wyznaczanie współczynników). Celem jest przedstawienie możliwości modyfikacji właściwości dynamicznych, diagnozowanie stanu i tendencji zmian tych właściwości, rozumienie procesów dynamicznych zachodzących w badanych obiektach.

Trzeci obszar dotyczy badania zjawisk, które wykraczają poza opis liniowego modelu matematycznego przyjętego w badaniach rezonansowych. W tym przypadku podstawowym celem jest opracowanie metody badania luzów mechanicznych oraz wykorzystanie jej w celu lepszego poznania dynamiki badanych struktur.

1. ISTOTA I MOŻLIWOŚCI PRÓB REZONANSOWYCH

Właściwości dynamiczne konstrukcji są funkcją jej sztywności, masy i tłumienia.

Cechą jakościową właściwości dynamicznych konstrukcji są jej rezonanse. W drganiach każdego z rezonansów uczestniczy w różnym stopniu część sztywności, masy i tłumienia, co uwidacznia się w kształtach postaci drgań.

Celem prób rezonansowych jest doświadczalne wykrycie i zbadanie rezonansów rzeczywistej konstrukcji poprzez odpowiednie wzbudzanie drgań oraz pomiar odpowiedzi.

Istotą metody prób rezonansowych jest doświadczalne wyizolowanie poszczególnych rezonansów badanej konstrukcji w taki sposób, aby każdy z nich z osobna miał cechy i właściwości układu o jednym stopniu swobody w dziedzinie częstości.

W próbach rezonansowych przeprowadza się procedurę, którą można by nazwać "techniczną diagonalizacją" dynamicznych modeli konstrukcji, czyli w konsekwencji identyfikację postaci drgań. Wyizolowanie rezonansu wymaga znalezienia tzw. siły przystosowanej i jest realizowane za pomocą wzbudników drgań harmonicznych. W tym celu badacz dobiera punkty przyłożenia wzbudników oraz steruje częstością, amplitudą, wzajemnymi proporcjami i wzajemnymi przesunięciami fazowymi generowanych przez nie sił.

Wynikiem prób rezonansowych jest lista rezonansów zawierająca wartości częstości rezonansowych, współrzędne postaci drgań rezonansowych oraz wartości uogólnionych współczynników masy, sztywności i tłumienia.

W oparciu o te wyniki istnieje możliwość zrozumienia i wyjaśnienia mechanizmów dynamicznych zachowań, badań konstrukcji oraz przeprowadzenie racjonalnej i selektywnej modyfikacji lub eliminacji niepożądanych dynamicznych cech obiektu.

Praca składa się z trzech części.

Część pierwsza – (rozdziały 3–9) zawiera omówienie podstawowych procedur prób rezonansowych konstrukcji. Stanowi ona bazę dla dalszych rozważań w części drugiej i trzeciej.

Część druga – (rozdziały 10–16) zawiera przegląd oryginalnych, opracowanych przez autora nowych metod, takich jak: pomiar tłumienia drgań metodą odległości ekstremów składowej urojonej, luz uogólniony i rezonansową metodą jego pomiaru, badanie rezonansów o bliskich częstościach, rezonansowe skalowanie i wynikające z tego możliwości pomiarów drgań eksploatacyjnych, odstrajanie częstości rezonansowych od częstości wzbudzeń eksploatacyjnych czy też rezonansowa metoda odtwarzania obciążeń akustycznych w próbach zmęczeniowych. Część trzecia – (rozdziały 17–22) zawiera syntezę wykonanych przez autora i jego współpracowników badań ponad 20 obiektów latających oraz próbę uogólnienia wyników tych badań. Rozdziały te obejmują prezentację grup rezonansów, uogólnionego modelu rezonansów szybowca, wpływu ubytków masy, zmian konstrukcyjnych i luzów na właściwości dynamiczne obiektów latających oraz statystykę wielkości współczynników tłumienia drgań samolotów, szybowców i śmigłowców otrzymanych w wyniku badań rezonansowych.

2. WYKAZ OZNACZEŃ

а	– amplituda drgań
a _i	– amplituda drgań w <i>i</i> -tym punkcie układu
<i>a</i> _{Re}	– amplituda składowej rzeczywistej drgań
$a_{\rm Im}$	– amplituda składowej urojonej drgań
$\frac{a_1}{a_2}$	– postać drgań rezonansowych układu dwumasowego
<i>a</i> ^(<i>r</i>)	– postać <i>r</i> -tego rezonansu
b_i	– tłumienie w <i>i</i> - tym punkcie układu
b	– tłumienie swobodnego układu dwumasowego
[<i>B</i>]	– macierz tłumienia
ChAC	– charakterystyka amplitudowo-częstościowa
$\operatorname{col}\left[P_{1}P_{n}\right]$	– rozkład UHSW
f	– częstość drgań
f_0	– częstość rezonansu obiektu swobodnego
f_1	– częstość rezonansu obiektu na zawieszeniu
f_2	 - częstość rezonansu obiektu drgającego na zawieszeniu (zmierzona)
$f_{ m rez}$	– częstość drgań rezonansowych
$f_{0 m rez}$	– częstość drgań rezonansowych układu bez luzu
f_*	– częstość rezonansu zawieszenia
g	– przyspieszenie ziemskie
k_i	– sztywność w <i>i</i> -tym punkcie układu
Κ	– sztywność swobodnego układu dwumasowego
[<i>K</i>]	– macierz sztywności
Δk	– sztywność dodana
1	– amplituda luzu
m_i	– masa w <i>i</i> -tym punkcie układu

Δm	– masa dodana
[<i>M</i>]	– macierz sztywności
M_z	– moment zawiasowy steru
μ_r	– masa uogólniona <i>r</i> -tego rezonansu
n	– obroty silnika
Р	 wartość UHSW – Uogólnionej Harmonicznej Siły Wzbudza- jącej
P_i	– moment zawiasowy steru
$\frac{P_i}{P_{\max}}$	 unormowany rozkład siły wzbudzającej w <i>i</i>-tym punkcie układu
UHSW	– uogólniona harmoniczna siła wzbudzająca
W	– moc wzbudzania potrzebna do podtrzymania drgań
$W_{\rm Re}$	– składowa rzeczywista mocy wzbudzania
W _{Im}	– składowa urojona mocy wzbudzania
х	– współrzędna liniowa drgań
ω	– częstość kołowa drgań
ω_0	 - częstość kołowa drgań rezonansowych swobodnego ukła- du dwumasowego
α	– bezwymiarowy współczynnik tłumienia drgań
$lpha_0$	 bezwymiarowy współczynnik tłumienia drgań swobodne- go układu dwumasowego
δ	– logarytmiczny dekrement tłumienia
σ	– naprężenie
φ	– kąt przesunięcia fazowego
ξ	 kąt nachylenia stycznej do krzywej obrazującej część uro- joną mocy wzbudzania

9

3. UOGÓLNIONA HARMONICZNA SIŁA PRZYSTOSOWANA

Jedną z podstawowych wielkości, które stosuje się w teście harmonicznym jest zespół sił harmonicznych. Zespół sił harmonicznych zastosowanych do wzbudzania drgań nazwano uogólnioną harmoniczną siłą wzbudzającą i przyjęto oznaczać UHSW.

Siłę tę można przedstawić za pomocą równania:

$$\text{UHSW} = P[P_i]e^{i\omega t} \tag{1}$$

gdzie: P – wartość UHSW, col $[P_1,...,P_n]$ – rozkład UHSW, ω – częstość UHSW.

Na rys. 3.1 przedstawiono przykład jednego z możliwych rozkładów UHSW zastosowanej podczas badań szybowca.



Rys. 3.1. Przykład rozkładu uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej w badaniach szybowca

Najprostszym modelem, który umożliwia przedstawienie właściwości UHSW jest układ o dwóch stopniach swobody przedstawiony na rys. 3.2.



Rys. 3.2. Model układu wykorzystanego do zbadania właściwości uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej

Model matematyczny przedstawionego układu można zapisać w postaci równań:

$$m_{1}\ddot{x}_{1} + b_{1}\dot{x}_{1} + B(\dot{x}_{1} - \dot{x}_{2}) + k_{1}x_{1} + K(x_{1} - x_{2}) = P_{1}e^{i\omega t}$$

$$m_{2}\ddot{x}_{2} + b_{2}\dot{x}_{2} + B(\dot{x}_{2} - \dot{x}_{1}) + k_{2}x_{2} + K(x_{2} - x_{1}) = P_{2}e^{i\omega t}$$
(2)

gdzie: m_1 , m_2 – masy układu, b_1 , B, b_2 – współczynniki tłumienia, k_1 , K, k_2 – współczynniki sztywności układu, $P_1e^{i\omega_t}$, $P_2e^{i\omega_t}$ – harmoniczne siły wzbudzające, a_1 , a_2 – amplitudy drgań mas układu.

Po podstawieniu rozwiązań

$$x_1 = a_1 e^{i\omega t}$$

$$x_2 = a_2 e^{i\omega t}$$
(3)

otrzymuje się:

$$-m_{1}\omega^{2}a_{1} + B\omega ia_{1} + b_{1}\omega ia_{1} + k_{1}a_{1} + Ka_{1} - B\omega ia_{2} - Ka_{2} = P_{1}$$

$$-m_{2}\omega^{2}a_{2} + B\omega ia_{2} + b_{2}\omega ia_{2} + k_{2}a_{2} + Ka_{2} - B\omega ia_{1} - Ka_{1} = P_{2}$$
(4)

Stąd wyznacza się stosunek $\frac{a_1}{a_2}$ opisujący postać drgań układu:

$$\frac{a_1}{a_2} = \frac{(-P_1m_2\omega^2 + P_1k_1 + P_1K + P_2K) + (P_1B\omega i + P_1b_2\omega i + P_2B\omega i)}{(-P_2m_1\omega^2 + P_2k_1 + P_2K + P_1K) + (P_2B\omega i + P_2b_1\omega i + P_1B\omega i)}$$
(5)

Postać drgań układu jest zatem funkcją następujących parametrów:

$$\frac{a_1}{a_2} = f\left(m_1, m_2, P_1, P_2, k_1, k_2, K, b_1, b_2, B, \omega\right)$$
(6)

W celu zbadania zależności określonej równaniem (5), zdefiniowano współczynniki bezwymiarowe:



- gdzie: ω_0 częstość drgań rezonansowych dwumasowego układu swobodnego,
 - α_0 współczynnik tłumienia odniesiony do tłumienia krytycznego dwumasowego układu,
 - ω_1 częstość drgań rezonansowych układu o masie (m_1+m_2) i sprężystości k_1 ,
 - ω_2 częstość drgań rezonansowych układu o masie (m_1+m_2) i sprężystości k_2 ,
 - α_1 współczynnik tłumienia odniesiony do tłumienia krytycznego jednomasowego układu (2),
 - α_2 współczynnik tłumienia odniesiony do tłumienia krytycznego jednomasowego układu (3).

Współczynnik	Nazwa współczynnika
$\frac{\omega}{\omega_0}$	względna częstość wzbudzenia
$\frac{\omega_1}{\omega_0}$	stosunek częstości rezonansowej układu (2) do częstości układu (1)
$\frac{\omega_2}{\omega_0}$	Stosunek częstości rezonansowej układu (3) do częstości układu (1)
$\frac{P_1}{P_2}$	rozkład uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej
$\frac{m_1}{m_2}$	stosunek mas układu
$\frac{B}{B_{kr}} = \alpha_0$	współczynnik tłumienia swobodnego układu dwumasowego (1)
$\frac{b_1}{b_{1kr}} = \alpha_1$	współczynnik tłumienia układu (2)
$\frac{b_2}{b_{2kr}} = \alpha_2$	współczynnik tłumienia układu (3)

Współczynniki bezwymiarowe zestawiono w tabeli:

Postać drgań po wprowadzeniu zaproponowanych powyżej oznaczeń przedstawiono jako funkcję bezwymiarowych współczynników

$$\frac{a_1}{a_2} = f\left(\frac{\omega}{\omega_o}, \frac{\omega_1}{\omega_2}, \frac{\omega_2}{\omega_o}, \frac{P_1}{P_2}, \frac{m_1}{m_2}, \frac{B}{B_{kr}}, \frac{b_1}{b_{lkr}}, \frac{b_2}{b_{2kr}}\right)$$
(7)

Następnie poddano analizie zależność postaci drgań od dwóch współczynników: względnej częstości wzbudzania oraz rozkładu uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej. Względna częstość wzbudzania może przyjmować dowolne wartości rzeczywi-

ste $\frac{\omega}{\omega_0} \ge 0$.

Rozkład uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej może przyjmować dowolne wartości rzeczywiste, przy czym:

$$\frac{P_1}{P_2} = 0$$
 oznacza pomijalnie małą wartość P_1 ,
 $\frac{P_1}{P_2} = \infty$ oznacza pomijalnie małą wartość P_2 .

Postać drgań może przyjmować dowolne wartości rzeczywiste, przy czym:

$$\frac{a_1}{a_2} = 0 \text{ oznacza pomijalnie małą amplitudę } a_1,$$
$$\frac{a_1}{a_2} = \infty \text{ oznacza pomijalnie małą amplitudę } a_2 \text{ w stosunku do } a_1.$$

Na rys. 3.3, 3.4 i 3.5 pokazano zależności postaci drgań od względnej częstości wzbudzania dla kilku przypadków rozkładów mas oraz rozkładów UHSW.



Rys. 3.3. Zależność postaci drgań nietłumionego układu swobodnego od częstości i rozkładu uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej dla m1 = m2 = m



Rys. 3.4. Zależność postaci drgań nietłumionego niesymetrycznego układu swobodnego od częstości i rozkładu uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej



Rys. 3.5. Zależność postaci drgań nietłumionego układu nieswobodnego od częstości i rozkładu uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej

Postacie drgań przedstawione na rysunkach 3.3–3.5 zależą od częstości wzbudzania. Od tej reguły odbiegają pewne szczególne przypadki rozkładów uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej, dla których postać drgań wzbudzanych nie jest zależna od częstości wzbudzania.

Uogólnioną harmoniczną siłę wzbudzającą o takim rozkładzie, dla którego postać wzbudzanych drgań nie zależy od częstości wzbudzania, nazwano siłą przystosowaną.

Siła przystosowana wzbudza odpowiadający jej rezonans określonej postaci niezależnie od częstości wzbudzania. Jest więc ona taką szczególną uogólnioną harmoniczną siłą wzbudzającą, która wzbudza określony rezonans i umożliwia jego badanie.

Każdemu rezonansowi odpowiada jedna siła przystosowana. Siła przystosowana *i*-tego rezonansu nie wzbudza innych rezonansów.

Krzywe zależności postaci drgań od częstości UHSW przecinają się w pewnych punktach. W punktach tych siła przystosowana oraz siły nieprzystosowane wzbudzają tę samą postać drgań. Punkty przecięcia wyznaczają więc wartości częstości rezonansowych.

Doświadczalne znalezienie siły przystosowanej, czyli wyizolowanie rezonansu, przebiega drogą kolejnych przybliżeń.

Podstawą metody badań rezonansowych jest doświadczalne wyizolowanie rezonansów, co jest równoznaczne z wyznaczaniem UHSW przystosowanych.

Praktyczne sposoby wyznaczania UHSW przystosowanych wynikają z definicji UHSW przystosowanej oraz właściwości układu w stanie rezonansu. W rezonansie wszystkie punkty układu drgają z jednakową częstością i w jednej fazie oraz równocześnie przechodzą przez położenie równowagi.

Jednym ze sposobów wyznaczania siły przystosowanej jest wyznaczenie zależności postaci drgań wzbudzanych od zmian rozkładu i częstości uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej. Przykład wykorzystania tego sposobu przedstawiono na rys. 3.6. Rozkłady sił przystosowanych obydwu rezonansów układu są określone przez współrzędne punktów przecięcia się krzywych.



Rys. 3.6. Wyznaczanie uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej przystosowanej poprzez pomiar postaci drgań wzbudzanych w funkcji zmian rozkładu i częstości wzbudzania

Punkty przecięcia są jednoznacznie określone w układach nietłumionych i tych, których elementy tłumienia są proporcjonalne do elementów sztywności. W innych przypadkach krzywe przecinają się w pewnym obszarze. W takiej sytuacji przyjmuje się, że poszukiwane $\frac{P_1}{P_2}$ leży wewnątrz tego obszaru.

Wygodne w użyciu są metody wyznaczenia siły przystosowanej polegające na poszukiwaniu minimum pewnych funkcji. Może to być np. funkcja zaproponowana w pracy [14]:

$$\sigma = \frac{\sum a_{\rm Im}}{\sum a_{\rm Re}} \tag{8}$$

gdzie: *a*_{Im} – składowe urojone amplitud drgań,

 $a_{\rm Re}$ – składowe rzeczywiste amplitud drgań.

Jeśli uogólniona harmoniczna siła wzbudzająca jest przystosowana, to w rezonansie $\sigma = \sigma_{min}$. W czasie badań rezonansowych poszukiwanie minimum prowadzi się metodą kolejnych przybliżeń. Przy pierwszym założonym rozkładzie uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej poszukuje się częstości wzbudzania, przy której σ osiąga minimum. Następnie zmienia się uogólnioną harmoniczną siłę wzbudzającą i poszukuje kolejnego minimum.

Do oceny czy zastosowany rozkład uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej jest bliski rozkładowi siły przystosowanej można stosować kryteria poprawności rozkładu. Takimi kryteriami są m.in.:

- kryterium krzywych Lissajous [24], według którego uogólniona harmoniczna siła wzbudzająca jest bliska sile przystosowanej wtedy, gdy krzywe Lissajous zmierzone równocześnie w różnych punktach konstrukcji przyjmują postać odcinków;
- kryterium impedancji [153], w którym zakłada się, że uogólniona harmoniczna siła wzbudzająca jest bliska sile przystosowanej wtedy, gdy krzywe impedancji na płaszczyźnie zespolonej zmierzone równocześnie w różnych punktach konstrukcji mają kształt okręgu;
- kryterium drgań swobodnych [16], w którym przyjmuje się, że uogólniona harmoniczna siła wzbudzająca jest bliska sile przystosowanej wtedy, gdy zanikanie drgań po wyłączeniu wzbudzania ma przebieg taki, jak przebieg zanikania drgań układu o jednym stopniu swobody.

4. CHARAKTERYSTYKI CZĘSTOŚCIOWO-AMPLITUDOWE

W próbach rezonansowych drgania konstrukcji są wzbudzane siłami harmonicznymi. Zmierzone drgania mają w przybliżeniu przebiegi sinusoidalne, daje to unikalną możliwość bezpośredniego pomiaru zależności amplitud drgań od częstości wzbudzania harmonicznego. Zależności te nazwano charakterystykami amplitudowo-częstościowymi (ChAC).

ChAC mierzy się w celu 1) wstępnej identyfikacji rezonansów oraz 2) ostatecznego wyznaczenia częstości i współczynników uogólnionych.

1) Aby dokonać wstępnej identyfikacji rezonansów, ChAC mierzy się przy wzbudzeniu kilkoma różnymi UHSW. Na rys. 4.1 przedstawiono przykłady dwóch UHSW użytych do wzbudzania drgań, a na rys. 4.2 zmierzone charakte-rystyki.



Rys. 4.1. Wzbudzanie drgań za pomocą dwóch różnych UHSW



Rys. 4.2. ChAC część rzeczywista i urojona zmierzone przy użyciu do wzbudzania UHSW1 oraz UHSW2

Na krzywych widać charakterystyczne wzrosty amplitudy drgań, które sygnalizują istnienie rezonansów. Obydwie ChAC mają wyraźnie różne przebiegi. Analiza wzrostów amplitud pozwala wstępnie wnioskować, dla których rezonansów z góry założona UHSW jest bliższa sile przystosowanej.

2) W celu ostatecznego wyznaczenia częstości oraz współczynników uogólnionych, ChAC mierzy się przy wzbudzaniu UHSW przystosowaną. Rezonans wzbudzany UHSW przystosowaną odpowiada rezonansowi układu o jednym stopniu swobody. Wobec tego właściwości ChAC zmierzonych przy wzbudzeniu UHSW przystosowaną można interpretować z użyciem modelu o jednym stopniu swobody, którego równanie ma postać:

$$m\ddot{x} + b\dot{x} + kx = Pe^{j\omega t} \tag{9}$$

gdzie: *m* – masa, *b* – współczynnik tłumienia, *k* – współczynnik sztywności, *ω* – częstość wzbudzenia.

Po podstawieniu rozwiązania szczególnego:

$$x = ae^{i\omega t} \tag{10}$$

z równania (9) można wyznaczyć charakterystyki amplitudowo-częstościowe w różnych postaciach.

a) ChAC jako zależność amplitudy całkowitej drgań od częstości wzbudzania:

$$a = \frac{P}{-m\omega^2 + b\omega + k} \tag{11}$$

Przykładem takiej ChAC jest zależność wpływu wzbudzenia harmonicznego pochodzącego od wirnika śmigłowca na drgania fotela pilota. Przedstawiona na rys. 4.3 ChAC została zmierzona podczas symulacji wpływu wzbudzeń pochodzących od wirnika nośnego na drgania wybranych elementów struktury metodą prób rezonansowych.



Rys. 4.3. Charakterystyki częstościowo-amplitudowe – pomiar wpływu wzbudzenia od wału WN śmigłowca na drgania fotela pilota

b) ChAC jako zależność dwóch składowych amplitudy drgań od częstości wzbudzenia, składowej zgodnej i składowej przesuniętej w fazie o $\pi/2$ można przedstawić za pomocą równań:

$$a_{\rm Re} = \frac{Pb\omega}{\left(k - m\omega^2\right)^2 + \left(b\omega\right)^2} \tag{12}$$

$$a_{\rm Im} = \frac{P(k - m\omega^2)}{\left(k - m\omega^2\right)^2 + \left(b\omega\right)^2}$$
(13)

ChAC jako dwie składowe a_{Re} oraz a_{Im} przedstawiono na rys. 4.4.



Rys. 4.4. Charakterystyki częstościowo-amplitudowe $a_{Re}(\omega)$ oraz $a_{Im}(\omega)$ – przypadki uproszczone

Na rysunku przedstawiono przypadki uproszczone, to znaczy takie, w których jeden lub dwa z trzech współczynników równania drgań są pomijalnie małe w stosunku do pozostałych.

Celem rysunku jest zobrazowanie wpływu poszczególnych parametrów układu na przebieg ChAC.

Rozwinięciem tej idei jest rys. 4.5, gdzie przedstawiono ChAC dwumasowego układu swobodnego, któremu w uproszczeniu odpowiada przypadek k = 0, b = 0, rys. 4.4.



Rys. 4.5. Charakterystyki amplitudowo-częstościowe nietłumionego układu swobodnego

c) ChAC jako zależność $a_{\text{Re}} = f(a_{\text{Im}})$. Jest to krzywa impedancji, która powstaje po wyeliminowaniu z równań (4) i (5) częstości ω . Krzywa impedancji układu o jednym stopniu swobody jest okręgiem. Na rys. 4.6 przedstawiono krzywą impedancji we współrzędnych $(a_{\text{Re}}, a_{\text{Im}})$ oraz składową a_{Re} ChAC we współrzędnych $\left(a_{\text{Re}}, \frac{\omega}{\omega_0}\right)$ i składową a_{Im} ChAC we współrzędnych $\left(a_{\text{Im}}, \frac{\omega}{\omega_0}\right)$.



Rys. 4.6. Krzywa impedancji układu o jednym stopniu swobody

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA NR 209

5. KRYTERIA REZONANSU

Wyznaczenie częstości rezonansowej jest częścią i wynikiem procesu rozprzęgania układu. Zidentyfikowany rezonans wzbudzany siłą przystosowaną traktuje się jak rezonans układu o jednym stopniu swobody.

Do wyznaczenia częstości rezonansowej można wykorzystać jedno z kilku kryteriów (a–e) wynikających z równania liniowego układu o jednym stopniu swobody.

 a) Kryterium fazowe [24] określa częstość rezonansowa jako częstość drgań wzbudzonych, przy której część urojona ChAC przyjmuje wartość zero. (Faza odpowiedzi względem wzbudzania jest równa 90°).

$$a_{\rm Im} = \frac{P(k - m\omega^2)}{\left(k - m\omega^2\right)^2 + \left(b\omega\right)^2} = 0 \Leftrightarrow \omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}}$$
(14)

Z wykresu ChAC odczytuje się częstość, przy której $a_{\rm Im}$ = 0. Częstość ta odpowiada częstości układu nietłumionego $\omega_{\rm 0} = \sqrt{\frac{k}{m}}$.



Rys. 5.1. Wyznaczenie częstości rezonansowej przy zastosowaniu kryterium fazowego

b) Kryterium fazowe zmodyfikowane [166] określa częstość rezonansową jako częstość drgań równą średniej arytmetycznej częstości, przy których występują maksima przebiegu składowej a_{Im}.

$$\frac{da_{\rm Im}}{d\omega} = 0 \Leftrightarrow m^3 \omega^4 - 2km^2 \omega^2 + k^2 m - b^2 k = 0$$
⁽¹⁵⁾

$$\omega_{1,2} = \sqrt{\frac{k}{m}} \sqrt{1 \pm 2\alpha}$$
 gdzie: $\alpha = \frac{b}{2m\sqrt{\frac{k}{m}}}$ (16)

częstość rezonansowa:
$$\omega_0 = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2}$$
 (17)

Wartości częstości ω_1 i ω_2 odczytuje się z wykresu ChAC jak na rys. 5.2.



Rys. 5.2. Wyznaczanie częstości rezonansowej przy zastosowaniu kryterium fazowego zmodyfikowanego

Po podstawieniu równania (16) do (17) otrzymano ω_0 opisane równaniem:

$$\omega_0 = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{k}{m}} \left[\sqrt{1 + 2\alpha} + \sqrt{1 - 2\alpha} \right]$$
(18)

c) Kryterium krzywych Lissajous [153] określa jako częstość rezonansową częstość drgań wzbudzonych, przy której krzywa Lissajous jest odcinkiem.

po wyeliminowaniu z (19) parametru t, otrzymuje się:

$$\frac{y^2}{V^2} + \frac{x^2}{P^2} + \frac{2xy}{PV} \sin \varphi = \cos^2 \varphi$$
 (20)

Jeżeli φ = 0, to (20) przyjmuje postać równania elipsy.

Jeżeli $\omega = \pm \frac{\pi}{2}$, to (20) przyjmuje postać równania prostej:

$$y = \pm \frac{V}{P}x$$
(21)

Kryterium krzywych Lissajous jest odmianą kryterium fazowego.



Rys. 5.3. Wyznaczanie częstości rezonansowej przy zastosowaniu kryterium krzywych Lissajous; krzywe Lissajous wyświetlone na ekranie komputera

d) Kryterium amplitudowe [153] określa częstość rezonansową jako częstość drgań, przy której występuje maksymalna wartość amplitudy drgań.

Kryterium to wynika z zależności:

$$\max|a| = \max\left[\frac{P}{\sqrt{\left(k - m\omega^2\right)^2 + \left(b\omega\right)^2}}\right] \Leftrightarrow \min\left[\left(k - m\omega\right)^2 + \left(b\omega\right)^2\right]$$
(22)

stąd

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}} \sqrt{1 - 2\alpha^2}$$
(23)

Rys. 5.4. Wyznaczenie częstości rezonansu przy zastosowaniu kryterium maksymalnej amplitudy całkowitej

e) Kryterium amplitudy rzeczywistej określa częstość rezonansową jako częstość drgań wzbudzonych, przy której występuje maksymalna wartość składowej drgań zgodnych w fazie z siłą wymuszającą.

$$\max |a| = \max \left[\frac{Pb\omega}{\left(k - m\omega^2\right) + \left(b\omega\right)^2} \right] \Leftrightarrow \frac{da}{d\omega} = 0$$
(24)

stąd

$$\omega_0 = \frac{1}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{k}{m}} \sqrt{1 - 2\alpha^2 + 2\sqrt{1 - \alpha^2 + \alpha^4}}$$
(25)

Częstość rezonansowa określona za pomocą kryteriów a–e jest identyczna dla układów nietłumionych lub bardzo słabo tłumionych (α < 0,05). Przy większych wartościach współczynników tłumienia częstości uzyskane za pomocą różnych kryteriów różnią się, jak to przedstawiono na rysunku 5.6.



Rys. 5.5. Wyznaczenie częstości rezonansu przy zastosowaniu kryterium maksymalnej amplitudy rzeczywistej



Rys. 5.6. Różnice między częstościami rezonansowymi określonymi za pomocą kryteriów lokalnych w zależności od wielkości bezwymiarowego współczynnika α

Zaprezentowane kryteria umożliwiają wyznaczenie częstości na podstawie pomiaru ChAC w jednym punkcie struktury (o ile w tym punkcie nie występuje węzeł drgań rozważanej postaci).

Kryteria te można uogólnić dla wielu punktów pomiaru. Są to tak zwane kryteria globalne. Procedury związane z kryteriami globalnymi polegają na poszukiwaniu minimum pewnej funkcji. W przypadku globalnego kryterium fazowego funkcja ta jest sumą wartości części urojonej ChAC w wybranych punktach pomiaru; suma ta w rezonansie powinna uzyskać wartość minimalną.

6. WYZNACZENIE WSPÓŁCZYNNIKÓW UOGÓLNIONYCH

Wyizolowany rezonans można opisać równaniem ruchu układu o jednym stopniu swobody (wykorzystywanym w rozdziałach 3, 4 i 5):

$$m_i \ddot{x} + b_i \dot{x} + k_i x = P_i e^{i\omega t} \tag{26}$$

gdzie: *m_i*, *b_i*, *k_i* są uogólnionymi współczynnikami: masy, tłumienia i sztywności *i*-tego rezonansu.

W rezonansie dla $\omega = \omega_{0i} = \sqrt{\frac{k_i}{m_i}}$ równania opisujące równowagę sił przyj-

mują postać

$$m_i \,\omega_{0i}^2 - k_i = 0 \tag{27}$$

 $a_i \omega_{0i} b_i = P_i$, gdzie a_i jest amplitudą drgań w rezonansie.

Wyznaczenie współczynnika masy uogólnionej wymaga wprowadzenia dodatkowego równania. Znanych jest kilka metod rozwiązania tego zagadnienia. Metody te zaprezentowano poniżej.

Metoda dodanych mas

Metoda polega na dodaniu do masy konstrukcji niewielkiej masy Δm [24]. Zakłada się, że dodanie masy Δm nie zmieni sztywności *k*. Mierzy się częstość drgań rezonansowych konstrukcji przed oraz po dodaniu masy, otrzymując ω_0 oraz $\overline{\omega}_0$. Równania (27) przed i po wprowadzeniu mas dodanych przyjmują postać:

$$m\omega_0^2 - k = 0$$

$$(m + \Delta m)\overline{\omega}_0^2 - k = 0$$

$$k = m\omega_0^2$$

$$k = (m + \Delta m)\overline{\omega}_0^2, \text{ a więc } m\left[\left(\frac{\omega_0^2}{\overline{\omega}_0^2}\right) - 1\right] = \Delta m$$
(28)

Stąd

$$m = \frac{\Delta m}{\left(\frac{\omega_0}{\overline{\omega}_0}\right)^2 - 1} = \frac{\Delta m \overline{\omega}_0^2}{\left(\omega_0 - \overline{\omega}_0\right) \left(\omega_0 + \overline{\omega}_0\right)} \approx \frac{\Delta m \omega_0}{2 \left(\Delta \omega\right)^2}$$

$$k = \frac{\Delta m \omega_0^2}{\left(\frac{\omega_0}{\overline{\omega}_0}\right)^2 - 1} = \frac{\Delta m \omega_0^2 \cdot \overline{\omega}_0^2}{\left(\omega_0 - \overline{\omega}_0\right) \left(\omega_0 + \overline{\omega}_0\right)} \approx \frac{\Delta m \omega_0^3}{2 \cdot \Delta \omega}$$
(29)

Na rys. 6.1 pokazano przykład praktycznego sposobu dodawania mas. Ze względu na łatwość realizacji w praktyce metodę tę stosuje się najczęściej.



Rys. 6.1. Mocowanie mas dodanych do łopaty metalowej wirnika nośnego śmigłowca Mi-2

Metoda dodanych sztywności

Metoda polega na dodaniu do sztywności konstrukcji niewielkiej sztywności Δk [24]. Zakłada się, że dodanie sztywności Δk nie zmieni masy *m*. Mierzy się częstość drgań rezonansowych konstrukcji przed oraz po dodaniu sztywności, otrzymując ω_0 oraz $\overline{\omega}_0$. Równanie (27) zapisuje się w postaci:

$$m\omega_0^2 - k = 0$$

$$m\overline{\omega}_0^2 - (k + \Delta k) = 0$$
(30)

stąd
$$m = \frac{k}{\omega_0}$$
 i $m = \frac{k + \Delta k}{\overline{\omega}_0^2}$, więc $k = \frac{\Delta k}{\frac{\overline{\omega}_0^2}{\omega_0^2} - 1} = \frac{\Delta k \omega_0^2}{\overline{\omega}_0^2 - \omega_0^2}$

z zależności (30) wynika:

$$k = \frac{\Delta k \,\omega_0}{2\Delta\omega}$$

$$m = \frac{\Delta k}{2\omega_0 \Delta\omega}$$
(31)

Dodawanie sztywności można również zrealizować poprzez dodawanie do siły wzbudzającej dodatkowej składowej przesuniętej w fazie o 90° lub 270°.

$$\overline{P} = \lambda P \tag{32}$$

gdzie λ – przesunięcie fazowe.

Równanie (27) przyjmuje wtedy postać:

$$m\omega^{2} - k = 0$$

$$(m\overline{\omega}^{2} - k) = \lambda P$$
(33)

Przy założeniu, że dodana składowa λP nie zmienia wielkości masy i sztywności, z równań (33), po uwzględnieniu założeń $\omega_0 + \overline{\omega}_0 = 2\omega_0$ oraz $\omega_0 + \overline{\omega}_0 = \Delta \omega$, otrzymano

$$m = \frac{\lambda P}{2\omega_0 \Delta \omega a} \tag{34}$$

Metoda mocy zespolonej [153]

Moc zespoloną można opisać równaniem:

$$W = P\dot{a} \tag{35}$$

gdzie

$$\dot{a} = \frac{P}{m\omega i + b - \frac{ki}{\omega}}$$
(36)

Stąd

$$W = \frac{P^2 \omega^2 b}{b^2 \omega^2 + m^2 \omega^2 + k^2 - 2m\omega^2 k} - i \frac{P^2 \omega (m\omega^2 - k)}{b^2 \omega^2 + m^2 \omega^2 + k^2 - 2m\omega^2 k}$$
(37)

W stanie rezonansu, gdy $\omega = \omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}}$, część rzeczywista mocy przyjmuje

wartość maksymalną, a część urojona mocy przyjmuje wartość zero. Pochodna części urojonej mocy dla $\omega = \omega_0$, po uwzględnieniu zależności (33) przyjmuje postać:

$$\left(\frac{d\omega_{\rm Im}}{d\omega}\right)\omega_0 = 2a^2 m\omega_0$$

$$\left(\frac{dW_{\rm Im}}{d\omega}\right)\omega_0 = \tan\xi$$
(38)

Jej wartość można odczytać jako tangens nachylenia stycznej w punkcie $\omega = \omega_0$, wykresu zmierzonej części urojonej mocy zespolonej w funkcji częstości wymuszania, stąd

$$m = \frac{\tan\xi}{2a^2\omega_0^2} \tag{39}$$

Moc potrzebna do podtrzymania drgań rezonansowych zależy od wielkości tłumienia.

Dla $\omega = \omega_0$ część rzeczywista równania mocy (37) przyjmuje postać:

$$\left(W_{\rm Re}\right)_{\omega_0} = \frac{P^2}{b} \tag{40}$$

Po uwzględnieniu równania równowagi sił w rezonansie $P = a\omega_0 b$ oraz pochodnej części urojonej mocy $\left(\frac{dW_{\rm Im}}{d\omega}\right)\omega_0 = \tan \xi$, otrzymuje się:

$$\alpha = \frac{\left(W_{\rm Re}\right)_{\omega_0}}{\omega_0 \tan \xi} \tag{41}$$

gdzie: $(W_{\text{Re}})\omega_0$ – to wartość części rzeczywistej mocy przy częstości ω_0, ξ – to kąt nachylenia stycznej do krzywej części urojonej mocy w punkcie $\omega = \omega_0$.

Tłumienie uogólnione

Tłumienie drgań jest związane z pochłanianiem energii lub jej rozpraszaniem. Przy drganiach swobodnych zachodzących po przerwaniu wzbudzenia, strata energii w każdym cyklu jest przyczyną zmniejszania się amplitudy drgań, czyli ich zanikania. Przy drganiach wymuszonych występuje równowaga wprowadzonej i utraconej energii, co powoduje utrzymywanie się określonych amplitud drgań. Przy cyklicznym odkształcaniu układu zależność przemieszczania od siły wymuszającej ma postać pętli histerezy (rys. 6.2).



Rys. 6.2. Zależność między wzbudzeniem i przemieszczeniem w jednym okresie drgań

Miarą tłumienia jest stosunek energii rozproszonej
 ΔU do energii elastycznego odkształcenia sprężysteg
oU

$$\varphi(a) = \frac{\Delta U(a)}{U(a)} \tag{42}$$

Tłumienie drgań ocenia się za pomocą odpowiednich współczynników. Jednym z nich jest logarytmiczny dekrement tłumienia δ

$$\delta = \ln \frac{a_i}{a_i + 1} \tag{43}$$

gdzie a_i oraz a_i + 1 są amplitudami drgań zanikających (rys. 6.3).



Rys. 6.3. Przebieg swobodnych drgań zanikających

W modelu liniowego układu drgającego o jednym stopniu swobody: $m\ddot{x} + b\dot{x} + kx = Pe^{i\omega t}$, wartość graniczną pomiędzy ruchem okresowym i zanikającym ruchem aperiodycznym wyznacza zależność $b^2 - 4mk = 0$.

Stąd można wyznaczyć i zdefiniować pojęcie tłumienia krytycznego

$$b_{kr} = 2m\sqrt{\frac{k}{m}} = 2m\,\omega_0 \tag{44}$$

Można teraz zdefiniować bezwymiarowy współczynnik tłumienia jako stosunek współczynnika tłumienia b do $b_{\rm kr}$:

$$\alpha = \frac{b}{b_{kr}} \tag{45}$$

Współczynnik ten jest najczęściej stosowaną miarą tłumienia w badaniach drgań konstrukcji lotniczych.

Metoda analizy zanikania drgań

Jeżeli w stanie ustalonych drgań rezonansowych nastąpi przerwanie wzbudzania, to po pewnej liczbie wahnięć drgania zanikną.

W rezonansie, którego modelem jest układ o jednym stopniu swobody, przebieg zanikających drgań swobodnych przedstawia zależność:

$$x(t) = e\left(-\frac{bt}{2m}\right)(\dot{A}\cos\omega_s t + \sin\omega_s t)$$
(46)

gdzie: $\omega_s = \frac{\sqrt{4mk - b^2}}{2m} = \omega_0 \sqrt{1 - \alpha^2}$, jest częstością zanikających drgań swobodnych.

Stosunek amplitud x(t) oraz x(t+T) wynosi: $\frac{x(t)}{x(t+T)} = e\left(\frac{b}{2m}\right)T$ (47)

gdzie: $T = \frac{2\pi}{\omega_s}$ (okres drgań), logarytm naturalny tego wyrażenia:

Logarytmiczny dekrement tłumienia δ oblicza się jako

$$\delta = \ln \frac{x(t)}{x(t+T)} = \frac{bT}{2m} = \frac{\pi b}{m\omega_s}$$
(48)

W praktyce do analizy przyjmuje się zamiast jednego okresu, dłuższy czas przebiegu drgań zanikających i wylicza uśredniony dekrement tłumienia:

$$\delta_N = \frac{1}{N} \ln \frac{x(t)}{x(t+NT)}$$
(49)

gdzie N – liczba wahnięć.

Po wstawieniu do (48) definicji współczynnika α (45) otrzymuje się:

$$\delta = 2\pi \alpha \frac{\omega_0}{\omega_s}, \quad \text{dla} \quad \frac{\omega_0}{\omega_s} \approx 1$$
$$\delta = 2\pi \alpha \quad \text{lub} \quad \alpha = \frac{\delta}{2\pi} \tag{50}$$

Metoda szerokości krzywej rezonansowej

Wzrost tłumienia objawia się zwiększeniem szerokości krzywej rezonansowej. Dla rezonansu, którego modelem jest układ o jednym stopniu swobody, przebieg amplitudy drgań w funkcji częstości wymuszania przedstawia zależność:

$$a = \frac{P}{\sqrt{\left(k - m\omega^2\right)^2 + \left(b\omega\right)^2}}$$
(51)

Przy założeniu, że maksymalna amplituda wystąpi przy częstości $\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}}$

i wykorzystaniu definicji współczynnika $\alpha = \frac{b}{b_{kr}}$, otrzymuje się:

$$a_{\max} = \frac{P}{2m\,\omega_0^2\,\alpha} \tag{52}$$

Przy częstości $\omega_1 = \omega_0 - \frac{\Delta\omega}{2}$, otrzymamy

$$a_{1} = \frac{P}{\sqrt{\left[k - m\omega_{0}^{2} + m\omega_{0}\Delta\omega - \frac{1}{4}m\left(\Delta\omega\right)^{2}\right]^{2} + 4m^{2}\omega_{0}^{4}\alpha^{2}\left(\omega_{0} - \frac{\Delta\omega}{2}\right)^{2}}}$$
(53)

Jeżeli założyć $\Delta \omega$ odpowiadające $\frac{a_1}{a_{\text{max}}} = \frac{1}{\sqrt{2}}$ oraz przyjąć, że $(\Delta \omega)^3 = (\Delta \omega^4) = 0$, to

$$\alpha = \frac{\Delta\omega}{2\omega_0} \tag{54}$$

Metoda impedancji

Dla rezonansu, którego modelem jest układ o jednym stopniu swobody, równanie impedancji przedstawia zależność [24]:

$$I = \frac{a}{P} = \frac{2\alpha\omega_0}{k\left[4\alpha^2 + \left(\frac{\omega_1 - \omega_0}{\omega_0}\right)^2\right]} - i\frac{\omega_1 - \omega_2}{k\left[4\alpha^2 + \left(\frac{\omega_1 - \omega_0}{\omega_0}\right)^2\right]}$$
(55)

Stosunek

$$\frac{I_{\rm Im}}{I_{\rm Re}} = \frac{\omega_{\rm l} - \omega_{\rm 0}}{2\alpha\omega_{\rm 0}} = \frac{\Delta\omega}{2\alpha\omega_{\rm 0}}$$
(56)

stąd więc
$$\alpha = \frac{\Delta \omega}{2\omega_0 \tan \xi}$$
 (57)

Metoda odległości ekstremów amplitudy a_{Im}

Składowa drgań przesunięta w fazie o $\frac{\pi}{2}$ w stosunku do siły wymuszającej w zakresie przyrezonansowym ma charakterystyczny przebieg pokazany na rys. 6.4.



Rys. 6.4. Przebieg amplitudy składowej urojonej drgań od częstości w zakresie przyrezonansowym

Miarą tłumienia jest położenie współrzędnych ω_1 i ω_2 ekstremów [166]. Dla modelu o jednym stopniu swobody przebieg a_{Im} przedstawia zależność:

$$a_{\rm Im} = P \frac{k - m\omega^2}{k^2 + m^2 \omega^4 - 2km\omega^2 + b^2 \omega^2}$$
(58)

$$\frac{da_{\rm Im}}{d\omega} = 0 \Leftrightarrow m^3 \omega^4 - 2m^2 \omega^2 k + k^2 m - b^2 k = 0$$
⁽⁵⁹⁾

Przy założeniu, że $\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}}$ oraz $b = 2\alpha m \omega_0$, otrzymuje się

$$\left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^4 - 2\left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2 + 1 - 4\alpha^2 = 0$$
(60)

stąd

$$\frac{\omega_{1,2}}{\omega_0} = \sqrt{1 \pm 2\alpha} \tag{61}$$

więc

$$\alpha = \frac{\omega_2^2 - \omega_1^2}{2\left(\omega_2^2 + \omega_1^2\right)} \tag{62}$$

W podsumowaniu stwierdzamy, że dla układu liniowego o jednym stopniu swobody opracowano kilka metod wyznaczania współczynnika tłumienia drgań konstrukcji. Metody te polegają na przyporządkowaniu zmierzonym przebiegom odpowiednich zależności teoretycznych wynikających z modelu, przy czym zbieżność wyników badań i właściwości modelu zachodzi tylko w pewnych punktach.

Zależnościami tymi są:

- w metodzie drgań zanikających: amplitudy dwóch kolejnych wahnięć drgań zanikających,
- w metodzie szerokości krzywej rezonansowej: częstość rezonansowa oraz szerokość krzywej rezonansowej ($\Delta \omega$) zmierzona dla 0,7 a_{max} ,

- w metodzie mocy zespolonej: częstość rezonansowa, moc zmierzona przy częstości rezonansowej oraz tangens kąta nachylenia stycznej do krzywej obrazującej część urojoną mocy,
- w metodzie impedancji: częstość rezonansowa, pewna założona zmiana częstości w stosunku do częstości rezonansowej oraz wyznaczony dla nich stosunek składowej urojonej do rzeczywistej,
- w metodzie odległości ekstremów amplitudy a_{im}: współrzędne częstości odpowiadające ekstremom przyrezonansowego przebiegu składowej urojonej.

Jeżeli badany rezonans jest dobrze wyizolowany, wybór metody wyznaczania współczynnika tłumienia zależy jedynie od możliwości aparatury badawczej, takich jak szybkie i jednoczesne wyłączenie wzbudników, rejestracja i wizualizacja zanikania drgań, znajdowanie korelacji między siłą wzbudzającą i mierzoną krzywą rezonansową w celu przedstawienia jej w postaci składowych a_{Re} oraz a_{Im} czy też możliwość pomiaru siły wzbudzającej dla określenia mocy wzbudzania.

W przypadku badania rezonansów o zbliżonych częstościach mogą wystąpić dudnienia drgań wzbudzanych oraz dudnienia drgań zanikających.

Na rys. 6.5 przedstawiono przykład dudnienia drgań wzbudzanych



Rys. 6.5. Dudnienie drgań wzbudzonych o częstościach różniących się 10%

Jeśli okres dudnienia drgań jest długi, można popełnić błąd polegający na wyznaczeniu współczynnika tłumienia z przebiegu zanikania wynikającego z dudnienia, a nie zanikania wynikającego z rzeczywistego tłumienia.

W układzie z tłumieniem, po przerwaniu wymuszenia, drgania zanikają. Na rys. 6.6 przedstawiono przebieg zanikania drgań układu liniowego z tłumieniem α = 0,05.



W przypadku drgań o zbliżonych częstościach po przerwaniu wymuszenia może również wystąpić zjawisko dudnienia.

Przykład drgań zanikających z dudnieniem przedstawiono na rys. 6.7.



Rys. 6.7. Zanikanie drgań z dudnieniem

Współczynnik tłumienia wyznaczony zgodnie ze wzorem (49) na podstawie pierwszego odcinka drgań zanikających (rys 6.7) może być większy od współczynnika rzeczywistego. Na kolejnym odcinku tego samego przebiegu drgań jest możliwe wyznaczenie mniejszej lub nawet ujemnej wartości współczynnika tłumienia drgań.

7. OBIEKT BADAŃ, APARATURA I WYPOSAŻENIE LABORATORYJNE

Obiekt latający, swobodny w powietrzu, w laboratorium musi być zawieszony lub podparty. Zawieszenie jest czynnikiem zewnętrznym, który powoduje, że pomiarom nie podlega obiekt swobodny, lecz układ obiekt – zawieszenie. Zawieszenie wprowadza dodatkowe rezonanse. Zamiast zmierzyć parametry rezonansów obiektu swobodnego, mierzy się rezonanse obiektu zawieszonego oraz dodatkowo rezonanse obiektu na zawieszeniu. Aby odróżnić rezonanse obiektu na zawieszeniu od rezonansów obiektu zawieszonego, stosuje się zwykle zawieszenie na tyle podatne, aby rezonanse na zawieszeniu miały częstości wyraźnie niższe. Rezonanse obiektu swobodnego nie są identyczne z rezonansami obiektu zawieszonego, ponieważ te ostatnie zostają zdeformowane przez dodaną sztywność zawieszenia.

Wyniki badań rezonansowych są obarczone największymi błędami dla rezonansów obiektu swobodnego, których częstość jest najbliższa częstościom konstrukcji na zawieszeniu. W praktyce najczęściej zdeformowaniu przez zawieszenie ulega 2-węzłowe zginanie skrzydeł.

Na rys. 7.1 i 7.2 przedstawiono postać drgań szybowca na zawieszeniu oraz postać drgań (2-węzłowe zginanie skrzydeł) tego samego szybowca zawieszonego.



f= 0.92

Rys. 7.1. Szybowiec Jantar 2B – postać drgań na zawieszeniu



f=1.76

Rys. 7.2. Szybowiec Jantar 2B – postać drgań – 2-węzłowe zginanie skrzydeł szybowca zawieszonego

W celu przeprowadzenia analizy tego przypadku zdefiniowano:

f₀ – częstość poszukiwanego rezonansu obiektu swobodnego,

 f_1 – częstość rezonansu obiektu na zawieszeniu (odpowiadająca f_0),

f₂ – częstość rezonansu obiektu drgającego na zawieszeniu (zmierzona),

*f*_{*} – częstość rezonansu zawieszenia wyznaczona jako pierwiastek stosunku sztywności zawieszenia (np. gumowych sznurów) i rzeczywistej masy obiektu.

Dla oceny stopnia zniekształcenia rezonansu obiektu swobodnego przez sztywność zawieszenia opracowano metodę, która wymaga doświadczalnego wyznaczenia częstości f_1 i f_2 oraz pomiarowo-obliczeniowego wyznaczenia częstości f_* .

Zależność częstości zawieszenia f_* i częstości na zawieszeniu f_1 od częstości obiektu zawieszonego f_2 i częstości obiektu swobodnego jest opisana równaniem [166], [209]:

$$\frac{f_2}{f_0} = \frac{1}{\frac{f_1}{f_2}}$$
(64)

Zależność tę przedstawiono na rys. 7.3.



Rys. 7.3. Kryterium zawieszenia

Wykorzystując tę zależność, projektuje się zawieszenia obiektu badań oraz wyznacza skorygowaną wartość częstości *f*₀.

W badaniach powinna istnieć możliwość przyłożenia wzbudników drgań w różnych punktach obiektu. Równocześnie wzbudniki nie mogą swoją sztywnością i masą zniekształcać parametrów badanego obiektu.

Problem ten rozwiązano dzięki skonstruowaniu oryginalnego mobilnego modułowego zestawu oprzyrządowania, w którym wzbudniki drgań zostały zawieszone sprężyście [163].
Zestaw modułów oprzyrządowania pokazano na rys. 7.4. Na rys. 7.5 przedstawiono wzbudniki pracujące w modelowym oprzyrządowaniu.



Rys. 7.4. Modułowy zestaw oprzyrządowania



Rys. 7.5. Wzbudniki użyte do wzbudzania drgań skrzydła samolotu

BADANIA REZONANSOWE OBIEKTÓW LATAJĄCYCH – METODY I ANALIZA WYNIKÓW 37

Do przeprowadzenia prób rezonansowych wykorzystano zestaw aparatury francuskiej firmy PRODERA. Zestaw składał się z 8 kanałów wzbudzania, 200 kanałów pomiaru oraz urządzeń sterujących, analizujących i rejestrujących wyniki pomiarów. Do wzbudzenia drgań używano elektrodynamicznych wzbudników o maksymalnej amplitudzie siły wzbudzającej 50 N i 200 N. Do pomiaru drgań używano piezoelektrycznych czujników przyspieszeń.

Schemat i wygląd bloków aparatury oraz w pełni oprzyrządowany samolot podczas badań rezonansowych przedstawiono na rys. 7.6 i 7.7.



Rys. 7.6. Część sterująco-pomiarowa zestawu aparatury



Rys. 7.7. Samolot M-18 w trakcie prób rezonansowych

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA NR 209

8. UWAGI O WIARYGODNOŚCI WYNIKÓW BADAŃ REZONANSOWYCH

Konsekwencje przyjętych modeli

Jeżeli celem badań rezonansowych jest doświadczalne wyznaczenie współczynników w liniowych równaniach dynamiki, to badany obiekt jest "widziany" z perspektywy teorii i modelu, dla którego te współczynniki mają być wyznaczone.

Zgodnie z liniową teorią realizuje się rozprzęganie rezonansów tak, aby odpowiadały modelowi układu o jednym stopniu swobody.

Przyjęta teoria i model określają, co mamy mierzyć, w jaki sposób zbudować aparaturę pomiarową i jak zinterpretować wyniki.

Powodem błędu metody może być niedostrzeganie z perspektywy modelu np. zjawisk nieliniowych.

Przykładem zjawiska niedostrzeganego przez liniowy model są luzy, które to zagadnienie omówiono w dalszej części pracy.

Porównywalność wyników badań

Ważnym zagadnieniem jest porównywalność wyników badań rezonansowych wykonywanych w różnych laboratoriach. W tym celu podpisano europejskie porozumienie i zbudowano model wzorcowy. Model ten posiada właściwości, których zbadanie obejmuje typowy program badań rezonansowych.

Na fotografii pokazano model wzorcowy zbadany w 12 europejskich laboratoriach. W wyniku tych międzylaboratoryjnych badań stwierdzono, że: "Chociaż metody i wyposażenie użyte przez różnych uczestników programu były bardzo różne, to wyniki zgadzały się bardzo dobrze" [12].

Autorowi wydaje się jednak, że model wzorcowy był stosunkowo prosty, pozbawiony ruchomych elementów sterowania, oraz luzów, które to elementy komplikują pomiary i są źródłem rozrzutu wyników.



Rys. 8.1. Model wzorcowy badań rezonansowych (Garteur Group)

Konsekwencje przyjętych metod badawczych

W badaniach rezonansowych rejestruje się częstość wzbudzania oraz amplitudę wzbudzanych drgań struktury. Złożenie tych dwóch parametrów daje charakterystyki amplitudowo-częstościowe. Metody wyznaczania częstości rezonansowych oraz współczynników masy i tłumienia bazują na interpretacji tych charakterystyk.

Na kształt i przebieg ChAC wpływają rozkłady UHSW, bliskość częstości dwu rezonansów oraz występowanie luzów. W przypadku postaci i częstości oraz współczynników masy i sztywności istnieje możliwość porównania ich z wynikami obliczeń. Taka możliwość nie istnieje w przypadku tłumienia.

Spośród prezentowanych metod do badań współczynników tłumienia wybrano metodę odległości ekstremów części urojonej ChAC. Metoda bazująca na odczycie współrzędnych dwóch maksimów części urojonej ChAC jest wolna od błędów spowodowanych dodawaniem się przebiegów pochodzących od innych bliskich rezonansów.

9. WYKORZYSTANIE WYNIKÓW BADAŃ REZONANSOWYCH W ANALIZIE FLATTERU

Obiekty latające przemieszczają się w strugach opływającego je powietrza. Struktury obiektów latających odkształcają się, co powoduje zmiany oddziałujących na nie sił aerodynamicznych.

W zjawiskach tego typu biorą udział trzy rodzaje sił:

- E siły elastyczne (sprężystości),
- M siły bezwładności (masowe),

A – siły aerodynamiczne.

Klasyfikację zjawisk generowanych przez siły **E**, **M**, **A** przedstawia się za pomocą schematu nazywanego aeroelastycznym trójkątem sił (A.R. Collar).



Rys. 9.1. Aeroelastyczny trójkąt sił

Do grupy zjawisk dynamicznych, w których występują wzajemne oddziaływania sił aerodynamicznych (A), sił elastycznych (sprężystych) (E) oraz sił masowych (M) należą:

- flatter,
- stateczność dynamiczna samolotu odkształcalnego,
- reakcja dynamiczna samolotu odkształcalnego,
- buffeting.

Z siłami elastycznymi (sprężystymi) (E) oraz siłami aerodynamicznymi (A) związane są zjawiska aeroelastyczności statycznej:

- stateczność statyczna samolotów odkształcalnych,
- rozbieżność skrętna (dywergencja) powierzchni nośnych samolotów,
- odwrotne działanie (rewers) sterów.

Z siłami elastycznymi (E) oraz siłami (M) związane są zjawiska drgań struktury.

W wyniku badań rezonansowych otrzymuje się informacje o właściwościach masowo-sztywnościowych obiektu, na który składają się:

- postacie drgań rezonansowych,
- częstości drgań rezonansowych,
- współczynniki masy uogólnionej,
- współczynniki tłumienia.

Wyniki badań rezonansowych można wykorzystywać do badań wszystkich zjawisk, w których występują siły elastyczne (E), tzn. zjawisk dynamicznych, zjawisk aeroelastyczności statycznej oraz zjawisk drgań mechanicznych.

Jako przykład wykorzystania wyników badań rezonansowych wybrano badanie zjawiska flatteru.

Flatter jest niestatecznością ruchu odkształcalnego obiektu, w którym na skutek wzajemnego oddziaływania sił aerodynamicznych, sił masowych oraz sił elastycznych (sprężystych) energia kinetyczna pobierana z przepływającego powietrza zmienia się w energię drgań struktury (samolotu) prowadząc najczęściej do zniszczenia konstrukcji. Zjawisko flatteru występuje powyżej pewnej prędkości przepływu (lotu) nazywanej prędkością krytyczną flatteru. Celem badania zakresu swobody od flatteru jest wyznaczenie prędkości krytycznej.

Stosowane w praktyce metody analizy flatteru oparte są na rozwiązaniach równań ruchu w dziedzinie częstości.

Do analiz wykorzystuje się tzw. równanie flatteru [102].

$$\left(-\omega^{2}[\mathbf{M}]+[\mathbf{K}]\right)\{\mathbf{q}\}=\rho\,\omega^{2}\left[\mathbf{A}(k)\right]\{\mathbf{q}\}$$
(65)

gdzie:

 $\{\mathbf{q}\}$ – wektor współrzędnych,

- **[M]** macierz masowa,
- [K] zespolona macierz sztywnościowa,
- $[\mathbf{A}(k)]$ zespolona macierz aerodynamiczna, której elementy są funkcjami częstości zredukowanej;

$$k = \frac{\omega \cdot b}{V} \tag{66}$$

- $\omega\,$ częstość kołowa,
- *b* długość odniesienia,
- V prędkość przepływu swobodnego,
- $\rho\,$ gęstość przepływającego powietrza.

Zespolona macierz sztywności jest sumą

$$[\mathbf{K}] = [\mathbf{C}] + i[\mathbf{G}] \tag{67}$$

gdzie:

 $\left[\mathbf{C}
ight]$ – macierz sztywności,

[G] – macierz tłumienia strukturalnego.

Równanie flatteru (dla założonej wartości częstości zredukowanej) jest układem jednorodnym równań liniowych z parametrem ω .

$$\left(\omega^{2}\left(\left[\mathbf{M}\right]+\rho\left[\mathbf{A}(k)\right]\right)-\left[\mathbf{K}\right]\right)\left\{\mathbf{q}\right\}=0$$
(68)

Wyniki badań rezonansowych wykorzystuje się do identyfikacji lub weryfikacji albo identyfikacji i weryfikacji równocześnie parametrów modelu flatterowego.

Wyniki badań rezonansowych umożliwiają określenie macierzy mas, zespolonej macierzy sztywności oraz macierzy aerodynamicznej.

Praktycznie można wyodrębnić trzy warianty przygotowania danych niezbędnych do zbudowania równań flatteru.

- Wariant czysto analityczny, gdzie na podstawie danych geometrycznych oraz masowo-sztywnościowych wylicza się potrzebne współczynniki,
- Wariant analityczno-doświadczalny, gdzie analitycznie przygotowane rozkłady mas kojarzy się z postaciami drgań zmierzonymi w badaniach rezonansowych oraz
- Wariant doświadczalny, w którym wykorzystuje się zmierzone postacie drgań jak również uogólnione współczynniki mas i sztywności.

W każdym z wariantów można wykorzystać zmierzone doświadczalnie współczynniki tłumienia konstrukcyjnego.

10. NIETYPOWE PRZYPADKI I BŁĘDY W DOŚWIADCZALNYM BADANIU DRGAŃ

Badania doświadczalne stawiają badaczowi szczególne wymagania wynikające z bezpośredniego kontaktu z konstrukcją. Badacz poznaje rzeczywistość nie tylko za pomocą aparatury badawczej, ale równocześnie dzięki własnym zmysłom, wspomaganym doświadczeniem i wiedzą.

Zadaniem badacza jest wyjaśnienie, uporządkowanie i interpretacja poznanych zjawisk. Szczególnym wyzwaniem jest dostrzeżenie i wyjaśnienie wszelkich zjawisk nietypowych odbiegających od standardów i rutyny. Część takich zjawisk wynika z popełnionych błędów. Odkrycie tych błędów wzbogaca doświadczenie i umożliwia modyfikację metod badawczych. Czasami zdarza się również, że nietypowe wyniki badań są inspiracją do nowych odkryć i lepszego poznania rzeczywistości.

Podręczniki i publikacje zawierają wiedzę uznaną i akceptowaną. Nietypowe lub błędne wyniki badań najczęściej nie są publikowane.

10.1. Poszukiwanie uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej można zautomatyzować. W przypadku użycia dostatecznie dużej liczby wzbudników "próby mogą wykonać się same". Wychodząc z tego założenia przygotowano program, który umożliwiał automatyczny dobór sił. Program został wykorzystany w próbach rezonansowych szybowca. Do każdego ze skrzydeł przyłożono po 4 elektrodynamiczne wzbudniki drgań i automatycznie zrealizowano procedurę doboru UHSW przystosowanej.

Zbadano rezonans o postaci 2-węzłowe zginanie skrzydeł. Jego zmierzona częstość wynosiła 6 Hz, podczas gdy rzeczywista częstość rezonansu o postaci 2-węzłowe zginanie skrzydeł wynosiła 1,5 Hz, a więc 4 razy mniej. Jednym z zadań badawczych było wyjaśnienie tej różnicy.

Skąd taka różnica?

Wzbudnik elektrodynamiczny jest to cewka drgająca w zmiennym polu elektromagnetycznym. W użytych wzbudnikach cewki były zawieszone (prowadzone) za pomocą dwóch sprężystych membran, które zmieniły właściwości badanej konstrukcji. Sztywność 16 membran dodana w końcowych częściach wiotkich skrzydeł szybowca wpłynęła na zniekształcenie wyniku pomiaru.

Poprawny sposób wzbudzenia tego rezonansu był możliwy za pomocą jednego wzbudnika umieszczonego pod kadłubem w osi skrzydeł.

Poprawny i błędny sposób wzbudzania przedstawiono na rys. 10.1.



Rys. 10.1. Badanie rezonansu o postaci 2-węzłowe symetryczne zginanie skrzydeł szybowca: a) wzbudzanie poprawne, b) wzbudzanie błędne

10.2. Badacz musi podjąć decyzję o wykonaniu pomiarów przy "jakiejś" amplitudzie wzbudzanych drgań. Nie może to być amplituda zbyt mała, gdyż w takim przypadku może nie wystarczyć energii do pokonania luzów i tarcia suchego, których wpływ zanika przy większych amplitudach.

Ponieważ badania wykonuje się najczęściej przed pierwszym lotem prototypu, nie można dokonać wyboru amplitud odpowiadających drganiom występującym w eksploatacji.

W opisywanym przypadku wykonywano pomiary zależności amplitudy drgań rezonansowych od wartości UHSW. Uzyskane zależności miały przebieg przedstawiony na rys. 10.2.



Rys. 10.2. Zależność amplitudy drgań rezonansowych od wartości siły wzbudzającej: AB – zakres działania toru pomiarowego, BC – pomiar poza zakresem pomiarowym czujników Poszukiwanie przyczyn takiego przebiegu badanej zależności ujawniło, że powodem zmiany nachylenia (liniowej) charakterystyki było przesterowanie przedwzmacniaczy czujników drgań. Używano piezoelektrycznych czujników przyśpieszeń, których sygnał pomiarowy był proporcjonalny do generowanego ładunku. Zbyt duży ładunek "nasycał" przedwzmacniacze. W tego typu pomiarach punkt *B* został przyjęty jako maksymalna wartość amplitudy drgań możliwych do mierzenia w trakcie prób.

10.3. W odstępie kilku dni zmierzono dwie różne częstości tego samego rezonansu układu sterowania samolotu. Po analizie obydwóch pomiarów stwierdzono, że różnica wynikała z użycia różnych wielkości UHSW.

Zbadano zależność częstości drgań rezonansowych od wielkości UHSW, uzyskując przebieg pokazany na rys. 10.3 – krzywa *A*. Dalsze badania doprowadziły do zdefiniowania pojęcia luzu uogólnionego przedstawionego w rozdziale 11.

W rezonansach struktury luzy są zazwyczaj znacznie mniejsze, dlatego częstości drgań tych rezonansów w niewielkim stopniu zależą od wielkości UHSW (krzywa *B* na rys. 10.3).



Rys. 10.3. Zależność częstości drgań rezonansowych układu sterowania z luzem (A) oraz rezonansu struktury (B) od wartości UHSW

Wartość UHSW oznaczoną jako P_1 uznano za odpowiednią do pomiarów rezonansu struktury ze względu na największe różnice częstości drgań i najmniejszy wzajemny wpływ obydwu rezonansów [200].

UHSW o wartości P₂ wzbudzała rezonanse o zbliżonych częstościach, temu zagadnieniu poświęcono rozdział 12 niniejszej pracy.

10.4. Stery samolotu odrzutowego pracują zazwyczaj w środowisku szerokopasmowego oddziaływania akustycznego silników. Zadaniem było wyjaśnienie zjawiska oddziaływania fali akustycznej, a w szczególności ocena wpływu hałasu na trwałość powierzchni sterów. Na szerokopasmowe wymuszanie akustyczne ster odpowiadał jak układ o jednym stopniu swobody. Postać tych drgań pokazano na rys. 10.4 [178].



Rys. 10.4. Postać drgań rezonansowych steru wymuszonych przez szerokopasmowe wymuszanie akustyczne pochodzące od silnika odrzutowego

Badania rozpoczęto od wykonania prób rezonansowych. O udział w drganiach steru podejrzewano kilka ze zidentyfikowanych rezonansów. W drugim kroku użyto tensometrów, które naklejono w punktach umożliwiających identyfikację tych częstości rezonansowych, które mogły wpłynąć na zachowanie się układu. Wynik pomiarów tensometrycznych jednoznacznie przesądził, że odpowiedzią steru jest rezonans o jednym stopniu swobody o postaci pokazanej na rysunku.

Efektem tych badań było opracowanie metody rezonansowego odtwarzania obciążeń akustycznych, przedstawionej w rozdziale 16.

10.5. Nietypowe zjawisko zaobserwowano podczas prób rezonansowych samolotu 2-silnikowego. W pierwszej kolejności zidentyfikowano rezonans, w którym silniki i skrzydła drgały symetrycznie w płaszczyźnie poziomej. Postać tego rezonansu przedstawiono na rys. 10.5.

W drugiej kolejności zidentyfikowano rezonans, w którym silniki i skrzydła drgały antysymetrycznie w płaszczyźnie poziomej. Postać tego rezonansu przedstawiono na rys. 10.6.

Obydwa rezonanse miały tę samą częstość. Wyciągnięto więc wniosek, że obydwa rezonanse mają charakter lokalny i są zlokalizowane w układzie silnik– -skrzydło samolotu. Ten przypadek otworzył nowy kierunek badań na temat występowania rezonansów o jednakowych lub bliskich częstościach.

W dalszych badaniach zastosowano wzbudzanie tylko jednego skrzydła i jednego silnika, uzyskując przy takiej samej częstości asymetryczną postać drgań rezonansowych. Postać tę przedstawiono na rys. 10.7.



Rys. 10.7. Poziome asymetryczne wychylanie skrzydła i silnika

Trzeci przypadek stworzył pełen obraz możliwości występowania tego rezonansu, w którym postać drgań rezonansowych jest zależna od konfiguracji wymuszenia i może obejmować całą rodzinę symetrycznych, antysymetrycznych i asymetrycznych drgań.

Podsumowanie

Wyniki i przebieg badań doświadczalnych na bieżąco dostarczają badaczowi wielu nowych wyzwań. Badacz-profesjonalista musi znaleźć odpowiedź i wytłumaczenie wszystkich wątpliwości.

Wyjaśnione i zidentyfikowane przypadki były dla autora inspiracją do opracowania modyfikacji i nowych procedur badawczych. Dzięki temu przyjęto tezę, iż skrupulatna obserwacja zachowania się badanego obiektu oraz wyjaśnienie wszelkich wątpliwości prowadzi do powstania nowych wartości i nowej wiedzy. Udowodnienie tej tezy stanowi jeden z wątków tego opracowania.

11. LUZ UOGÓLNIONY I REZONANSOWY SPOSÓB JEGO POMIARU

Luz jest to odcinek niesprężystego ruchu względnego współpracujących ze sobą elementów konstrukcji. Luzy istniejące w elementach konstrukcji ujawniają się w różnym stopniu w zależności od postaci drgań.

Model układu drgającego z luzem L przedstawiono na rys. 11.1 [215].



Rys. 11.1. Model układu z luzem

Na rys. 11.2 pokazano zależność częstości drgań rezonansowych od amplitudy dla układu bez luzu (prosta *A*), modelu przedstawionego na rys. 11.1 (krzywa *B*) i rzeczywistej konstrukcji z luzem (krzywa *C*).



Rys. 11.2. Zależność częstości drgań rezonansowych od amplitudy: A – układu bez luzu, B – modelu według rys. 11.1, C – rzeczywistej konstrukcji z luzem

W drganiach układów z luzem w miarę wzrostu amplitudy drgań maleje w nich udział luzu. Wraz ze zmniejszeniem się udziału luzu w całkowitej amplitudzie drgań częstość rezonansowa rośnie i zbliża się do częstości układu bez luzu. Zależność częstości drgań rzeczywistych rezonansów od ich amplitudy w przedziale większych amplitud drgań jest identyczna z zależnością teoretyczną wynikającą z modelu. W przedziale małych amplitud, począwszy od granicy mierzalności, wraz ze wzrostem amplitudy drgań rezonansowych częstość maleje. Zjawisko można próbować wyjaśnić jako stan "niepełnego" rozwinięcia się drgań całego układu z powodu niewystarczającej energii wzbudzania, która jest potrzebna do pokonania np. tarcia suchego.

Dla modelu układu z luzem względną zależność amplitudy luzu od częstości rezonansowych opisuje zależność [215]:

$$\frac{L}{a} = \frac{1}{1 + \frac{2}{\pi} \frac{1}{\left[\frac{f_{0rez}}{f_{rez}} - 1\right]}}$$
(69)

gdzie: L – amplituda luzu, a – amplituda drgań rezonansowych, f_{0rez} – częstość drgań rezonansowych bez luzu, f_{rez} – częstość drgań rezonansowych z luzem L.

Zależność tę przedstawiono graficznie na rys. 11.3.



Rys. 11.3. Zależność względnej wartości luzu od zmian częstości rezonansowych

Zależność przedstawiona na rysunku 11.3 umożliwia doświadczalne wyznaczenie luzu uogólnionego, rozumianego jako suma luzów biorących udział w badanym rezonansie.

Na podstawie zależności przedstawionych na rysunkach 11.1, 11.2 i 11.3 zaproponowano metodę pomiaru wielkości luzu uogólnionego według algorytmu jak na rys. 11.4.



Rys. 11.4. Algorytm rezonansowego pomiaru luzu uogólnionego

Przykłady rezonansów, w których można oczekiwać istotnego udziału luzów to np.:

- rezonanse układów sterowania o postaciach: zgodne wychylenie sterownicy i powierzchni sterowej, gdzie luz w układzie jest ograniczony jedynie przez sztywność mięśni pilota (bezwęzłowe),
- rezonanse układu sterowania o postaciach: przeciwne wychylenie sterownicy i powierzchni sterowej (jednowęzłowe),
- zginanie łopat wirnika nośnego śmigłowców w płaszczyźnie obrotu.

12. REZONANSE O JEDNAKOWYCH LUB BLISKICH CZĘSTOŚCIACH

Wśród badanych rezonansów występują przypadki bliskich lub jednakowych częstości rezonansowych.

Fakt istnienia rezonansów o jednakowych częstościach potwierdza przykład pręta o przekroju kwadratowym lub okrągłym. Pręt taki posiada rezonanse o postaciach: zginanie w kierunku osi *x* oraz zginanie w kierunku osi *y*, które mają jednakowe częstości.

W badaniach o właściwościach rezonansu wnioskuje się na podstawie odpowiedzi na wzbudzane drgania obiektu. O istnieniu rezonansów o zbliżonych częstościach można wnioskować z obserwacji dudnień przebiegów drgań w czasie, zlewania się dwóch lub więcej krzywych rezonansowych albo istnienia bardzo blisko leżących prążków w analizie widmowej. W przypadku rezonansów o jednakowych częstościach nie występuje dudnienie, ponieważ obydwa przebiegi dodają się, a krzywe rezonansowe nakładają się na siebie. Następuje również nałożenie się prążków widma. Wobec tego można spodziewać się, że w procesie badań rezonansu o zbliżonych lub jednakowych częstościach wystąpią dodatkowe trudności w ich wyizolowywaniu.

Badanie właściwości układu o zbliżonych lub jednakowych częstościach rezonansowych przeprowadzono na modelu o dwóch stopniach swobody, a ich wyniki przedstawiono na rys. 12.1 i 12.2.

Postać drgań takiego układu jest stosunkiem amplitud drgań masy "1" oraz masy "2".

Gdy $K \neq 0$ (rys. 12.1) siły przystosowane wzbudzały drgania o postaciach rezonansowych niezależnie od częstości wzbudzania. Postacie drgań wzbudzane siłami nieprzystosowanymi zmieniały się wraz z częstością wzbudzania.

Jeżeli
$$K \to 0$$
 to $\frac{k_1}{m_1} = \frac{k_2}{m_2}$ oraz $\omega_1 \to \omega_2$ (70)

i w takim przypadku analizowany układ o dwóch stopniach swobody przekształca się w dwa układy niezależne, każdy o jednym stopniu swobody. Przypadek ten zobrazowano na rys. 12.2. W tym przypadku dowolny rozkład UHSW

 $\left(rac{P_1}{P_2}
ight)$ jest siłą przystosowaną, a więc siłą wzbudzającą drgania o postaci rezo-

nansowej, oraz każda postać wzbudzanych drgań jest postacią rezonansową. Oznacza to, że w przypadku rezonansów o jednakowych częstościach, kombinacja liniowa postaci rezonansowych jest postacią rezonansową układu. Taką postać rezonansową wzbudza siła przystosowana będąca kombinacją liniową sił przystosowanych obydwóch rezonansów.

Na rys. 12.3 i 12.4 przedstawiono składowe rzeczywiste charakterystyk częstościowo-amplitudowych mas modelu o dwóch stopniach swobody z niezbyt dużym tłumieniem dla różnych wartości sztywności *K* sprężyny sprzęgającej.

Przy dużej sztywności *K* występują niezależne krzywe obydwu rezonansów. Zmniejszenie sztywności *K* w stosunku do pozostałych sztywności powoduje zbliżenie się częstości obydwu rezonansów oraz coraz większe nakładanie się ich krzywych rezonansowych.

Nakładające się krzywe rezonansowe przyjmują dwie charakterystyczne postacie: z podwójnym garbem lub przejściem w przeciwfazę. W układzie tłumionym nałożenie się obydwu krzywych występuje nie tylko przy jednakowych częstościach, ale również przy częstościach bliskich o różnicy częstości poniżej pewnego $\Delta \omega$, zależnego od wielkości tłumienia.



Rys. 12.1. Postacie drgań nietłumionego układu dwumasowego przy różnych rozkładach UHSW o K≠0







Rys. 12.3. ChAC masy "2" dla różnych wartości sprężystości K

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA NR 209



Rys. 12.4. ChAC masy "1" dla różnych wartości sprężystości K



Rys. 12.5. Badania rezonansowe samolotu AN-28

Na rys. 12.6 przedstawiono przykład dwóch rezonansów o jednakowych częstościach: symetrycznego i antysymetrycznego poziomego kołysania silników i skrzydeł samolotu dwusilnikowego [185].

W przypadku rezonansów o zbliżonych częstościach, z których co najmniej jeden ma własności nieliniowe, różnica częstości może się zmieniać w zależności od wartości UHSW. Zjawisko takie ma miejsce np. w przypadku występowania luzów. Można wtedy przez zmianę wartości uogólnionej harmonicznej siły wzbudzającej znaleźć taką jej wartość, przy której częstości obydwu rezonansów będą najbardziej od siebie oddalone. Właściwość tę wykorzystano do opracowania metody badania rezonansów o zbliżonych częstościach, z których co najmniej jeden ma własności nieliniowe [200], która polega na wyznaczeniu zależności i dokonaniu pomiarów podczas wzbudzania drgań UHSW o wartości P_0 .



Rys. 12.6. Rezonanse o jednakowych częstościach symetryczne i antysymetryczne poziome kołysanie silników i skrzydeł samolotu dwusilnikowego

13. SKALOWANIE REZONANSOWE I SPOSÓB POMIARÓW DRGAŃ EKSPLOATACYJNYCH

Drgania są to procesy, w trakcie których wielkości fizyczne układu na przemian rosną i maleją w czasie. W rozpatrywanym przypadku, tymi wielkościami fizycznymi są przemieszczenia i naprężenia elementów konstrukcji. Pomiary przemieszczeń dokonywane są w miejscach, w których są one największe, a więc na końcach skrzydeł, stateczników, sterów, klap i lotek. Pomiary naprężeń prowadzone są tam, gdzie występuje duże wytężenie materiału konstrukcji.

Celem niniejszej części rozprawy jest opracowanie doświadczalnej metody wyznaczania relacji pomiędzy przemieszczeniami i naprężeniami występującymi podczas drgań konstrukcji. Metoda została nazwana skalowaniem rezonansowym.

Istotą tej metody jest wyznaczanie relacji przemieszczenia – naprężenia w kilku wybranych rezonansowych postaciach drgań konstrukcji.

Metodę zastosowano w badaniach drgań samolotów przy pracujących silnikach. Doświadczenia pokazały możliwość wiarygodnego pomiaru drgań przy użyciu nawet jednego tensometru [161], [173], [174], [179], [180], [181], [202], [211].

Skalowanie rezonansowe - definicja i procedura

Skalowanie rezonansowe to doświadczalne wyznaczanie relacji pomiędzy amplitudą przemieszczeń (mierzoną w punkcie, w którym są one znaczące) a amplitudą naprężeń (mierzoną w punkcie znacznego wytężenia materiału), dla wybranych rezonansów konstrukcji.

Dla każdego z branych pod uwagę rezonansów tensometry mają inną charakterystykę skalowania.

Skalowanie rezonansowe przebiega według procedury opisanej na rys. 13.1.



Rys. 13.1. Procedura skalowania rezonansowego

Testowanie metody na stoisku laboratoryjnym

Testowanie metody przeprowadzono na specjalnym stoisku, które składało się z belki wspornikowej, symulującej koniec kadłuba i zamocowanego na niej kompletnego usterzenia poziomego samolotu. Sztywność kadłuba była regulowana zmianami długości belki, sztywność układu sterowania zmianami długości sprężyny. Schemat stanowiska przedstawiono na rys. 13.2.



Rys. 13.2. Schemat stoiska laboratoryjnego

Czujniki umieszczono na końcach statecznika oraz na krawędzi spływu steru wysokości. Tensometry przyklejono na dźwigni steru oraz na stateczniku i sterze w przekrojach największego przewidywanego wytężenia materiału. Pomiędzy jedno z okuć a belkę stanowiska wprowadzono dodatkowo specjalny łącznik ze statycznie wyskalowanym tensometrem. Tensometry naklejono również na okuciach statecznika.

Na stoisku udało się odtworzyć drgania rezonansowe, których postacie przedstawiono na rys. 13.3. Wyniki skalowania przedstawiono na rys. 13.4 i 13.5.



f=10 Hz Skręcanie kadłuba



f=14,6 Hz 2-węzłowe skręcanie kadłuba

f=24 Hz Antysymetryczne wychylanie steru wysokości

f=50 Hz

Zginanie symetryczne steru wysokości

Rys. 13.3. Postacie drgań rezonansowych odtworzonych i badanych na stoisku laboratoryjnym



Rys. 13.4. Skalowanie rezonansowe zależności naprężeń mierzonych u nasady statecznika poziomego od amplitudy drgań jego końcówki



Rys. 13.5. Skalowanie rezonansowe zależności momentu zawiasowego od amplitudy drgań krawędzi spływu steru wysokości

Pomiary drgań samolotów za pomocą tensometrów skalowanych rezonansowo

Badania laboratoryjne potwierdziły możliwość rezonansowego skalowania tensometrów. Dostarczyły również informacji ułatwiających wybór punktów pomiarowych. Otworzyło to możliwość prowadzenia pomiarów drgań obiektów latających za pomocą tensometrów skalowanych rezonansowo. Algorytm pomiaru drgań za pomocą tensometrów skalowanych rezonansowo przedstawiono na rys. 13.6.



Rys. 13.6. Algorytm pomiaru drgań eksploatacyjnych za pomocą tensometrów skalowanych rezonansowo

Poniżej przytoczono przykłady wyników pomiaru drgań statecznika i steru wysokości uziemionych samolotów z pracującymi silnikami. W omówionych badaniach do pomiaru drgań wykorzystywano tylko jeden tensometr.

Na rys. 13.7 przedstawiono wyniki rezonansowego skalowania tensometru przyklejonego na dźwigarze statecznika poziomego samolotu wyposażonego w silnik tłokowy.

Przy częstości 4,6 Hz występował rezonans o postaci "kołysanie samolotu na kołach", przy częstości 6,2 Hz – "skręcanie kadłuba", przy częstości 9,6 Hz – "2-węzłowe pionowe zginanie kadłuba", przy częstości 17,5 Hz – "zginanie statecznika".

Dla tego przypadku przeprowadzono równocześnie pomiar drgań za pomocą tensometru umieszczonego na dźwigarze oraz czujnika przyśpieszeń na końcu statecznika. Przebiegi zmierzonych drgań poddano analizie harmonicznej. Wyniki przedstawiono na rys. 13.8.



Rys. 13.7. Wyniki skalowania rezonansowego tensometru na dźwigarze statecznika poziomego samolotu tłokowego



Rys. 13.8. Analiza harmoniczna odkształceń na dźwigarze oraz przyspieszeń na końcu usterzenia poziomego samolotu wyposażonego w silnik tłokowy

W przedziale do 20 Hz tensometr na dźwigarze zarejestrował 4 rezonanse.

Przyspieszeniomierz zainstalowany na końcu usterzenia poziomego zarejestrował kilka rezonansów, wśród których dominujące amplitudy miały rezonanse o częstościach powyżej 200 Hz.

Tensometr zarejestrował drgania o niskich częstościach, znaczących amplitudach przemieszczeń i odkształceń, a przyspieszeniomierz drgania mało znaczące z punktu widzenia praktyki.

Na rys. 13.9, 13.10, 13.11 przedstawiono kompletne wyniki pomiarów drgań usterzeń samolotów podczas pracy ich silników na ziemi. Pomiary przeprowadzono za pomocą jednego tensometru skalowanego rezonansowo. Wartości amplitud poszczególnych postaci drgań przedstawiono za pomocą odcinków. Zgodnie z założeniem liniowości, za całkowite drgania badanych samolotów można przyjmować sumę zmierzonych drgań składowych.



Rys. 13.9. Drgania usterzenia poziomego uziemionego samolotu rolniczego z pracującymi silnikami



Rys. 13.10. Drgania usterzenia poziomego uziemionego odrzutowego samolotu szkolnotreningowego z pracującymi silnikami



Rys. 13.11. Drgania usterzenia poziomego samolotu odrzutowego, n = 15 600 obr./min

Podsumowanie i wnioski

Próby rezonansowe, wykonywane w warunkach laboratoryjnych, umożliwiają szczegółowe zbadanie postaci rezonansowych, wyznaczenie częstości, współczynników tłumienia i mas uogólnionych.

Metoda pomiaru drgań za pomocą tensometrów skalowanych rezonansowo pozwala na wykorzystanie wiedzy uzyskanej podczas prób rezonansowych. Umożliwia oszacowanie amplitud drgań składowych tworzących całe spektrum eksploatacyjne.

Do pomiaru metodą tensometrów skalowanych rezonansowo można wykorzystać nawet tensometry naklejone i używane do innych celów, np. kontrolnych pomiarów wytrzymałości struktury. Ponadto, co jest dla metody charakterystyczne, do pomiaru może wystarczyć tylko jeden tensometr.

Metoda rezonansowego skalowania tensometrów może znaleźć zastosowanie do laboratoryjnej oceny możliwości wzbudzania oraz pomiaru określonych drgań wymuszonych samolotu w locie.

Badania drgań specjalnie wymuszanych podczas lotu prowadzi się w celu udowodnienia, że w zakresie prędkości eksploatacyjnych nie występują na samolocie drgania samowzbudne typu flatter.

Podczas takich badań drgania samolotu wymusza się w locie za pomocą impulsatorów rakietowych lub wzbudników typu aerodynamicznego, mechanicznego czy też elektrodynamicznego. Do pomiarów wykorzystuje się tensometry lub przyspieszeniomierze. Podczas badań sprawdza się, czy drgania składowe drgań flatterowych mają charakter drgań zanikających.

W przygotowaniu badań kluczowym zadaniem jest wytypowanie takich punktów wzbudzania i pomiaru drgań, aby wszystkie niebezpieczne rezonanse były wzbudzone, a po wzbudzeniu ich drgania mogły być właściwie zmierzone.

Laboratoryjna ocena możliwości wzbudzania i pomiaru drgań wymuszonych samolotu polega na sprawdzeniu czy:

- a) każda z wytypowanych postaci drgań jest mierzalna przynajmniej w jednym punkcie pomiaru,
- b) każdy z rezonansów o wytypowanej postaci można wzbudzić za pomocą wzbudników zainstalowanych na samolocie.

Algorytm oceny możliwości wzbudzania i pomiaru drgań flatterowych wymuszonych samolotu przedstawiono na rys. 13.12.

Ocena możliwości pomiaru drgań obejmuje:

- sprawdzenie, czy w przewidywanych punktach jest możliwy pomiar drgań oczekiwanych rezonansów,
- oszacowanie mocy niezbędnej do wzbudzenia drgań o mierzalnej amplitudzie.



Rys. 13.12. Algorytm oceny możliwości wzbudzenia i pomiaru drgań wymuszonych samolotu

Wzbudzanie wybranych drgań rezonansowych w locie wymaga użycia siły przystosowanej (podobnej do UHSW podczas badania parametrów rezonansowych).

Siła ta powinna spełniać następujące warunki:

- a) posiadać odpowiednią częstość lub czas trwania impulsów,
- b) poszczególne wzbudniki powinny być tak rozmieszczone, aby było możliwe wzbudzanie rezonansu o żądanej postaci,
- c) wartość siły powinna gwarantować wzbudzenie drgań o minimalnej amplitudzie, wystarczającej do zaobserwowania procesu zanikania drgań.

Skalowanie rezonansowe tensometrów daje możliwość zarówno sprawdzenia poprawności wybrania punktów wzbudzenia i punktów pomiaru, jak również doboru mocy wzbudników.

14. WYKORZYSTANIE PRÓB REZONANSOWYCH W BADANIACH DRGAŃ POPYCHACZY UKŁADU STEROWANIA

Sterowanie samolotem polega na przenoszeniu ruchów drążka i orczyka z kabiny pilota na lotki, klapy i stery na skrzydłach oraz statecznikach.

W samolotach lekkich funkcję tę spełniają zespoły popychaczy. Popychacze to rurki połączone przegubowo i zawieszone wahliwie wewnątrz kadłuba i skrzydeł. Każdy z układów sterowania ma swoje własne popychacze.

Istotnym faktem jest, że dostęp do popychaczy bywa trudny, a czasami wręcz niemożliwy.

Schemat urządzeń napędzających stery i lotki samolotu pokazano na rys. 14.1.



Rys. 14.1. Układ sterowania samolotu za pomocą popychaczy

W praktyce występują 3 rodzaje rezonansów popychaczy, w których mogą one drgać:

- 1) razem ze skrzydłami lub kadłubem, ponieważ są w nich zawieszone,
- wzdłużnie, zgodnie ze swoim ruchem roboczym (patrząc z zewnątrz, mówimy o drganiach typu wychylanie, skręcanie lub zginanie sterów, klap i lotek),
- 3) poprzecznie, jak rurki lub zespoły rurek zawieszone na swoich końcach.

Drgania poprzeczne popychaczy są szczególnie ważne z punktu widzenia bezpieczeństwa samolotu. Takie drgania mogą wystąpić np. na skutek wzbudzania przez pracujący zespół napędowy samolotu i doprowadzić do zakłócenia pracy lub zniszczenia układu sterowania. Z tego powodu w badaniach eksploatacyjnych ważne jest odróżnienie, które z drgań są rezonansami samego popychacza w celu podjęcia decyzji o ewentualnej jego modyfikacji.

Interpretację wyników badań eksploatacyjnych popychaczy można przeprowadzić, wykorzystując do tego celu wyniki prób rezonansowych [169], [172], [194]. Metodą prób rezonansowych można zbadać i rozróżnić wszystkie trzy rodzaje rezonansów popychaczy.

Schemat wykorzystywanych prób rezonansowych w badaniach drgań popychaczy układu sterowania przedstawiono na rys. 14.2.



Rys. 14.2. Schemat wykorzystania prób rezonansowych w badaniach drgań popychaczy

Wyodrębnianie rezonansów popychaczy realizowano w próbach, w których drgania popychaczy badano raz przy wzbudzaniu drgań całej konstrukcji, drugi raz przy wzbudzaniu poszczególnych popychaczy.

Przykład ChAC zmierzonych w obydwóch przypadkach przedstawiono na rysunku 14.3. Różnice w przebiegu charakterystyk stanowiły podstawę do wyodrębnienia drgań popychaczy.

Eksploatacyjne pomiary drgań popychaczy przy pracujących silnikach zostały wykonane w całym zakresie obrotów silników, od tzw. prędkości obrotowych małego gazu do obrotów startowych.

Na rys. 14.4 przedstawiono fragment przebiegu rzeczywistych drgań eksploatacyjnych popychacza w funkcji czasu oraz wynik analizy harmonicznej tego przebiegu. Interpretację składowych przeprowadzono w oparciu o zmierzone wcześniej ChAC.

Porównanie drgań rezonansowych i składowych drgań eksploatacyjnych przedstawiono na rys. 14.5. Z porównania wynika, że rezonansowy charakter ma zginanie popychacza przy częstości około 61 Hz.

Szczegółowej analizy i ewentualnych zmian konstrukcyjnych wymagają przypadki drgań popychaczy, gdy częstość drgań rezonansowych jest identyczna jak częstość wzbudzania przez silniki. Przypadek taki pokazano na rys 14.6.



Rys. 14.3. ChAC drgań popychacza układu sterowania samolotu przy siłach wzbudzających oddziałujących na popychacz oraz na skrzydła



Rys. 14.4. Przebieg rzeczywistych drgań popychacza w funkcji czasu oraz wynik analizy harmonicznej tego przebiegu



Rys. 14.5. Porównanie drgań rezonansowych i składowych drgań eksploatacyjnych popychacza



Rys. 14.6. Przebieg drgań rezonansowych popychacza w funkcji czasu oraz analiza harmoniczna tego przebiegu

Na rys. 14.7 przedstawiono schemat interpretacji wyników pomiarów drgań układu sterowania sterem wysokości podczas pracy silników samolotu na ziemi. Porównano wyniki analizy harmonicznej drgań drążka sterowego z ChAC zmierzoną przy wzbudzaniu harmonicznym siłą o znanej wartości. Dzięki porównaniu oszacowano postać drgań układu oraz oszacowano wielkość sił, które mogły wymusić takie drgania w warunkach eksploatacji.

Tę samą metodę i procedurę autor stosował w badaniach zastrzałów (skrzydeł), prętów (widełek) łoża silnika, prętów kratownicy kadłuba, linek układu sterowania oraz mas skupionych zamocowanych na prętach i wysięgnikach.



Rys. 14.7. Interpretacja wyników pomiaru drgań układu sterowania sterem wysokości

15. ODSTRAJANIE CZĘSTOŚCI REZONANSOWYCH OD CZĘSTOŚCI WZBUDZEŃ EKSPLOATACYJNYCH

Jedną z przyczyn występowania niepożądanych drgań jest zbieżność częstości wzbudzania z częstością jednego z rezonansów konstrukcji. Wzbudzanie może pochodzić od pracującego silnika lub innego niewyważonego obracającego się elementu.

Jednym ze sposobów, który pozwala na uniknięcie tego typu drgań, jest odstrojenie niebezpiecznego rezonansu od częstości wzbudzeń eksploatacyjnych.

Skutecznym sposobem odstrojenia jest zmiana rozkładu masy lub sztywności struktury biorącej udział w drganiach rezonansowych.

W procedurze odstrajania próby rezonansowe można wykorzystywać dwukrotnie. Po raz pierwszy do identyfikacji niepożądanego rezonansu i wyznaczenia jego postaci drgań, po raz drugi do zbadania skuteczności odstrojenia po przeprowadzeniu zmian konstrukcyjnych.

Procedurę odstrajania częstości rezonansowych od częstości wzbudzeń eksploatacyjnych przedstawiono na rys. 15.1.



Rys. 15.1. Procedura odstrajania rezonansów struktury od częstości wzbudzeń w eksploatacji

Zagadnienie odstrajania rezonansów omówiono na przykładzie.

Celem badań rezonansowych śmigłowca było znalezienie przyczyn uciążliwych drgań w kabinie pilotów [191]. W wyniku badań stwierdzono, że częstość drgań rezonansowych o postaci nożycowe kołysanie kadłuba względem zespołu wał–wirnik nośny, reduktor i silniki jest niemal identyczna z częstością składowej harmonicznej obrotów wirnika nośnego. W strzałkach postaci rezonansowej znajdował się równocześnie wirnik nośny i fotel pilota. Istotną częścią badań było sprawdzenie wrażliwości niepożądanego rezonansu na dodawanie masy na końcu wału wirnika nośnego. W tym celu na końcu wału za pomocą sztywnego uchwytu mocowano kolejno kilka mas. Dla każdej z tych mas przeprowadzono pomiar ChAC w celu wyznaczenia zależności częstości odstrajanego rezonansu od wielkości masy dodanej.



Rys. 15.2. ChAC zmierzone na końcu wału WN śmigłowca przy różnych wartościach masy dodanej
W badanym przypadku zidentyfikowano trzy rezonanse, których częstość była bliska częstości wzbudzeń eksploatacyjnych. Były to rezonanse o postaciach "nożycowe kołysanie kadłuba względem zespołu: wał, wirnik nośny, reduktor i silnik", "pionowe zginanie kadłuba" oraz "poziome zginanie kadłuba". Na rys. 15.2 przedstawiono ChAC tych rezonansów dla wzrastającej masy dodanej Δm . W ten sposób wyznaczono najmniejszą masę dodaną wystarczającą do odstrojenia niepożądanego rezonansu o postaci "nożycowe kołysanie kadłuba względem zespołu: wał, wirnik nośny, reduktor i silniki" od częstości wzbudzeń eksploatacyjnych. Na rys. 15.3 pokazano wpływ masy dodanej na częstość niepożądanych rezonansów.

16. REZONANSOWA METODA ODTWARZANIA OBCIĄŻEŃ AKUSTYCZNYCH

Na struktury obiektów latających oddziałują obciążenia wysokoczęstotliwościowe typu akustycznego.

Źródłem obciążeń akustycznych mogą być [6]:

- pulsujące ciśnienia występujące przy buffetingu (do 180 dB),
- strumień gazów silnika odrzutowego (do 175 dB),
- przemieszczające się fale uderzeniowe (do 160 dB),
- sprężarki, wentylatory (do 160 dB),
- śmigła silnika turboodrzutowego (do 155 dB).

Zagrożenie trwałości konstrukcji może pojawić się przy obciążeniach akustycznych powyżej 130 dB. Najbardziej obciążonymi elementami są poszycia i podtrzymujące je elementy, takie jak podłużnice i żeberka. Obciążenia z poszyć przenoszone są na elementy struktury poprzez nity, które z tego powodu mogą pękać lub ulegać poluzowaniu.

Reprezentatywnym przykładem jest wpływ strumienia gazów silnika odrzutowego na drgania steru wysokości samolotu. Ster wysokości jest często najbardziej narażonym na oddziaływania akustyczne elementem samolotu.

Na rys. 16.1 przedstawiono przykład geometrii stożka gazów wylotowych silnika, w którym ster wysokości znajduje się w odległości od 7,8 do 8,3 średnicy dyszy w kierunku *x* oraz 4 średnic w kierunku *y*.

Gdyby w samolocie tym pracował silnik wzorcowy, którego dane przedstawiono na rys. 16.2, poziom ciśnienia akustycznego wynosiłby na sterze około 150 dB [6]. Taki ster wymagałby przeprowadzenia odpowiednich badań dokumentujących jego dostateczną wytrzymałość zmęczeniową.



Rys. 16.1. Samolot I-22 Iryda, położenie steru wysokości względem dyszy silnika



Rys. 16.2. Izolinie poziomu ciśnienia akustycznego dla wzorcowego strumienia turbinowego silnika odrzutowego o prędkości przepływu Uco = 600 m/s

W warunkach laboratoryjnych obciążenia akustyczne badanego elementu można symulować za pomocą wzbudników pneumatycznych, np. typu syrenowego, gdzie strumień sprężonego powietrza przechodząc przez urządzenie z rezonatorami jest tak pobudzony, że odwzorowuje pożądane pole akustyczne.

Innym stosowanym rozwiązaniem jest wykorzystanie wzbudników elektrodynamicznych typu głośników.

Wymienione sposoby wzbudzania wymagają specjalnego wyposażenia laboratoryjnego, a odtworzenie prawdziwych obciążeń jest zadaniem trudnym.

Metoda rezonansowego odwzorowania obciążeń akustycznych

Nową metodę nazwano rezonansowym odwzorowaniem obciążeń akustycznych. Schemat postępowania podczas jej realizacji przedstawiono na rys. 16.3.

Głównym założeniem prezentowanej metody jest doświadczalnie stwierdzony fakt, że akustyczne drgania poszyć mogą być drganiami monoharmonicznymi oraz że w drganiach tych dominują zwykle drgania rezonansowe o najprostszej postaci.

Metoda pozwala całkowicie pominąć pomiar widma wymuszeń akustycznych.

Metodę tę wykorzystano do badań trwałości steru wysokości pracującego w obszarze dużych obciążeń akustycznych.



Rys. 16.3. Schemat realizacji harmonicznego odwzorowania obciążeń akustycznych

W wyniku prób rezonansowych wyznaczono częstości i postacie podstawowych rezonansów poszycia steru. Wyznaczenie naprężeń w warunkach eksploatacji dokonano na środku pukla (punkt *A*, rys. 16.4).



Rys. 16.4. Postać podstawowych drgań rezonansowych poszycia – przekrój wzdłuż rozpiętości

Wynik analizy harmonicznej sygnału tensometrycznego przedstawiono na rys. 16.5.



Rys. 16.5. Analiza harmoniczna drgań poszycia

Badania odporności na drgania akustyczne przeprowadzono, wzbudzając rezonans o postaci przedstawionej na rys. 16.4 przy częstości 270 Hz. Zmęczeniowe pęknięcie żeberek w próbach laboratoryjnych miało taki sam przebieg jak pęknięcie eksploatacyjne. Podobna była również liczba cykli. Na rys. 16.6 przedstawiono widok omawianego pęknięcia zmęczeniowego.



Rys. 16.6. Pęknięcie zmęczeniowe żeberek w wyniku badania trwałości metodą rezonansowego odwzorowania obciążeń akustycznych

Badania rezonansowe jako narzędzie wibrodiagnostyki

Celem wibrodiagnostyki jest ocena odchyleń właściwości konstrukcji od normy poprzez badanie pośrednich objawów, jakimi są zmiany jej właściwości dynamicznych [178], [184]. Celem prób rezonansowych jest zbadanie właściwości rezonansowych konstrukcji.

Z punktu widzenia wibrodiagnostyki powtarzanie prób rezonansowych w określonych odstępach czasowych umożliwia śledzenie odchyleń właściwości konstrukcji od stanu zerowego.

Śledzenie zmian właściwości rezonansowych może być przydatne przy:

- wykrywaniu pęknięć zmęczeniowych wywołanych przez drgania konstrukcji,
- wykrywanie wad montażu zespołów,
- wykrywaniu i ocenie luzów,
- wykrywaniu detali pozostawionych wewnątrz konstrukcji podczas jej montażu.

Symptomem powstawania pęknięcia zmęczeniowego jest zmniejszenie się częstości drgań rezonansu, w którego postaci w miejscu pękania występuje duże wytężenie materiału. Taką metodę zastosowano podczas badań odporności na drganie omawianego wcześniej steru wysokości samolotu. Pęknięcie zostało zasygnalizowane kilkuprocentowym spadkiem częstości rezonansowej znacznie wcześniej niż spadkiem poziomu mierzonych naprężeń. Pęknięcie żeberka wystąpiło pomiędzy półką i ścianką w miejscu trudnym do zbadania innymi metodami.

Pęknięte żeberko pokazano na fotografii umieszczonej na rys. 16.6. Szczelina na fotografii jest względnie długa, gdyż próby kontynuowano przez pewien czas już po stwierdzeniu pęknięcia.

Na rys. 16.7 przedstawiono zależność częstości rezonansowej oraz naprężeń w funkcji liczby cykli z widoczną ich zmianą sygnalizującą pęknięcie żeberka.



Rys. 16.7. Badania odporności steru wysokości samolotu na drgania metodą rezonansową

Oznaką istnienia wad montażowych zespołów konstrukcji może być występowanie asymetrii postaci drgań rezonansowych lub znacznych różnic fazowych pomiędzy drganiami poszczególnych zespołów wymuszonych w tej samej fazie.

Próby rezonansowe są skuteczną metodą wykrywania złego montażu olitectów lub pozostawienia wewnątrz struktury narzędzi lub innych zbędnych olmentów. Fakt ten jest sygnalizowany zmianą hałasu i asymetrią postaci drgań.

17. MODEL DYNAMIKI STRUKTURY SZYBOWCA

Polska jest krajem o dużych tradycjach w zakresie sportu szybowcowego oraz projektowania i produkcji szybowców. Od lat przedwojennych aż do dnia dzisiejszego w Bielsku Białej, Krośnie, przedwojennym Lwowie i Warszawie zbudowano kilkadziesiąt prototypów szybowców szkolnych, treningowych, wyczynowych i akrobacyjnych. Do budowy szybowców dawniej stosowano drewno, potem aluminium i kompozyty polimerowe wzmacniane włóknami szklanymi. Najnowsze szybowce buduje się z kompozytów zbrojonych włóknami węglowymi i kewlarowymi. Bezpieczeństwo i certyfikacja szybowców wymagają wykazania ich odporności na drgania typu flatter. W procedurach dowodzących, że szybowiec jest wolny od flatteru wykorzystuje się dane uzyskane z prób rezonansowych [26].

Dzięki aktywności konstruktorów badacze z Instytutu Lotnictwa (w tym autor) wykonali badania rezonansowe kilkudziesięciu szybowców. Kilkaset zbadanych rezonansów stanowi wiedzę, którą po analizie przedstawiono w niniejszym rozdziale. Ze względu na liczbę badanych szybowców są to wyniki unikalne, pozwalające na określenie ogólnych wytycznych do ich projektowania. Do przeprowadzenia syntezy wykorzystano wyniki prób rezonansowych 13 szybowców. Badania 11 z nich przeprowadzono w Instytucie Lotnictwa. Wzięto również pod uwagę badania szybowca SZD 32 Foka 5 wykonane na Politechnice Warszawskiej oraz badania szybowca JS-1 Revelation opracowanego w Republice Południowej Afryki. Dane techniczne badanych szybowców przedstawiono w tabeli 17.1.

Masa całkowita badanych szybowców wynosiła od 380 do 649 kg, masa własna od 175 do 400 kg, masa balastu od 160 do 240 kg, a rozpiętość skrzydeł od 13 do 20,5 m.

Wydłużenie skrzydeł, czyli stosunek rozpiętości do średniej cięciwy wynosiło od 13,9 do 29,2. Wobec tego można przyjąć, że przedstawione wyniki badań reprezentują większość możliwych w praktyce rodzajów szybowców.

Syntetyczne zaprezentowanie wyników badań kilkuset rezonansów wymagało przyjęcia prostego sposobu klasyfikacji. Zastosowano podział na grupy ze względu na wspólnie dominującą cechę.

Tak zdefiniowano 3 grupy:

- grupa I rezonanse, w postaciach których występuje parzysta liczba węzłów drgań skrzydeł,
- grupa II rezonanse, w postaciach których występuje nieparzysta liczba węzłów drgań skrzydeł,
- grupa III rezonanse w postaciach których dominują drgania skrzydeł w płaszczyźnie cięciw.

Nazwa	Kraj	Masa całk.	Rozpię- tość	Dłu- gość	Wydł. skrzydeł	Masa własna	Ba- last	Dosk.	Zw. zg. sk	Rok oblotu
SZD-42-2 Jantar 2 B	PL	649	20,5	7,2	29,2	356	167	50	1,4	1976
SZD-52-2 Jantar15HF	PL	495	15	7,00	21,9	275	140	43,5	2,82	1981
SZD-55 Promyk	PL	500	15	6,85	23,44	215	195	43,4	2,57	1988
SZD-32 FOKA 5	PL	385	14,98	7,17	18,5	256	-	36,3	3,3	1966
SZD-51-1 Junior	PL	380	15	6,69	17,9	225	-	35	3,2	1980
KR03A Puchatek	PL	540	16,4	8,63	13,9	350	-	27	3,35	1985
SZD 56 BB-1	PL	410	15	6,88	27,5	175	160	48	2,69	1990
SZD-50-3 Puchacz	PL	570	16,67	8,38	15,3	368	-	30	2,73	1976
SWIFT	PL	390	13	6,75	14,3	280	-	30	3,38	1990
C-201 Marianne	FR	655	18,54	9,0	20	453	-	40	2,04	1985
FOX	PL	525	13,98	7,38	15,88	345	I	30	3,00	1993
JS-1 Revelation	RPA	600	18	I	28,8	400	200	53	2,4	2006
SZD-56-2 Diana-2	PL	500	15	6,88	26	185	240	50	-	2000
Nimbus 3	D	750	24,6	8,7	35,9	485	168	57	-	1980
PW-5	PL	300	13,44	6,22	17,8	190	-	33	2,62	1992

Tabela 17.1. Dane techniczne badanych szybowców

Warto zaznaczyć, że szybowiec klasyczny składa się z trzech elementów: skrzydła, kadłuba i usterzenia oraz że drganiom rezonansowym skrzydeł towarzyszą drgania kadłuba i usterzenia, a masa i sztywność uogólniona kadłuba i usterzenia bezpośrednio wpływają na parametry drgań skrzydła. Drgania kadłuba i usterzeń powodują, że *n*-węzłowa postać drgań skrzydeł może wystąpić więcej niż w jednym rezonansie.

Grupa rezonansów o postaci pionowe zginanie skrzydeł z parzystą liczbą węzłów

Rezonanse w postaciach 2-, 4-, 6-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł w zależności od wzajemnych relacji mas i sztywności występują razem z rezonansami kadłuba i usterzenia poziomego o postaciach 0-, 1-, 2-, 3-węzłowe pionowe zginanie kadłuba oraz 2-, 4-węzłowe pionowe zginanie usterzenia poziomego.

Częstości tej grupy rezonansów przedstawiono w tabeli 17.2, w której zastosowano oznaczenia: f_2 – 2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł, $f_4^{(1)}$ – 4-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł, pionowe zginanie kadłuba, $f_4^{(2)}$ – 4-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł, 2-węzłowe pionowe zginanie kadłuba, $f_{\rm 6}$ – 6-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł.

Lp	Szybowiec	f_2	$f_{4}^{(1)}$	$f_{4}^{(2)}$	f_6	$rac{f_4^{(1)}}{f_4}$	$rac{f_4}{f_4}$	$\frac{f_6}{f_2}$
1	Jantar 2B	1,4	-	9,0	-	6,4	1,0	_
2	Jantar 15HF	2,82	9,08	11,5	20,7	3,2	1,15	7,34
3	Promyk	2,57	-	12,2	-	-	-	-
4	Foka 5	3,3	-	10,6	-	-	-	-
5	Junior	3,2	9,0	-	-	2,8	-	-
6	Puchatek	3,35	-	11,4	-	-	-	-
7	BB-1	2,69	8,7	10,7	19,4	3,23	1,23	7,21
8	Puchacz	2,76	9,06	10,8	19,7	3,25	1,19	7,14
9	SWIFT	3,38	11	16,9	25,6	3,25	1,53	7,57
10	Marianne	2,04	6,17	7,78	16,3	3,05	1,26	7,99
11	FOX	3,00	10,0	-	23,4	-	-	-
12	Revelation	2,403	7,336	11,82	25,327	3,05	1,6	10,5
13	PW-5	2,62	9,2	12,8	21,4	3,51	1,39	8,16

Tabela 17.2. Częstość rezonansów o postaciach 2-, 4- i 6-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł

Najniższe częstości miały drgania rezonansowe o postaci 2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł. Ich wartości mieściły się w granicach 1,4–3,38 Hz. W tych rezonansach kadłub drgał bezwęzłowo, co wpływało na obniżenie częstości rezonansowych.

Przykład postaci 2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł przedstawiono na rys. 17.2.



Rys. 17.1. Szybowiec SZD 50-3 Puchacz podczas prób rezonansowych



Rys. 17.2. 2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł

W rezonansach o postaci 4-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł bierze udział 2-węzłowe zginanie kadłuba. Rezonans o tej postaci (podobnej) często występuje dwukrotnie. Przykłady przedstawiono na rys. 17.3 i 17.4.



Rys. 17.3. Rezonanse o postaciach 4-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł oraz 2-węzłowe zginanie kadłuba (przypadek 1)



Rys. 17.4. Rezonanse o postaciach 4-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł oraz 2-węzłowe zginanie kadłuba (przypadek 2)

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA NR 209

W rezonansach o postaci 6-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł można oczekiwać 3-węzłowego pionowego zginania kadłuba z 2-węzłowym zginaniem statecznika poziomego (przykład takiej postaci pokazano na rys. 17.5).



Rys. 17.5. Rezonanse o postaciach 6-węzłowe zginanie skrzydeł, 3-węzłowe zginanie kadłuba, 2-węzłowe zginanie statecznika i steru poziomego

Grupa rezonansów o postaci pionowe zginanie skrzydeł z nieparzystą liczbą węzłów

Do drugiej grupy zaliczono rezonanse o postaciach 3-, 5-, 7-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł. W zależności od wzajemnych relacji mas i sztywności, rezonanse te występują razem z rezonansami kadłuba i usterzeń o postaciach skręcanie kadłuba wraz z kołysaniem usterzeń. Rezonanse o postaci 3-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł występują w dwóch wariantach.

- W rezonansie o niższej częstości kadłub razem z usterzeniem drga w fazie z centralną częścią skrzydeł (bezwęzłowe skręcanie kadłuba).
- W rezonansie o wyższej częstości koniec kadłuba wraz z usterzeniem drga w przeciwfazie do centralnej części skrzydeł (1-węzłowe skręcanie kadłuba).

Przykłady postaci rezonansów 3-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł przedstawiono na rys. 17.6 i 17.7. Na rys. 17.8 pokazano rezonans o postaci 5-węzłowe zginanie skrzydeł.

W tabeli 17.3 przedstawiono częstości rezonansów o postaciach 3-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł z bezwęzłowym i jednowęzłowym skręcaniem kadłuba oraz 5-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł; $f_3^{(1)}$ dotyczy rezonansu z bezwęzłowym skręcaniem kadłuba, $f_3^{(2)}$ dotyczy rezonansu z 1-węzłowym skręceniem kadłuba.



Rys. 17.6. Rezonans o postaci 3-węzłowe zginanie skrzydeł z bezwęzłowym skręcaniem kadłuba



Rys. 17.7. Rezonans o postaci 3-węzłowe zginanie skrzydeł z 1-węzłowym skręcaniem kadłuba



Rys. 17.8. Rezonans o postaci 5-węzłowe zginanie skrzydeł

Szybowiec	$f_{3}^{(1)}$	$f_{3}^{(2)}$	f_5	$\frac{f_{4}^{(1)}}{f_{3}^{(2)}}$
Jantar 2B	3,5	-	-	-
Jantar 15HF	6,55	7,63	-	1,16
Promyk	6,24	-	-	-
Foka 5	7,1	-	-	1
Junior	7,2	-	-	1
Puchatek	10,5	-	-	1
BB-1	7,1	-	16,1	1
Puchacz	5,23	7,16	15,4	1,37
SWIFT	7,73	-	19,8	1
Marianne	4,55	5,87	11,8	1,28
FOX	5,72	7,01	17,8	1,22
Revelation	4,47	5,201	-	1,16
PW-5	6,0	8,0	16,9	1,33

Tabela 17.3. Częstości rezonansów o postaciach: 3-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł z bezwęzłowym i jednowęzłowym skręcaniem kadłuba oraz 5-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł

Grupa rezonansów o postaciach 1-, 2-, 3-, 4-węzłowe poziome zginanie skrzydeł

W tabeli 17.4 przedstawiono częstości rezonansów o postaciach 1-, 2-, 3-, 4--węzłowe poziome zginanie skrzydeł.

Szybowiec	f_1	f_2	f_3	f_4
Jantar 15 HF	4,4	7,26	18,5	25,3
BB-1	4,27	6,59	27,4	30,7
SWIFT	6,69	11,3	26,6	-
Mariane	2,95	5,36	15,6	21,1
FOX	5,72	8,61	22,3	-
PW-5	5,12	6,59	22,7	25,9

Tabela. 17.4. Częstości rezonansów o postaciach 1-, 2-, 3-, 4-węzłowe poziome zginanie skrzydeł

W tabeli 17.5 przedstawiono najniższe częstości, jakie odnotowano w grupach: 2-węzłowe pionowe, 3-węzłowe pionowe oraz 1-węzłowe poziome zginanie skrzydeł. Użyte w niej oznaczenia to:

 f_2 – 2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł (grupa I),

 f_3 – 3-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł (grupa II),

 $f_{\rm 1}$ – 1-węzłowe poziome kołysanie skrzydeł i kadłuba (grupa III),

Tabela 17.5. Częstości rezonansów o postaciach 2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł w porównaniu z częstościami najniższych rezonansów z grupy 3-węzłowe pionowe

Szybowiec	gr. I f ₂	gr. II f ₃	gr. III f_1	$\frac{f_3}{f_2}$	$\frac{f_1}{f_2}$	$\frac{f_3}{f_1}$
Jantar 2B	1,4	3,05	1	2,5	-	-
Jantar 15HF	2,82	6,55	4,4	2,32	1,56	1,48
Promyk	2,57	6,24	1	2,42	-	-
Foka 5	3,3	7,1	1	2,15	-	-
Junior	3,2	7,2	1	2,25	-	-
Puchatek	3,35	10,5	-	3,1	-	-
BB-1	2,69	7,11	4,27	2,64	-	-
Puchacz	2,73	5,2	1	1,90	-	-
SWIFT	3,38	7,73	6,7*	2,29	1,98	1,15
Marianne	2,04	4,54	2,95	2,23	1,45	1,54
FOX	3,00	6,47	5,72	-	-	-
Revelation	2,403	5,201	_	2,16	_	_
PW-5	2,62	6,04	5,12	2,31	1,95	1,18

oraz 1-węzłowe poziome kołysanie skrzydeł

Model rezonansów szybowca

Przedstawione wyniki prób rezonansowych szybowców umożliwiają zbudowanie ogólnego "modelu rezonansów szybowca". Model ten przedstawiono na rys. 17.9. Stanowi on najbardziej zwięzłą syntezę właściwości dynamicznych tej grupy statków powietrznych.



Rys. 17.9. Model rezonansów szybowca

PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA NR 209

W zbadanej grupie szybowców częstości tych samych rodzajów rezonansów znajdują się w ograniczonych przedziałach częstości. Dla wszystkich szybowców częstości 2-, 3- i 4-węzłowego pionowego oraz 1- i 2-węzłowego poziomego zginania skrzydeł są zawarte w przedziale do 12 Hz. W tym samym przedziale znalazły się również częstości dwóch wariantów 2-węzłowego zginania kadłuba oraz częstości bezwęzłowego i 1-węzłowego skręcania kadłuba.

Dane te świadczą o podobieństwie właściwości dynamicznych szybowców oraz o tym, że niezależnie od rozwiązań konstrukcyjnych i technologii wykonania można oczekiwać istnienia podobnych parametrów w nowo projektowanych strukturach.

18. GRUPA REZONANSÓW O POSTACIACH SKRĘCANIE SKRZYDEŁ

Oryginalną grupą są rezonanse o postaciach, w których dominuje 1-, 2- lub 3-węzłowe skręcanie skrzydeł.

Częstości tych rezonansów w dużym stopniu są zależne od istnienia i położenia podwieszanego uzbrojenia oraz zbiorników paliwa. Wpływ ubytku masy paliwa i podwieszeń zbadano oddzielnie i opisano w rozdziale 19.

W rezonansach o postaciach skręcanie skrzydeł ma swój udział kadłub, który może ulegać zginaniu lub skręcaniu.

Na rys. 18.1 przedstawiono schematy trzech podstawowych postaci skręcania skrzydeł.



Rys. 18.1. Trzy podstawowe postacie drgań w skręcaniu skrzydeł

W przypadku 1- i 3-węzłowego skręcania skrzydeł kadłub drga pionowo. Jego drgania przyjmują postacie 2- lub 3-węzłowego zginania pionowego.

W przypadku 2-węzłowego skręcania skrzydeł drgania kadłuba przyjmują postać skręcania.

Rezonans o postaci jednowęzłowe skręcanie skrzydeł może wystąpić, gdy samolot stoi, kołuje lub startuje. Taki przypadek zidentyfikowano podczas badań samolotu jednosilnikowego. Sztywny kadłub i sztywny silnik drgały dzięki elastycznemu ich wzajemnemu mocowaniu oraz elastyczności podwozia.

Postać rezonansu jednowęzłowe skręcanie skrzydeł przedstawiono na rys. 18.2.



Rys. 18.2. Rezonans o postaci jednowęzłowe skręcanie skrzydeł, jednosilnikowy samolot stojący lub startujący

Rezonans o postaci 2-węzłowe skręcanie skrzydeł występuje przy wyższych częstościach, gdy skrzydła i kadłub ulegają wzajemnym odkształceniom. Krawędzie natarcia i spływu skrzydła wykonują wzajemnie ruchy nożycowe. Towarzyszą temu drgania kadłuba o postaci typu skręcanie. Przykład postaci takiego rezonansu przedstawiono na rys. 18.3.



Rys. 18.3. Postać 2-węzłowe skręcanie skrzydeł samolotu ze zbiornikami na końcach skrzydeł

W rezonansie o postaci 3-węzłowe skręcanie skrzydeł uczestniczy kadłub, który w zależności od relacji sztywności przyjmuje postać 2-, 3- lub 4--węzłowego pionowego zginania. Centralna część kadłuba wykonuje drgania przeciwne do końcówek skrzydła.

Na rys. 18.4 przedstawiono postać 3-węzłowego skręcania skrzydeł samolotu z pustymi zbiornikami paliwa na końcach.



Rys. 18.4. Postać 3-węzłowe skręcanie skrzydeł samolotu ze zbiornikami na końcach skrzydeł



Rys. 18.5. Postać 2-węzłowe skręcanie skrzydeł szybowca

Na rys. 18.5 pokazano postać rezonansu 2-węzłowe skręcanie skrzydeł szybowca Na rys. 18.6 przedstawiono postać rezonansu 3-węzłowe skręcanie skrzydeł tego samego szybowca. W tym przypadku postać 3-węzłowe skręcanie skrzydeł jest złożona razem z 6-węzłowym zginaniem skrzydeł.



Rys. 18.6. Postać 3-węzłowe skręcanie skrzydeł i 6-węzłowe zginanie skrzydeł szybowca

Charakterystyczną cechą rezonansów o postaciach skręcanie skrzydeł jest ich podwójne występowanie: raz z wychylaniem lotek i klap w fazie ze skręcającym się skrzydłem, drugi raz w przeciwfazie.

Przykłady obydwóch typów rezonansów przedstawiono na rys. 18.7 i 18.8.



Rys. 18.7. Postać skręcanie skrzydeł ze zgodnym wychylaniem lotek



Rys. 18.8. Postać skręcanie skrzydeł z przeciwnym wychylaniem lotek

W rezonansie, którego postać przedstawiono na rys. 18.8, oś obrotu lotek wychylających się w przeciwfazie do skręcającego się skrzydła jest linią węzłów. W tym sensie skręcanie skrzydeł z przeciwnym wychyleniem lotek lub klap jest 3- lub 4-węzłowym skręcaniem skrzydeł w zależności od tego, czy samo skrzydło drga z dwoma czy też trzema węzłami.

W przypadku samolotów 2-silnikowych występuje rezonans o postaci skręcanie centropłata. Drgania skrzydła na odcinku pomiędzy kadłubem i silnikami odpowiadają drganiom o postaciach 2- lub 3-węzłowe skręcanie skrzydeł. Pozostałe części skrzydła, na zewnątrz od silników mogą drgać w fazie lub w przeciwfazie do gondoli silników. Stwarza to możliwość pojawienia się kolejnych kombinacji rezonansów.

19. WPŁYW ZMIANY MASY OBIEKTÓW LATAJĄCYCH NA ICH CECHY DYNAMICZNE

W trakcie lotu od startu do lądowania masa obiektów latających zmienia się z powodu zużycia paliwa, zrzutu uzbrojenia, zrzutu balastu wodnego, skoczków, środków ochrony roślin, środków gaśniczych itp. W tabeli 19.1 przedstawiono dane masowe, w tym masę zmiennego załadowania kilku wybranych obiektów latających.

Szybowce, samoloty i śmigłowiec (z wyjątkiem poz. 1 i 3), których dane przedstawiono w tabeli, były badane w Instytucie Lotnictwa.

W badanych szybowcach balast wodny znajduje się w przykadłubowych zbiornikach skrzydłowych. W śmigłowcach i samolotach rolniczych paliwo i zrzucany ładunek jest rozmieszczony w obrębie kadłuba. W samolotach bojowych paliwo i uzbrojenie mieści się zarówno w kadłubie, jak i na podwieszeniach podskrzydłowych.

W prezentowanych przypadkach masy zużytego paliwa i zrzuconych ładunków mieszczą się w granicach od 0,19 do 0,59 masy startowej.

Obiekt latający (statek powietrzny)	Masa własna [kg]	Masa paliwa [kg]	Masa ładunku [kg]	Masa startowa [kg]	Możliwy ubytek masy w locie Δ <i>m</i> [kg]	$\frac{\Delta m}{m_{\rm st}}$
Samolot Airbus 380	-	100 000	70 000	600 000	100 000	0,167
SZD-52-2 Jantar 15	355	-	240	495	140	0,28
Szybowiec IS-1 Revelation	400	-	200	600	200	0,33
Śmigłowiec PZL Sokół	4066	1330	11004	6400	2334	0,36
Samolot H-18 Dromader	2815	285	2200	5300	2485	0,47
Samolot Skytruck	4360	1766	2300	7000	4066	0,58
Samolot Cessna 37 B	2815	2300	1230	6350	3530	0,56
Samolot I-22 Iryda	4600	-	-	6900	2300	0,33

Tabela 19.1. Możliwy ubytek masy w locie wybranych szybowców, śmigłowca i samolotów

W tym rozdziale podjęto próbę odpowiedzi na pytanie: w jakim stopniu ubytek masy może dekomponować mapy rezonansów obiektów latających.

Z punktu widzenia wpływu ubytku masy podczas lotu, do analizy wybrano następujące grupy rezonansów:

- a) grupa 6 rezonansów obiektu stojącego na własnym podwoziu,
- b) grupa rezonansów o postaciach pionowe zginanie i skręcanie skrzydeł,
- c) grupa podstawowych rezonansów samolotów z podwieszanymi zbiornikami oraz środkami bojowymi.

Wybrane 3 grupy rezonansów obejmują i reprezentują typowe przypadki, w których wpływ ubytku masy uwidaczniał się w największym stopniu.

Grupa sześciu rezonansów obiektu stojącego na własnym podwoziu

Badanie rezonansów obiektu latającego stojącego na własnym podwoziu, najczęściej dotyczy śmigłowców.

W tabeli 19.2 przedstawiono wyniki badania 6 rezonansów śmigłowca stojącego na własnym podwoziu.

Postać drgań	<i>f</i> ₁ [Hz] <i>m</i> = 3190 kg	f_2 [Hz] m = 5410 kg	$rac{f_1}{f_2}$
Przechylanie	1,42	1,37	1,04
Pochylanie	1,55	1,55	1,00
Odchylanie	2,11	1,06	1,02
Wahania pionowe	3,35	2,60	1,29
Wahania wzdłużne	4,30	3,51	1,23
Wahania poprzeczne	6,21	5,50	1,13

Tabela 19.2. Wyniki badań 6 podstawowych rezonansów śmigłowca stojącego na własnym podwoziu

Rezonanse te występują dzięki sztywności podwozia i nie istnieją w locie po oderwaniu się śmigłowca od ziemi.

Zmiana masy śmigłowca w minimalnym stopniu wpłynęła na wartość częstości tych rezonansów, których postacie drgań są związane z obrotami: przechylaniem, pochylaniem i odchylaniem. Z pomiarów przedstawionych w tabeli 19.2 wynika, że zmiana masy śmigłowca wyraźnie wpłynęła na wartości rezonansów, których postacie drgań są związane z wahaniami wzdłuż osi *x*, *y*, *z*.

Grupa rezonansów o postaciach pionowe zginanie i skręcanie skrzydeł szybowca

Zmiany właściwości rezonansów o postaciach 2-, 3-, 4-, 5-, 6- i 7-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł oraz skręcanie skrzydeł wynikają z umieszczania zbiorników balastu wodnego w przykadłubowej części skrzydeł szybowców. Charakter zmian rezonansów zaprezentowano na przykładach badań polskiego szybowca SZD-52-2 Jantar 15 [90] oraz szybowca IS-1 Revelation produkcji RPA [137].

Na rysunku 19.3 i 19.4 przedstawiono wyniki badań obydwóch szybowców w wersji z pustymi i pełnymi zbiornikami balastu.

Postać drgań	f1 [Hz] pusty	f2 [Hz] pełny	$\frac{\underline{f_1}}{f_2}$
2-węzłowe zginanie skrzydeł	2,82	2,73	1,03
3-węzłowe zginanie skrzydeł	6,55	5,40	1,21
4-węzłowe zginanie skrzydeł	9,08	7,89	1,15
4-węzłowe zginanie skrzydeł			
2-węzłowe zginanie kadłuba	11,5	10,6	1,08
5-węzłowe zginanie skrzydeł	16,3	14,1	1,16
6-węzłowe zginanie skrzydeł	20,7	17,2	1,20
7-węzłowe zginanie skrzydeł	34,5	25,1	1,37
1-węzłowe skręcanie skrzydeł	25,4	24,3	1,05
2-węzłowe skręcanie skrzydeł	25,8	23,2	1,11

Tabela 19.3. Wyniki badań rezonansów o postaciach pionowe zginanie skrzydeł oraz skręcanie skrzydeł szybowca SZD-50-2 Jantar 15 z pustymi i pełnymi zbiornikami balastowymi



Rys. 19.2. Szybowiec Jantar podczas prób rezonansowych

Tabela 19.4. Wyniki badań rezonansów o postaciach pionowe zginanie skrzyde
szybowca IS-1 Revelation z pustymi i pełnymi zbiornikami balastowymi

L.p.	Postać drgań	f_1 [Hz]	f_2 [Hz]	$\frac{f_1}{f_2}$
1	2-węzłowe zginanie skrzydeł	2,403	2,045	1,17
2	3-węzłowe zginanie skrzydeł	5,201	3,970	1,31
3	4-węzłowe zginanie skrzydeł	7,336	5,952	1,23
4	5-węzłowe zginanie skrzydeł	12,082	9,409	1,28
5	6-węzłowe zginanie skrzydeł	25,327	12,397	2,04
6	7-węzłowe zginanie skrzydeł	29,838	16,668	1,79



Rys. 19.3. Porównanie przyrostu częstości rezonansów o postaciach pionowe zginanie skrzydeł z balastem i bez szybowców SZD-50-2 Jantar 15 oraz IS-2 Revelation

Grupa rezonansów samolotów z podwieszonymi zbiornikami i środkami bojowymi

Zasadniczy wpływ na zmiany rezonansów skrzydeł ma podwieszenie na ich końcach oraz na podskrzydłowych zaczepach zbiorników paliwa i środków bojowych. Zagadnienie to przedstawiono na przykładach wykonanych przez autora badań dwóch samolotów: samolotu wzorzec oraz samolotu I-22 Iryda.

Samolot wzorzec (Cessna 37B) badano w wersji bez podwieszeń, w wersji z pełnymi zbiornikami na końcach skrzydeł oraz w wersji z pełnymi zbiornikami na końcach skrzydeł i na zaczepach podskrzydłowych. Wyniki badań zaprezentowano na rys. 19.4 [189]. Najbardziej wrażliwe na ubytki masy były rezonanse o postaciach skręcanie skrzydeł. Opróżnienie zbiorników na końcach skrzydeł podwyższyło częstość tych rezonansów około 2,6 razy.

Na rys. 19.5 przedstawiono wyniki badania wpływu podwieszeń na rezonanse samolotu I-22 Iryda. Samolot badano w wersji "pusty" oraz w wersji z podwieszeniami [186].



Rys. 19.4. Wyniki badania wpływu ubytku mas podwieszeń na częstości rezonansów samolotu wzorzec

Stosunek częstości rezonansu o postaci skręcanie skrzydeł samolotu pustego oraz samolotu w wersji z podwieszeniami $\frac{f_1}{f_2}$ wynosił 3,3.



Rys. 19.5. Wyniki badania wpływu podwieszeń na częstości rezonansów samolotu I-22 Iryda

Dekompozycja mapy rezonansów

Ubytek masy obiektu latającego powoduje wzrost częstości jego rezonansów. Gradienty wzrostów poszczególnych rezonansów mogą być różne. Z tego powodu w pewnych przypadkach częstości dwóch różnych rezonansów mogą zbliżyć się do siebie lub nawet się zrównać. Takie "punkty" zrównania się częstości widać na rysunkach 19.4 i 19.5. Fazy zbliżania się częstości przedstawiono na rys. 19.6.

Ubywanie masy paliwa i ładunku dekomponuje mapę rezonansów obiektu latającego. Dekompozycja polega na zmianach uporządkowania częstości rezonansów i zmianach ich postaci.



Rys. 19.6. Charakterystyki częstościowo-amplitudowe; fazy zbliżania się częstości dwóch rezonansów

Podsumowanie i wnioski

Do prezentacji wpływu ubytku masy na właściwości obiektów latających wykorzystano wyniki prób rezonansowych śmigłowca, szybowców i samolotów bojowych.

W grupie badanych obiektów latających ubytki masy możliwe do wystąpienia w czasie lotu wynosiły do 50%.

Największy wpływ ubytku masy stwierdzono na częstości rezonansów o postaciach skręcanie skrzydeł samolotów bojowych z podskrzydłowymi zbiornikami paliwa i podwieszanymi środkami bojowymi. Ubytek masy miał istotny wpływ również na częstości rezonansów o postaciach "pionowe zginanie skrzydeł" szybowców z balastem wodnym i samolotów ze zbiornikami skrzydłowymi i podwieszeniami oraz na częstości rezonansów o postaciach kołysanie wzdłuż osi *x*, *y*, *z* śmigłowców i samolotów z ładunkiem w kadłubie, stojących na własnym podwoziu.

Gradienty wzrostu częstości rezonansów były różne w zależności od tego, czy ubytki masy występowały blisko strzałek, czy też węzłów drgań. Zbadano, że z tego powodu mogą występować zmiany różnicy częstości poszczególnych rezonansów, ich "zlewanie się" i wynikające z tego zmiany postaci rezonansowych. Zjawisko zbliżania i "zlewania się" rezonansów dekomponuje mapę rezonansów obiektu latającego. Z tego powodu występuje trudność w identyfikowaniu, rozróżnianiu i badaniu takich rezonansów.

20. WPŁYW ZMIAN NIEKTÓRYCH PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH NA WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNE SAMOLOTU

W cyklu eksploatacji samolot poddawany jest modernizacjom. Pierwsze z nich mają miejsce już podczas doskonalenia prototypów, inne gdy zajdzie potrzeba wymiany wyposażenia, zmiany przeznaczenia lub remontów.

Z punktu widzenia dynamiki konstrukcji modernizacje wprowadzają zmiany mas, sztywności i tłumienia samolotu. W wyniku modernizacji mogą zmienić się parametry rezonansów struktury samolotu, czyli jego właściwości dynamiczne.

Zmiany właściwości dynamicznych samolotu w efekcie modernizacji można zbadać doświadczalnie metodą prób rezonansowych. W tym celu wystarczy przeprowadzić próby rezonansowe samolotu przed modernizacją i po jej zakończeniu.

Rozdział ten poświęcono studiom takich przypadków zbadanych przez autora podczas doskonalenia prototypów samolotu I-22 Iryda oraz wyników badań przed i po modernizacji wyposażenia samolotu F-18 Hornet zaczerpniętych z literatury.

W procesie badań i doskonalenia konstrukcji samolotu I-22 Iryda kilkakrotnie wprowadzono zmiany konstrukcyjne. Po zmianach przeprowadzono próby rezonansowe mające na celu potwierdzenie oczekiwanych właściwości strukturalnych. Badano wpływ następujących zmian:

- usztywnienie wysięgników rurek Pitota na końcach skrzydeł,
- wprowadzenie 3-podporowego steru wysokości,
- wprowadzenie korektora masowego,
- wprowadzenie zamków sprężystych na klapach.

Usztywnienie wysięgników rurek Pitota na końcach skrzydeł samolotu miało istotny wpływ na rezonanse o postaciach skręcanie skrzydeł.

Wyniki badań przed i po modernizacji przedstawiono w tabeli 20.1:

Tabela 20.1. Zmiany właściwości dynamicznych skrzydła po modernizacji wysięgników rurek Pitota

Postać drgań	<i>f</i> 1[Hz] przed modernizacją	<i>f</i> ² [Hz] po modernizacji	$\frac{f_2}{f_1}$
I symetryczne i antysymetryczne skręcanie skrzydeł	29	38	1,31
II symetryczne i antysymetryczne skręcanie skrzydeł	51	57	1,12

Oceniono, że mocowanie wysięgników jest zbyt wiotkie i z tego powodu podjęto decyzję o ich modernizacji. Po modernizacji rezonanse, w których wy-

sięgniki drgały w fazie ze skręcającymi się skrzydłami, zwiększyły swoje częstości o 31%. Rezonanse, w których wysięgniki drgały w przeciwfazie do skręcania się skrzydła, zwiększyły częstości o 12%.

Wprowadzenie 3-podporowego steru wysokości było powodem zaniku rezonansu o postaci 2-węzłowe zginanie sterów wysokości (tak zwana "gęba"). Po modernizacji częstości rezonansów steru wysokości wzrosły o około 20%.

Wprowadzenie korektora masowego miało na celu zmniejszenie sił na drążku w kanale podłużnym. Zasada działania korektora polega na tym, że w czasie manewru samolotu siła bezwładności korektora odejmuje się od siły w układzie sterowania, przy czym korekta siły jest proporcjonalna do przeciążenia działającego na samolot.

W wyniku wprowadzenia korektora masowego wystąpił nowy dodatkowy rezonans w układzie sterowania sterem wysokości. Nowy rezonans o częstości 41 Hz miał postać wychylania korektora przeciwnie do wychylania układu sterowania.

Postać drgań	<i>f</i> 1[Hz] przed modernizacją	f₂[Hz] po modernizacji	$\frac{f_1}{f_2}$
Symetryczne wychylanie steru wysokości	22,3	27,1	1,22
Antysymetryczne wychylanie steru wysokości	35,7	43,2	1,21
2 węzłowe zginanie kadłuba ze zginaniem statecznika pionowego	22,3	24,1	1,08

Tabela 20.2. Zmiany właściwości dynamicznych steru wysokości po wprowadzeniu trzeciej podpory

Tabela 20.3. Zmiany właściwości dynamicznych układu sterowania po wprowadzeniu korektora masowego

Postać drgań	f[Hz]
Wychylanie steru i drążka w fazie	2
Wychylanie steru i drążka w przeciwfazie	24,5
Wychylanie korektora w przeciwfazie do układu sterowania	41

Wprowadzenie zamków sprężystych na klapach miało na celu likwidację luzów i związanych z nimi drgań w obrębie układu klap i ich mechanizmów zamykania.

Zmiana ta spowodowała wzrost częstości rezonansu o postaci wychylanie klap z 34 Hz do wartości 48 Hz.

Samolot F-18 Hornet	f₁[Hz] przed modernizacją	f₂[Hz] po modernizacji	$\frac{f_2}{f_1}$
2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł	5,94	6,02	1,01
Poziome zginanie kadłuba	8,22	6,64	0,81
Pionowe zginanie kadłuba	9,57	7,76	0,81
3-węzłowe zginanie skrzydeł	8,78	8,33	0,95
1-węzłowe skręcanie skrzydeł	13,81	11,8	0,85
2-węzłowe skręcanie skrzydeł	12,29	12,13	0,99
Zginanie statecznika	13,59	13,45	1,01
4-węzłowe zginanie skrzydeł	16,11	17,00	1,06

Tabela 20.4. Wyniki prób rezonansowych samolotu F-18 Hornet przed i po modernizacji [63]



Rys. 20.1. Samolot I-22 Iryda podczas prób rezonansowych

W czasie eksploatacji, która trwa od kilkunastu do kilkudziesięciu lat obiekty latające przechodzą remonty i są poddawane różnym modernizacjom. Modernizacje dotyczą wymiany wyposażenia (elektroniki i uzbrojenia) lub zmiany przeznaczenia samolotu.

Przykładem może być modernizacja wyposażenia samolotu F-18 Hornet [43].

Próby rezonansowe tego samolotu wykonano przed i po modernizacji, a ich wyniki przedstawiono w tabeli 20.4.

Modernizacja spowodowała 20-procentowe obniżenie częstości rezonansów o postaciach 2-węzłowe pionowe i 2-węzłowe poziome zginanie kadłuba. O 15% obniżyła się również częstość rezonansów o postaci 1-węzłowe skręcanie skrzydeł.

Podsumowanie i wnioski

W rozdziale poddano analizie wyniki badań wpływu zmian związanych z modernizacją samolotu na jego właściwości dynamiczne. Autor dysponował wynikami własnych badań samolotu I-22 Iryda oraz literaturowymi wynikami badań samolotu F-18 Hornet. W prezentowanych przypadkach badania rezonansowe wykonano przed i po przeprowadzeniu modernizacji.

Stwierdzono wystąpienie kilku-, kilkunasto-, a nawet trzydziestoprocentowych zmian częstości rezonansów. Wzrosty częstości towarzyszyły najczęściej modernizacjom mającym na celu doskonalenie rozwiązań konstrukcyjnych prototypów, spadki częstości były rezultatem modernizacji, w wyniku których zwiększyła się masa kadłuba samolotu.

Ostatecznym wnioskiem jest, że modernizacje samolotu generują nowy obraz jego właściwości dynamicznych. Modernizacja może wpływać na jego charakterystyki lotne, np. na prędkości krytyczne flatteru.

21. WPŁYW LUZÓW NA WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNE OBIEKTÓW LATAJĄCYCH

Porównanie wyników pomiaru luzu metodą statyczną oraz metodą rezonansową

Częstość rezonansowa jest parametrem zależnym od luzu. Pojęciu luzu uogólnionego oraz rezonansowej metody jego pomiaru poświęcono rozdział 11.

Rezonansowa metoda pozwala ocenić, jaki jest udział amplitudy luzu w całkowitej amplitudzie drgań. Ta metoda wprowadza nową jakość – jest nią możliwość oceny udziału luzu w drganiach każdego wyizolowanego rezonansu.

Tradycyjnie, luzy w układzie sterowania samolotu mierzy się metodą statyczną. W tym celu ster blokuje się za pomocą sztywnych obejm, sterownice obciąża statyczną siłą (np. przez obciążniki nakładane na szalki), mierząc ich przesunięcie. Amplitudę luzu odczytuje się z wykresu zależności siły i amplitudy odkształcenia sterownic.

W celu porównania wyników pomiaru luzu metodami statyczną i rezonansową, za pomocą obu metod wykonano pomiary luzu tego samego układu sterowania samolotu. Pomiary przeprowadzono kilkakrotnie po rozmontowaniu i powtórnym montażu układu sterowania.

Wyniki pomiarów statycznych przedstawiono na rys. 21.1, a wyniki rezonansowych pomiarów na rys. 21.2.



Rys. 21.1. Pomiar luzu układu sterowania samolotu metodą statyczną

Metoda rezonansowa ma wiele zalet w porównaniu ze standardową metodą statyczną:

- pomiar luzu nie wymaga (sztywnego) mocowania konstrukcji, stosowania specjalnych obejm i systemów obciążania,
- pomiar jest pozbawiony wpływu luzów układów: obciążającego i usztywniającego,
- wyznaczony luz jest określony jako część całkowitej amplitudy każdego z rezonansów, co uzasadnia nazwanie go luzem uogólnionym.



Rys. 21.2. Pomiar luzu układu sterowania samolotu metodą rezonansową

Wyniki pomiarów za pomocą metod rezonansowej oraz statycznej dały podobne rezultaty, co przy tak złożonym zjawisku, jakim jest udział luzu w drganiach różnych rezonansów uznano za zadowalające.

Badania wpływu luzów poprzez pomiary zależności częstości drgań rezonansowych od amplitudy drgań przeprowadzono dla rezonansów kilkunastu obiektów latających. Przykład wyników badań przedstawiono na rys. 21.3,



Rys. 21.3. Wpływ luzów na częstości drgań rezonansowych układów sterowania samolotu

BADANIA REZONANSOWE OBIEKTÓW LATAJĄCYCH – METODY I ANALIZA WYNIKÓW 105

gdzie zaprezentowano wpływ luzów na częstości drgań rezonansowych układów sterowania pierwszego prototypu samolotu I-22 Iryda [186].

Na rys. 21.3 przedstawione są przedziały częstości, w których w efekcie istnienia luzów zmieniły się wartości częstości rezonansów. Przedziały te odpowiadają odcinkom B*D* wykresu przedstawionego na rys. 21.4.



Rys. 21.4. Typowy przebieg zależności częstości drgań rezonansowych od amplitudy drgań dla układu z luzem

Zgodnie z rys. 21.4 na odcinku A' B' wraz ze wzrostem amplitudy drgań ujawniają się i aktywizują luzy, co skutkuje spadkiem częstości drgań rezonansowych.

Na odcinku B' C' na skutek dalszego wzrostu amplitudy drgań maleje udział luzów, co wywołuje wzrost częstości rezonansowej.

Na odcinku C' D' wartość luzu staje się pomijalnie mała w stosunku do amplitudy drgań, wobec tego częstość rezonansowa nie zmienia swojej wartości.

Odcinek B*D* jest miarą wpływu luzu na zmianę częstości rezonansowej.

Na rys. 21.5 przedstawiono wyniki badania wpływu luzów na zmiany częstości rezonansów struktur i rezonansów układów sterowania. Wyniki te pochodzą z badań kilku samolotów i szybowców i obejmują około 100 rezonansów.



Rys. 21.5. Wyniki statystyczne badania wpływu luzów na zmianę częstości drgań rezonansowych

Podsumowanie

W rozdziale omówiono wykorzystanie rezonansowej metody badania wpływu luzów na częstości rezonansowe konstrukcji.

Wpływ luzów uwidacznia się, gdy amplitudy drgań rezonansowych są porównywalne z amplitudami luzów.

Zjawisko wpływu luzów zanika, gdy luzy stają się kilkakrotnie mniejsze od amplitud drgań.

Zjawisko wpływu luzów dotyczy amplitud uważanych za amplitudy małe.

Największy wpływ luzów – do 60% zmian częstości rezonansowych – stwierdzono w układach sterowania obiektów latających. W przypadku rezonansów struktury zmiany częstości rezonansowych były mniejsze niż 8%.

Zbliżone wartości pomiaru luzów sposobem statycznym uwiarygodniło wyniki uzyskane metodą rezonansową.

22. TŁUMIENIE DRGAŃ STRUKTUR OBIEKTÓW LATAJĄCYCH

W rozdziale przedstawiono syntezę wyników pomiarów tłumienia drgań kilkunastu obiektów latających, w tym szybowców, samolotów i śmigłowca.

Wszystkie pomiary wykonano metodą odległości ekstremów składowej urojonej ChAC, omówionej w rozdziale 6. Wartość współczynnika wyznaczono na podstawie zależności:

$$\alpha = \frac{b}{b_{\rm kr}} = \frac{f_2^2 - f_1^2}{2(f_2^2 + f_1^2)} \tag{71}$$

gdzie f_1 i f_2 są częstościami, przy których występują ekstrema składowej urojonej i rzeczywistej ChAC, jak na rys. 22.1.



Rys. 22.1. Pomiar współczynnika tłumienia metodą odległości ekstremów składowej urojonej ChAC

W celu wyznaczenia współczynnika tłumienia dla każdego z badanych rezonansów przeprowadza się pomiar ChAC, wzbudzając jego drgania za pomocą UHSW przystosowanej.

Na rys. 22.2 przedstawiono ChAC wszystkich badanych rezonansów 2-silnikowego samolotu metalowego. Każda z ChAC była wzbudzana za pomocą UHSW przystosowanej. W celu przedstawienia pełnego obrazu ChAC wszystkich zbadanych rezonansów oraz w celu umożliwienia ich ogólnego porównania, osie częstości przedstawiono w skali logarytmicznej. Amplitudy wszystkich ChAC znormalizowano.


Rys. 22.2. ChAC 2-silnikowego samolotu metalowego; na osi x oznaczono częstość w skali logarytmicznej, na osi y amplitudy unormowane, nad każdym z wykresów podano współczynnik tłumienia α

Podsumowanie wyników badań

Współczesne obiekty latające są wykonywane z kompozytów polimerowych wzmacnianych włóknami węglowymi, kewlarowymi lub szklanymi albo – w klasycznych technologiach – z metalu. W tabeli 22.1 przedstawiono wartości współczynników tłumienia α różnych materiałów konstrukcyjnych [113].

Materiał	α
Stopy magnezu	0,02-0,05
Żeliwa	0,003-0,024
Stopy miedziano-aluminiowe	0,0064-0,016
Stopy niklowo-tytanowe	0,016-0,024
Stale chromowe	0,016-0,0064
Stale węglowe	0,0003-0,0016
Mosiądze i brązy	0,00616-0,00048
Stopy tytanu	0,00008-0,00024
Stopy aluminium	0,00016-0,00160
Kompozyty szklane	0,004-0,006
Kompozyty węglowe	0,006-0,087

Tabela 22.1. Orientacyjne wielkości współczynników tłumienia αmateriałów konstrukcyjnych

Do prezentacji wybrano wyniki badań tłumienia 10 obiektów latających, w tym dwóch szybowców wykonanych z kompozytów węglowych, trzech szybowców wykonanych z kompozytów szklanych oraz czerech samolotów i jednego śmigłowca wykonanych w klasycznej technologii metalowej.

W tabeli 22.2 przedstawiono najmniejsze i największe wartości współczynników tłumienia uogólnionego rezonansów badanych obiektów latających.

Obiekt latający	αmin	Postać drgań	αmax	Postać drgań	
Szybowiec (kompozyt węglowy)	0,006	4-węzłowe pionowe 0,087 zginanie skrzydeł		4-węzłowe poziome zginanie skrzydeł	
Szybowiec (kompozyt węglowy)	0,007	4-węzłowe pionowe 0,080 zginanie skrzydeł		Skręcanie klapolotek	
Szybowiec (kompozyt szklany)	0,015	3-węzłowe pionowe 0,066 zginanie skrzydeł		Wychylanie klapki steru wysokości	
Szybowiec (kompozyt szklany)	0,011	4-węzłowe pionowe 0,039 zginanie skrzydeł		3-węzłowe poziome zginanie kadłuba	
Szybowiec (kompozyt szklany)	0,004	2-węzłowe zginanie 0,093 statecznika poziom.		Wychylanie klap	
Samolot (metal)	0,012	-	0,078	-	
Samolot (metal)	0,008	2-węzłowe pionowe zginanie skrzydeł	0,058	Poziome zginanie kadłub – silnik	
Samolot (metal)	0,011	-	0,063	-	
Samolot (metal)	0,018	2-węzłowe pionowe 0,074 zginanie skrzydeł		2-węzłowe poziome zginanie skrzydeł	
Śmigłowiec (metal)	0,010	Skręcanie statecznika poziom.	0,111	Pochylanie na podwoziu	

Tabela 22.2. Najmniejsze i największe współczynniki tłumienia rezonansów badanych obiektów latających

W Tabeli 22.3 przedstawiono wartości współczynników tłumienia charakterystycznych rezonansów badanych szybowców i samolotów.

Obiekt latający	2-węzłowe pionowe zginanie skrzydła	3-węzłowe pionowe zginanie skrzydła	2-węzłowe pionowe zginanie kadłuba	Skręcanie skrzydeł
Szybowiec (kompozyt węglowy)	0,013	0,008	0,010	0,024
Szybowiec (kompozyt węglowy)	0,013	0,008	0,008	0,020
Szybowiec (kompozyt szklany)	0,018	0,015	0,013	0,026
Szybowiec (kompozyt szklany)	0,015	0,013	0,016	0,032
Szybowiec (kompozyt szklany)	0,019	0,010	0,013	0,074
Samolot (metal)	0,023	0,026	0,056	0,059
Samolot (metal)	0,003	0,014	0,042	0,038
Samolot (metal)	0,013	0,016	0,053	0,014
Samolot (metal)	0,018	0,033	0,047	0,043

Tabela 22.3. Współczynniki tłumienia uogólnionego podstawowych rezonansów badanych obiektów latających

W tabeli 22.4 przedstawiono wartości współczynników tłumienia uogólnionego rezonansów bryły śmigłowca stojącego na kołach.

Bostoć drgoń	a
Postac urgan	u
Przechylanie	0,054
Pochylanie	0,111
Odchylanie	-
Wahania pionowe	0,068
Wahania wzdłużne	0,048
Wahania poprzeczne	0,043

Tabela 22.4. Współczynniki tłumienia uogólnionego rezonansów bryły śmigłowca stojącego na kołach

Na rys. 22.3 przedstawiono rozkłady współczynników tłumienia uogólnionego wybranych obiektów latających. Oś x odpowiada wartości współczynników tłumienia, w formie słupków wzdłuż osi y odłożono ilość zmierzonych jednakowych wartości tych współczynników.



Rys. 22.3. Rozkłady współczynników tłumienia uogólnionego wybranych obiektów latających

Wnioski

Spośród wszystkich parametrów kształtujących właściwości dynamiczne struktur mechanicznych, w szczególności obiektów latających, tłumienie można zbadać tylko drogą eksperymentu.

W rozdziale zaprezentowano wyniki badań współczynników tłumienia szybowców, samolotów i śmigłowca, zbudowanych z kompozytów polimerowych zbrojonych włóknami węglowymi lub szklanymi oraz w klasycznej technologii konstrukcji metalowych.

Badania wykonano metodą odległości ekstremów składowej urojonej charakterystyki częstościowo-amplitudowej drgań, wzbudzonych siłą uogólnioną przystosowaną. W wyniku porównań stwierdzono, że współczynniki tłumienia uogólnionego dla konstrukcji są znacznie większe niż współczynniki tłumienia materiałów, z których te konstrukcje zostały wykonane.

Współczynniki tłumienia struktur kompozytowych są na ogół mniejsze niż struktur metalowych, chociaż współczynniki tłumienia metali są znacznie niższe niż współczynniki kompozytów. Oznacza to, że w tłumieniu drgań konstrukcji decydujące znaczenie ma tłumienie konstrukcyjne, a nie materiałowe.

Zbadane współczynniki tłumienia uogólnionego rezonansów konstrukcji mieszczą się w granicach od α = 0,004 do α = 0,110.

Stosunkowo małe współczynniki tłumienia uogólnionego występują w rezonansach o postaciach typu: pionowe 2-, 3-, lub 4-węzłowe zginanie skrzydeł, zginanie stateczników poziomych. Większych współczynników można oczekiwać w rezonansach o postaciach typu: poziome zginanie skrzydeł, wychylanie elementów układu sterowania oraz drgań całej bryły statku powietrznego stojącego na ziemi.

Współczynniki tłumienia uogólnionego bryły śmigłowca stojącego na kołach są kilkakrotnie większe niż współczynniki rezonansów struktury, co stanowi korzystny czynnik w zmniejszaniu groźby rezonansu naziemnego.

23. WNIOSKI OGÓLNE I ZALECENIA

Próby rezonansowe są doświadczalną metodą badania właściwości dynamicznych konstrukcji. Metoda polega na wyizolowywaniu rezonansów poprzez wzbudzanie drgań za pomocą uogólnionej harmonicznej siły przystosowanej, która jest szczególną i jedyną siłą wzbudzającą właściwy dla niej rezonans.

W klasycznym zastosowaniu badania rezonansowe umożliwiają identyfikację rezonansów oraz wyznaczenie współczynników równań dynamiki. W oparciu o wieloletnie doświadczenie i wyniki badań kilkudziesięciu szybowców, samolotów i śmigłowców autor opracował szereg nowych metod umożliwiających nowe i oryginalne zastosowania, takie jak:

- identyfikacja i ocena luzów (uogólnionych),
- rezonansowe skalowanie i badanie drgań eksploatacyjnych,
- rezonansowe odwzorowywanie obciążeń akustycznych elementów cienkościennych w badaniach zmęczeniowych,
- diagnostyka poprawności rozwiązań konstrukcyjnych,
- diagnostyka pęknięć lub zużycia,
- badanie drgań popychaczy, zastrzałów, elementów kratownic,
- odstrajanie rezonansów od częstości wymuszeń eksploatacyjnych,
- badanie wpływu obciążeń, zmian konstrukcyjnych i remontów,
- badanie tłumienia.

Wymienione zastosowania i nowe metody zostały omówione w poszczególnych częściach opracowania.

Na końcu rozdziałów zostały sformułowane wnioski.

W toku pracy, w wyniku przeprowadzonych badań pojawiły się nowe zadania które mogą stać się inspiracją do dalszych prac. Są to na przykład:

- zagadnienia minimalnej mocy potrzebnej do wzbudzenia poszczególnych rezonansów. W przedziale wartości poniżej mocy minimalnej, drgań danego rezonansu wzbudzić nie można. Przeciwdziałają temu tarcie, luzy itp. Różnica wartości mocy potrzebnej do zbadania różnych rezonansów tego samego obiektu jest znaczna;
- zbadanie skutków ewentualnego wystąpienia jednowęzłowego skręcania skrzydeł (patrz rozdział 16) podczas rozbiegu i startu samolotu. Możliwe do wystąpienia zjawisko zmiany kąta natarcia ze względnie niską częstością może wywołać niepożądane efekty;
- rozwój symulacji rezonansów śmigłowców, które można badać w sposób całkowicie kontrolowany dzięki harmonicznemu wzbudzaniu na stoisku w laboratorium;
- możliwość badania wrażliwości rezonansów pod kątem odstrajania ich od częstości wymuszeń eksploatacyjnych. W rozważanych badaniach istnieje możliwość testowania różnych wariantów zmian konstrukcyjnych w celu znalezienia rozwiązań optymalnych.

Ogólny wniosek dotyczy refleksji o zmienności i niejednoznaczności właściwości dynamicznych obiektów latających. W każdej chwili lotu obiekt może posiadać inne właściwości dynamiczne. Wynika to z takich przyczyn, jak:

- ubytek masy zużywanego paliwa oraz zrzucanych ładunków,
- wpływ oblodzenia oraz wody atmosferycznej, która może zalegać we wnętrzu lotek lub sterów,
- wpływ remontów i modernizacji,
- nieokreślony przebieg drgań w zakresie amplitud luzów (tematem dalszych badań może być ich rola w zjawiskach akustycznych, komforcie lotu i trwałości konstrukcji).

Najbardziej ogólną refleksją jest to, że zidentyfikowany i wyizolowany rezonans, zdawałoby się skomplikowanej konstrukcji, jaką jest obiekt latający, można zrozumieć, modyfikować doświadczalnie, badać w laboratorium.

24. BIBLIOGRAFIA

- [1] ADS-27 Aeronautical Design Standard, Requirements for Rotorcraft Vibration Specifications, Modeling and Testing, June 1993.
- [2] ALEKSANDROWICZ R., SZEMPLIŃSKA W., MARYNIAK J., *Ground reso*nance testing of sailplanes, Aero Revue 1969, nr 4.
- [3] ARCZEWSKI K., PIETRUCHA J., SZUSTER J.T., *Drgania układów fizycznych*, OWPW, Warszawa 2008.
- [4] AUWERAER VAN DER H., *Requirements and opportunities for structural testing in view of hybrid and virtual modeling,* Proc. Of ISMA 2002 the Int. Conf. on Noise and Vibration Eng. Leuven, Belgium, Sep 2002
- [5] AVITABILE P., *Experimental Modal Analysis A Simple Non-Mathematical Presentation,* Sound and Vibration, January 2001.
- [6] Awiacjonnaja akustyka, Maszynostrojenie Moskwa 1986.
- [7] Badania dynamiczne segmentu anteny, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1986.
- [8] Badania modelu flatterowego samolotu W-300 w tunelu aerodynamicznym, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1986.
- [9] Badania rezonansowe dynamicznie podobnego modelu samolotu, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 2010.
- [10] *Badania rezonansowe modelu flatterowego I-22 IRYDA*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 2007.
- [11] *Badania rezonansowe stoiska do badań wirnika IS-2*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 2008.
- [12] BALMES E., WRIGHT J., *Garteur Group on Ground Vibration Testing. Results from the Test of a Single Structure by 12 Laboratories in Europe,* IMAC Proceedings, 1997.
- [13] BART P., HECTOR C. and all., *Modern solutions for ground vibration test of large aircraft.* Cimac26, Orlando USA 2008.
- [14] BEATRIX Ch, *Le proceder experimentaux de 1'essai global de vibration d'une structure,* La Recherche Aéronautique 1965, nr 109.
- [15] BISHOP R.E.D., GLADWELL G.M.L., MICHAELSON S., *The matrix analysis of vibration*, Cambridge University Press, 1965.
- [16] BISPLINGHOFF R.L. i in., *Aeroelasticity*, Cambridge Addison-Wesley Publ. 1955.
- [17] BOISSEAU J-F., *Un nouveau dispositif d'excitation vibratoire de structures mecaniques*, Note Technique ONERA, 1974, s 43.
- [18] BONNEAU E., Determination des caracteristiques vibratoires d'une structure a l'aide de l'expression de la puissance complexe fournie, La recherche Aérospatiale 1969, nr 130, s. 45–51.

- [19] BOSSAK M., O pewnym sposobie wyznaczania macierzy opisujących własności dynamiczne konstrukcji, Archiwum Budowy Maszyn 1968, t. 14, z. 2, s. 279–289.
- [20] BOSSAK M., PIETRUCHA J., POTKAŃSKI W., *Metodyka prostych rezonanso-wych badań szybowców*, Prace Instytutu Lotnictwa 1972, nr 49, s. 55–64.
- [21] BOSWALD M., GOGE D., FULLEKRUG U., GOVERS Y., A review of experimental modal analysis methods with respect to their applicability to test data of large aircraft structures, Proc. of ISMA 2006, the Int. Conf. on Noise and Vibration Eng., Leuven, Belgium, 2006.
- [22] BRIANCEW B.D., Issliedowanie fłattiera na osnowieczastotnych ispytanii pri dokriticzieskich reżymach, Uczienyje Zapiski CAGI 1984, nr 2/XV.
- [23] BULYCER G.A., *Nekotoryje kritieria i formuly dlja analiza izgibnokrutilnogo flattera*, Uczienyie Zapiski CAGI 1984.
- [24] CERNY O., Nektere problemy experimentalniho urceni dynamickych parametru leteckiych konstrukcji – presnost urceni zobecnenych hot, Sprawozdanie VZLU, Praha, 1971, s. 91.
- [25] CERNY O., *Rezonancni zakouska aeroelastickego modelu L.410*, Sprawozdanie VZLU, Praha, 1970, s. 85.
- [26] CHAJEC W., Flutter calculation based on GVT results and theoretical mass model, Research Journal of Vilnius Gediminos Technical University 2009, Vol. 13, No 4.
- [27] CHAJEC W., POTKAŃSKI W., *Numeryczna ortogonalizacja zmierzonych drgań własnych samolotu*, Mat. Konf. Metody Komputerowe w Mechanice Konstrukcji WSMW 1985.
- [28] CHANDRASEKARAN E., JAVARAMAN K., Studies on free vibration of FRP aircraft instruments panel board, eJSE nr 3/2003.
- [29] COX T. H., G. B. GILYRAD, Ground Vibration Test Results for Drones for Aerodynamic and Structural Testing (DAST)/ Aeroelastic Research Wing (ARW-1R) Aircraft NASA TM-859061986.
- [30] CZAPOROWSKI K., *Próby rezonansowe szybowca Junior*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1983.
- [31] DAT R., Determination des modes propres d'une structure par essai de vibration avec excitation non appropriée, La Recherche Aérospatiale 1973, s. 99–108.
- [32] DAT R., *Structural vibration test methods,* Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales , publication nr 1., 1975.
- [33] DECK A., *Methode automatique d'appropriation des forces d'excitation dans l'essai au sol d'une structure d'avion*, Presented at Euromech 22 Newcastle upon Tyne, 1970.
- [34] DEGENER M., HERMES M., Ground Vibration Test and Finite Element Analysis of the GARTEUR SM-AG19 Testbed, DLR-Interner Bericht, IB 232 -96 J 08.
- [35] DEN HARTOG J.P., *Drgania mechaniczne*, PWN, Warszawa 1971.

- [36] *Design Loads for Future Aircraft* raport RTO/ NATO nr RTO-TR-045, Brussels 2002.
- [37] DŻYGADŁO Z., NOWOTARSKI J., OLEJNIK A., Dyskretny model odkształcalnego samolotu z ruchomymi powierzchniami sterowania do badania drgań własnych, Biul. WAT 1985 nr 11.
- [38] ELLER D., RINGERTZ U., *Aeroelastic Simulations of a Sailplane*, Royal Institute of Technology, Stockholm, December 2005.
- [39] European Aviation Safety Agency. *CS-22, Certification specifications for sailplanes and powered sailplanes*, November 2003. www.easa.eu.int.
- [40] EWINS D. J., *Modal testing: Theory, practice and application*. Second Edition, Research Studies Press 2000.
- [41] FEDOROWICZ M., *Próby rezonansowe samolotu M-21 Dromader Mini,* Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [42] FÖRSCHING H.W., Grundlagen der Aeroelastik, Springer, Berlin 1974.
- [43] FREUDINGER L. C., Flutter Clearance of the F-18 High Angle of Attack Research Vehicle With Experimental Wingtip Instrumentation Pods NASA Technical Memorandum 4148 Edwards, California 1990.
- [44] GALLINA A., UHL T., *Analysis of mode shape variations using response surface methodology*, Leuven Symposium on Applied Mechanics in Engineering, Leuven 2008.
- [45] GIERGIEL J., Thumienie drgań mechanicznych, PWN, Warszawa 1990.
- [46] GIERGIEL J., UHL T., *Identyfikacja układów mechanicznych*, PWN, Warszawa 1990.
- [47] GLOTH G., SINAPIUS M., Analysis of swept-sine runs during modal identification, Mechanical Systems and Signal Processing, VOLUME 18 ISSUE 6 NO-VEMBER 2004, pp. 1421–1441.
- [48] GÖGE D., BOSWALD M., FULLEKRUG U., LUBRINA P., Ground Vibration Testing of Large Aircraft - State-of-the-Art and Future Perspectives. Proc. IMAC 25 Int. Modal Analysis Conf., Orlando (FL), Feb. 2007.
- [49] GOGE D., LINK M., *Results obtained by minimizing natural frequency and mode shape errors of a beam model*, Mechanical Systems and Signal Processing, Volume 17, Issue 1, January 2003, pp. 21–27.
- [50] GORAJ Z., ZAKRZEWSKI P., *Aircraft fuel systems and their influence on stability margin*, Transactions of the Institute of Aviation Vol 183, 2005.
- [51] GORSZKOW A.G., MOROZOW W. I., PONOMARIEW F.N., *Aerogidrouprugost konstrukcji*, Moskwa 2000.
- [52] GRUDNICKI M., LORENC Z., ŻURKOWSKI L., Wstępne badania dynamiczne podobnego modelu samolotu podatnie zawieszonego w tunelu aerodynamicznym, I Konferencja "Mechanika w Lotnictwie", Warszawa 1985, (publikacja w Mechanice Teoretycznej i Stosowanej)
- [53] GUTOWSKI R., ŚWIETLICKI W.A., Dynamika i drgania układów mechanicznych, PWN, Warszawa 1986.

- [54] HAGEL R., *Miernictwo dynamiczne*, WNT, Warszawa 1975.
- [55] HAYES D.H., PIERCE G.A., *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge University Press, 2002.
- [56] HEINZE S., *AEROELASTIC CONCEPTS FOR FLEXIBLE AIRCRAFT STRUC-TURES*, TRITA/AVE 2007, Stockholm, ISBN 978-91-7178-706-4.
- [57] HELLER M., *Filozofia i wszechświat*, Universitas, Kraków 2008.
- [58] HUNT D.L., *Comparison of methods for aircraft ground vibration testing*, 3rd Intern. Modal Analysis Conference, Orlando 1985, s. 131–137.
- [59] KAPPUS R., Remarques sur la mesure de la masse gene realisee par methode des frequencies deplacees, La Recherche Aéronautique 1962, No. 89, s. 31–44.
- [60] KEHOE M. W., FREUDINGER L. C., *Aircraft Ground Vibration Testing at the NASA Dryden Flight Research Facility 1993*, National Aeronautics and Space Administration, June 1994.
- [61] KEHOE M. W., Aircraft Ground Vibration Testing at NASA Ames-Dryden Flight Research Facility, 1987 NASA TM-88272.
- [62] KEHOE, M. W. D. VORACEK, Ground Vibration Test Results of a JetStar Airplane Using Impulsive Sine Excitation NASA TM-100448 1994.
- [63] KENNEDY C.C., PANCU C.D.P., *Use vectors in vibration measurement and analysis* Journal of the Aeronautical Sciences 1947. Vol. 14, No. 11, p. 603–625.
- [64] KRZYMIEŃ W., *Analiza drgań odkształconej konstrukcji*, VI Konferencja Użytkowników Oprogramowania firmy MSC, Kazimierz n. Wisłą 2003.
- [65] KRZYMIEŃ W., Badanie tłumienia drgań modelu flatterowego samolotu w tunelu aerodynamicznym – III. Konferencja Mechanika w Lotnictwie, Warszawa 1987.
- [66] KRZYMIEŃ W., Elektrodynamiczny wzbudnik lub czujnik drgań z jednopodporowym prowadzeniem cewki, Patent nr 158 283, 1993.
- [67] KRZYMIEŃ W., LORENC Z., *Próby rezonansowe śmigłowca Mi-2M*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [68] KRZYMIEŃ W., Modyfikacja metody "randomdec" w zastosowaniu do badań modeli flatterowych samolotów – VII Konferencja Mechanika w Lotnictwie, Warszawa 1998.
- [69] KRZYMIEŃ W., *Nieliniowości drgań badanych konstrukcji lotniczych*, XIII Konferencja Mechanika w Lotnictwie, Kazimierz n. Wisłą 2008.
- [70] KRZYMIEŃ W., *Nieliniowości drgań rezonansowych konstrukcji lotniczych*, IV Sympozjum Układy Dynamiczne – Teoria i Zastosowanie, Łódź 1997.
- [71] KRZYMIEŃ W., Ocena wpływu sztywności podwozia na wyniki badań rezonansowych śmigłowca – III. Krajowe Forum Śmigłowcowe, Warszawa 1999.
- [72] KRZYMIEŃ W., Polish Experiences of Testing Dynamically Similar Models of Airplanes, FLITE2 Meeting, Rennes (Francja) 2007.

- [73] KRZYMIEŃ W., Pomiary tłumienia drgań modelu flatterowego w tunelu aerodynamicznym, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1988.
- [74] KRZYMIEŃ W., *Próby rezonansowe samolotu M-24 Dromader Super*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [75] KRZYMIEŃ W., Układ do pomiaru tłumienia drgań modelu flatterowego, VII Ogólnopolska Konferencja Miernictwo Dynamicznych Wielkości Mechanicznych, Warszawa 1986.
- [76] KRZYMIEŃ W., Wyznaczanie prędkości krytycznej flatteru samolotu na podstawie badań modelu flatterowego w tunelu aerodynamicznym, IV. Konferencja Mechanika w Lotnictwie, Warszawa 1990 (opubl. MwL-VI, 1995).
- [77] KRZYMIEŃ W., Zestaw do wzbudzania drgań małych obiektów (pokaz sprzętu), XIII. Sympozjum Drgania i Fale, Błażejewko 1988.
- [78] KUCHARSKI I., Drgania wymuszone układów dyskretnych z nieproporcjonalnym tłumieniem przy zastosowaniu analizy modalnej, Politechnika Poznańska 1986.
- [79] LAUDAŃSKI L., ŁUCJANEK W., SZUSTER T., Próby rezonansowe szybowca Foka-5 1967, s. 23. Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej.
- [80] LENORT F., Dyskretne przekształcenie Fouriera o dużej rozdzielczości dla małych częstości w zastosowaniu do analizy modalnej drgań samolotów, Prace Instytutu Lotnictwa 1989, nr 3.
- [81] LENORT F., NIEPOKÓLCZYCKI A., *Application of the correlation function for determination of damping during in flight flufher tests,* Transactions of the Institute of Aviation, Nr 183, Warsaw 2005.
- [82] LENORT F., Obliczenia współczynnika tłumienia przy pomocy przekształcenia Fouriera, Prace Instytutu Lotnictwa 1989, nr 3.
- [83] LEWANDOWSKI R., *Próby rezonansowe skrzydła szybowca Mucha-ter*, Warszawa 1955, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [84] LEWIS C. DARBO J., *Helicopter Ground Resonance*, Flight Safety Information Journal, May 2 / 2008.
- [85] LISOWSKI W., *Wskaźnik oceny wyników badań modalnych*, XII Szkoła Analizy Modalnej AGH Kraków 2007.
- [86] LOISEAU H., Excitateurs et capteurs a compensation de masse et de raideur, extension aux frequences eleeves La recherche aéronautique, 1962, No. 89, s. 54–56.
- [87] LORENC Z., *Próby rezonansowe samolotu Orlik-turbo*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [88] LORENC Z., *Próby rezonansowe szybowca Jantar HF*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [89] LORENC Z., *Próby rezonansowe szybowca Puchatek*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.

- [90] LORENC Z., *Próby rezonansowe szybowca SZP-52-2 Jantar 15*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 34/RW-WZ/83.
- [91] LORENC Z., *Wstępne badania rezonansowe szybowca SWIFT*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1991.
- [92] MARES C., MOTTERSHEAD J. E., FRISWELL M. I., Results obtained by minimizing natural frequency errors and using physical reasoning. Mechanical Systems and Signal Processing, 2003/7(1), 39–46.
- [93] MARTINEZ CARRENO J., CLIMENT H., Normal Modes comparison of A330-MRTT dynamic FE-model (jul07) and GVT results, EADS CASA internal report NT-FA-AA0-07010, Oct 2007.
- [94] MARTOWICZ A., PIECZONKA Ł., UHL T., *Application of uncertainty analysis in structural dynamics*, Journal of KONES, 2008 Vol. 15, No. 1.
- [95] MARYNIAK J. WIŚNIOWSKI W., *Badanie drgań ciągnika rolniczego*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [96] MARYNIAK J., WIŚNIOWSKI W., Kryteria rezonansów konstrukcji mechanicznych, Materiały Sympozjum Drgania w Układach Fizycznych, Poznań 1984.
- [97] MARYNIAK J., WIŚNIOWSKI W., *Modelowanie sił wzbudzających w badaniach rezonansowych układów mechanicznych*, Mat. z Sympozjum Modelowanie w Mechanice. Beskid Śląski 1985.
- [98] MARYNIAK J., WIŚNIOWSKI W., Uwagi o hipotezie nieliniowości małych drgań konstrukcji płatowców Mechanika Teoretyczna i Stosowana. 1986, Vol. 24, z. 1–2.
- [99] MATWIEJEW W.W., *Diempfirowanie koliebanii dieformirujemych tieł*, Naukowa Dumka, Kijew 1985.
- [100] MENDROK K., UHL T., Ocena niepewności wyznaczenia parametrów modalnych w eksperymentalnej analizie modalnej, XII Szkoła Analizy Modalnej AGH Kraków 2007.
- [101] MĘŻYK A., CZAPLA T., Wykorzystanie eksperymentalnej oraz numerycznej analizy modalnej w badaniach i symulacji dynamiki stojanów maszyn elektrycznych dużej mocy. Test przed i po remoncie, Politechnika Śląska Gliwice.
- [102] NOWAK M., POTKAŃSKI W., *Metodyka analizy flatteru samolotów lekkich*, Prace Instytutu Lotnictwa 1976.
- [103] ODERFELD J., *Statystyczne podstawy prac doświadczalnych,* Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1990.
- [104] OSIECKI J., ZIEMBA S., *Podstawy pomiarów drgań mechanicznych*, PWN, Warszawa 1968.
- [105] OSIŃSKI Z., Teoria drgań, PWN, Warszawa 1978.
- [106] OSIŃSKI Z., Tłumienie drgań (praca zbiorowa), PWN, Warszawa1997.
- [107] PEETERS B., AUWERAER H. VAN DER, GUILLAUME P., LEURIDAN J., The PolyMAX frequency-domain method: a new standard for modal parameter estimation? *Shock and Vibration*, 11, 395–409, 2004.

- [108] PEREZ GALAN J.L., ANGUITA L., GONZALEZ-DIAZ A., GANDARA J.L. DE LA, CLIMENT H., Effect of Absent Components in FEM Model Updating to Match GVT, Proc. of the European COST F3 Conf. on System Identification & Structural Health Monitoring, Universidad Politecnica de Madrid, Spain, 6-9 June 2000.
- [109] PIAZZOLI G., *Appareillage d'essais de vibration en vol de l'avion Concorde*, ONERA, 1967, p. 29.
- [110] PIAZZOLI G., MARZEC J., Identification dynamique des structures d'avions legers et leur cartification au flottemant, ONERA 1979.
- [111] PIAZZOLI G., Realisation et analyse d'essais impulsionnels au sol et en vol sur structures d'avions et d'engins, Symposium JUTAM, Paris 1965.
- [112] PICKREL C.R., Airplane ground vibration testing correlation with nominal modal model. Proc. IMAC 20 Int. Modal Analysis Conf., 949–956, Los Angeles (CA), 4–7 Feb. 2002.
- [113] PISARENKO G.S., JAKOWLEW A.P., MATWIEJEW W.W., *Własności tłumie*nia drgań materiałów konstrukcyjnych, WNT, Warszawa 1976.
- [114] POLAŃSKI Z., Planowanie doświadczeń w technice, WNT, Warszawa 1984.
- [115] Pomiary rezonansowe i sztywności prototypu szybowców: szybowiec SZD-19 "Zefir-2", szybowiec SZD-19 "Zefir-2a", Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW nr 36, nr 36a, 1961.
- [116] *Pomiary rezonansowe i sztywnościowe szybowca M-3 "Pliszka"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 37, 1961.
- [117] Pomiary rezonansowe prototypu i samolotów seryjnych TS-11 "Iskra", Sprawozdanie Katedry Mechaniki lotu. PW nr 28/1960, 34/1961, 38/1962, 45/1964, 46/1964.
- [118] *Pomiary rezonansowe prototypu rakiety meteorologicznej*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW nr 27/1960, 35/1961.
- [119] *Pomiary rezonansowe prototypu samolotu "Wilga 2"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW nr 51/1964.
- [120] *Pomiary rezonansowe samolotu Lim-5 (modyfikacja),* Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW nr 31/1960.
- [121] *Pomiary rezonansowe usterzenia samolotu MD-12*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 44/1963.
- [122] POTKAŃSKI W., CHAJEC W., *Flutter Analysis During the Design of sailplanes,* Technical Soaring 1989 Vol. XIII, No. 4, p. 135–140.
- [123] POTKAŃSKI W., *Flutter analysis of Light Aircraft*, Acta Mechanika 1986, nr 62, s. 105–112.
- [124] POTKAŃSKI W., *Obliczenia flatteru z nieliniowościami w układach sterowania*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 1986, nr 31, s. 29–32.
- [125] *Próby rezonansowe modelu flatterowego samolotu W-300*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1986.

- [126] Próby rezonansowe porównawcze dwóch samolotów Lim-2 w celu określenia przyczyn nadmiernych drgań występujących w locie, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 43/1963.
- [127] *Próby rezonansowe samolotu M-26 ISKIERKA*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1987.
- [128] Próby rezonansowe samolotu PZL -130 TM ORLIK TURBO (5 wersji), Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1989.
- [129] *Próby rezonansowe szybowca "Bocian"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 23/1958.
- [130] *Próby rezonansowe szybowca "Goevier"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 16/1958.
- [131] *Próby rezonansowe szybowca "Minimoa"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 15/1958.
- [132] Próby rezonansowe szybowca "Mucha 100", Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 18/1957.
- [133] Próby rezonansowe szybowca "Mucha bis", Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 19/1958.
- [134] *Próby rezonansowe szybowca "Sochaj"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu PW, nr 20/1958.
- [135] *Próby rezonansowe szybowca "Ważka"*, Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu, nr 21/1958.
- [136] *Próby rezonansowe szybowca "Żuraw"*, Sprawozdanie Katedry mechaniki Lotu PW, nr 11/1957.
- [137] *Próby rezonansowe szybowca IS-1 Revelation*, Soaring Magazine, August 2007.
- [138] *Próby rezonansowe szybowca SZD-56 BB-1*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1990.
- [139] *Próby rezonansowe układów sterowania śmigłowca Mi-2M*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1983.
- [140] RODDEN WILLIAM P., A metod for deriving structural influence coefficients from Ground Vibration Test, AIAA Jurnal 1967, Vol. 5, No. 5, p. 991– -1000.
- [141] ROGÓLSKI R., OLEJNIK A., KOCHEL S., LESZCZYŃSKI P., Identyfikacja drgań własnych kompozytowego samolotu dyspozycyjnego w oparciu o model dyskretny do analizy MES, XII Szkoła Analizy Modalnej AGH Kraków 2007.
- [142] SCANLAN R., ROSENBAUM R., *Drgania i flatter samolotów* PWN, Warszawa 1964.
- [143] SCHWOCHOW J., A flutter test with the DG-300/17 of the DLR Braunschweig: FLUTTER "Der heiligen DG" http://www.dg-flugzeugbau.de /dg1000-flattern-e.html.

- [144] SIMSIRIWONG J., SULLIVAN R. W., Vibration Testing of a Carbon Composite Fuselage, American Society for Composites 23rd Technical Conference, 9–11 September, 2008.
- [145] *Statyczne próby sztywnościowe samolotu A-37*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1981.
- [146] SULLIVAN R., RAIS-ROHANI M., LACY T., ALDAY N. Structural Testing of an Ultralight UA V Composite Wing, Structural Dynamics, and Material Conference, Newport, Rhode Island, 1–4 May 2006.
- [147] SULLIVAN, R., RAIS-ROHANI, M, LACY, T., ALDAY, N. 2006. Structural Testing of an Ultralight UAV Composite Wing, 47th AIAA/ASME/ASCE /AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Material Conference, Newport, Rhode Island, 1–4 May 2006.
- [148] UHL T., *Eksploatacyjna analiza modalna i jej zastosowanie*, KDMiR AGH Kraków 1999.
- [149] UHL T., Komputerowo wspomagana identyfikacja modeli konstrukcji mechanicznych, WNT, Warszawa 1997.
- [150] UHL T., LISOWSKI W., Praktyczne problemy analizy modalnej konstrukcji, Kraków 1996.
- [151] VINOGRADOV V., Próby rezonansowe samolotu "M-15", Sprawozdanie WSK-Mielec 1975.
- [152] VRIES DE G., *Adaptation par correlation d'une structure vibrante au moule lineaire*, La Recherche Aéronautique 1962, Vol. 90, p. 59–67.
- [153] VRIES DE G., BEATRIX C., Les procede generaux de mesure de caracteristiques vibratoires des structures lineaires faiblement amorties, Progress in aeronautical sciences 1968, Vol. 9, p. 1–39.
- [154] VRIES DE G., *Le probleme de l'approprietion des forces d'excitation dans l'essai de vibration*, La Recherche Aérospatiale 1964, Vol. 102, p. 43–49.
- [155] VRIES DE G., *Les raideurs electriques et leur employ dans les essays de vibration*, La Recherche Aéronautique 1963, Vol. 92, p. 49–55.
- [156] VRIES DE G., *Remarques sur l'analyse de courbes d'admittance d'une structure mecanique*, La Recherche Aéronautique 1963, Vol. 95.
- [157] VRIES DE G.,: *Le principes de l'essai global de vibration d'une structure.* La Recherche Aérospatiale 1965, Vol. 108.
- [158] Wibracje i wstrząsy, Naerum, Bruel & Kjaer, s. 40.
- [159] WIŚNIOWSKI W. Influence of changes of some construction parameters on the plane's dynamic characteristics Journal of KONES 2010 Vol.17, nr 1.
- [160] WIŚNIOWSKI W., PTASZYŃSKI M., PIWEK K., *Pojazd wodno-lądowy na poduszce powietrznej*, Zgłoszenie Patentowe Nr 375836.
- [161] WIŚNIOWSKI W. Pomiary drgań tensometrami skalowanymi dynamicznie, Mat. Konferencji MDWM, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1989.
- [162] WIŚNIOWSKI W., Posibilities of use of resonance tests in vibrodiagnostics of aircraft structures, Mat. Sympozjum Drgania w Układach Fizycznych, Poznań 1988.

- [163] WIŚNIOWSKI W. STANKIEWICZ S. ŻURKOWSKI L., Zestaw osprzętu mechanicznego do badań dynamicznych dużych konstrukcji przestrzennych, zwłaszcza do prób rezonansowych statków powietrznych, Wzór użytkowy nr 30.000.
- [164] WIŚNIOWSKI W., Influence of mass changes of flying objects on their dynamic features, Journal of Kones, vol. 17, No. 4, Warsaw 2010.
- [165] WIŚNIOWSKI W., Badania własności i tłumiących próbek pokrycia steru wysokości, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 36/BW-WZ/88.
- [166] WIŚNIOWSKI W., Identyfikacja własności dynamicznych układów mechanicznych metodą badań rezonansowych, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska 1980.
- [167] WIŚNIOWSKI W., KRZYMIEŃ W., *Wybrane zagadnienia badań rezonansowych śmigłowców*, Prace Instytutu Lotnictwa 1997 Nr 149/150.
- [168] WIŚNIOWSKI W., *Looses existing and their influence on the aircraft dynamic characteristics*, Transactions of the Institute of Aviation, Warsaw 2010.
- [169] WIŚNIOWSKI W., LORENC Z., *Badanie drgań popychaczy układu sterowania samolotu*, II Konferencja Mechanika w Lotnictwie, Warszawa 1986.
- [170] WIŚNIOWSKI W., *Luz uogólniony i rezonansowy sposób jego oceny*, Mat. Sympozjum Drgania w Układach Fizycznych, Poznań 1986.
- [171] WIŚNIOWSKI W., MARYNIAK J., Nieliniowości małych drgań rezonansowych i ich wpływ na próby rezonansowe konstrukcji mechanicznych, V Kongres Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warna 1985.
- [172] WIŚNIOWSKI W., *Metoda eliminowania wpływu drgań układów sterowania przy doświadczalnym wyznaczaniu drgań własnych samolotu*, Mat. XI Sympozjum Mechaniki Doświadczalnej Ciała Stałego, Warszawa 1984.
- [173] WIŚNIOWSKI W., *Model calibration of vibration sensors*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 1993.
- [174] WIŚNIOWSKI W., Modelowanie eksperymentu w badaniach współzależności drgań i naprężeń elementów konstrukcji lotniczych, Sympozjum Modelowanie w Mechanice PTMTiS, Beskid Śląski 1988.
- [175] WIŚNIOWSKI W., *Modelowanie w procesie prób rezonansowych*, Mat. Sympozjum Modelowanie w Mechanice, Gliwice Beskid Śląski 1986.
- [176] WIŚNIOWSKI W., *Nauka to tworzenie nowej wiedzy*, Prace Instytutu Lotnictwa. Warszawa 2009.
- [177] WIŚNIOWSKI W., *Nietypicznyje sposoby ispolzowanija czastotnych ispytanij,* Mat. III Konferencji RWPG Rozwój Techniki Lotniczej, Budapeszt 1988.
- [178] WIŚNIOWSKI W., Odwzorowanie obciążeń akustycznych w badaniach trwałości konstrukcji, Mat. XIII Sympozjum Mechaniki Doświadczalnej Ciała Stałego. Warszawa 1988.
- [179] WIŚNIOWSKI W., Pomiary drgań doświadczalnego usterzenia poziomego samolotu I-22 metodą tensometrów skalowanych modalnie, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 5/BW-WZ/88.

- [180] WIŚNIOWSKI W., Pomiary drgań ogona samolotu TS-11 Iskra przy pracującym silniku na ziemi metodą tensometrów skalowanych dynamicznie, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 17/BW-WZ/88.
- [181] WIŚNIOWSKI W., *Pomiary drgań samolotu M-18 DROMADER*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1986.
- [182] WIŚNIOWSKI W., Porównanie własności rozwiązań konstrukcyjnych steru wysokości pod względem możliwości zmniejszenia naprężeń w pokryciach – analiza kierunków zmian konstrukcyjnych, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 38/BW-WZ/88.
- [183] WIŚNIOWSKI W., *Porównanie wyników prób rezonansowych prototypów wyr. 300.* Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 24 BW-WZ/90.
- [184] WIŚNIOWSKI W., Posibilities of use of resonance tests in vibrodiagnostics of aircraft structures, Materiały Sympozjum Drgania w Układach Fizycznych, Poznań 1988.
- [185] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe samolotu An-28*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1984.
- [186] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe samolotu I-22 Iryda*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 1986–1990.
- [187] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe samolotu M-20 Mewa*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [188] WIŚNIOWSKI W., Próby rezonansowe samolotu PZL-130 Orlik z silnikiem tłokowym, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [189] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe samolotu wzorzec*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr. 19/RW-WZ/82.
- [190] WIŚNIOWSKI W., Próby rezonansowe śmigła ogonowego śmigłowca "Mi-2" Warszawa 1974, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [191] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe śmigłowca W-3*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 18/RW-WZ/83.
- [192] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe szybowca Jantar 2B*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [193] WIŚNIOWSKI W., *Próby rezonansowe szybowca Puchacz*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [194] WIŚNIOWSKI W., Próby rezonansowe układów sterowania samolotu W-300/103, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1987.
- [195] WIŚNIOWSKI W., Próby rezonansowe wałów głównych śmigłowca "Mi-2", Warszawa 1975, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [196] WIŚNIOWSKI W., Próby rezonansowe zmodyfikowanego usterzenia klap i klapek samolotu "M-18", Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa.
- [197] WIŚNIOWSKI W., Research of the Dynamic Properties of Structures the Models of Interpretation, Journal of KONES Vol.15. Nr 3. Warsaw 2008.
- [198] WIŚNIOWSKI W., *Resonance Tests Vibration Mode Shapes from the Wing Torsion Group*, Journal of KONES Vol. 16. Nr 4. Warsaw 2009.

- [199] WIŚNIOWSKI W., *Resonance Tests Vibration Mode Shapes from the Wing Torsion Group*, Journal of KONES Vol. 16. Nr 4. Warsaw 2009.
- [200] WIŚNIOWSKI W., Sposób badania rezonansów o zbliżonych częstotliwościach z których co najmniej jeden ma własności nieliniowe, Patent nr 139937.
- [201] WIŚNIOWSKI W., Sposób określenia luzów w konstrukcjach mechanicznych, Patent nr 149916.
- [202] WIŚNIOWSKI W., Sposób pomiaru drgań przy pomocy tensometrów skalowanych dynamicznie zgodnie z postaciami drgań własnych w zastosowaniu zwłaszcza do badań konstrukcji lotniczych, Patent 156768.
- [203] WIŚNIOWSKI W., Sposoby przedstawiania wyników prób rezonansowych samolotów, Prace Naukowe Instytutu Metrologii Elektrycznej Politechniki Wrocławskiej 1985, nr 11.
- [204] WIŚNIOWSKI W., *Technologia próby rezonansowej*, Materiały Konferencji MDWM, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1981.
- [205] WIŚNIOWSKI W., Untypical and Incorrect Result of Vibration Tests, Journal of KONES Vol.16. Nr 1. Warsaw 2009.
- [206] WIŚNIOWSKI W., Właściwości urządzenia do pneumatycznego zawieszenia konstrukcji podczas prób rezonansowych, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 1974.
- [207] WIŚNIOWSKI W., Wyznaczanie współczynnika tłumienia drgań konstrukcji w oparciu o liniowy model układu o jednym stopniu swobody, Sympozjum Modelowanie w Mechanice, Beskid Śląski 1987.
- [208] WIŚNIOWSKI W., Zamieczanije na riezonansnym ispytanijam samolietow, Materiały II Konferencji RWPG Rozwój Techniki Lotniczej, Płowdiw 1987.
- [209] WIŚNIOWSKI W., Zawieszenie samolotu podczas prób rezonansowych, Technika Lotnicza i Astronautyczna 1976, nr 3.
- [210] WIŚNIOWSKI W., Zmienność częstości drgań rezonansowych obiektów latających, Materiały Konferencji MDWM, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1984.
- [211] WOJTYRA K., POPŁAWSKI P., Badania drgań i naprężeń samolotu na ziemi przy pracujących silnikach, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1987.
- [212] WRIGHT J.R., COOPER J.E., Introduction to aircraft aeroelasticity and loads, J.Wiley & Sons Inc., 2007.
- [213] ŹAROR E.A., SMYSŁOW W.J., Tocznost opriedielienija koliebatielnych charaktieristik uprugoj konstrukcji pri riezonansnych ispytanijach s mnogotocziennym rozbużdienijem, Uczienyie Zapiski CAGI 1976, t.7, nr 5, s. 88–97.
- [214] ZAVERI K., PHIL M., Modal analysis of large structures multiple exciter systems, B&K, 1984.
- [215] ZIEMBA S., Analiza drgań, PWN, Warszawa 1957.



Dr inż. Witold Wiśniowski ukończył studia na wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej w 1971 roku. Praca magisterska wykonana pod kierownictwem mgr. inż. Bronisława Żurakowskiego obejmowała projekt koncepcyjny małego śmigłowca turystycznego oraz projekt techniczny głowicy wirnika nośnego i podwozia płozowego.

W roku 1978 ukończył studia na Wydziale Matematyki i Mechaniki Uniwersytetu Warszawskiego. Praca magisterska doty-

czyła rachunku prawdopodobieństwa.

Od roku 1971 po dzień dzisiejszy pracuje w Instytucie Lotnictwa. Początkowo w *Zakładzie Podwozi,* a następnie w *Zakładzie Aparatury Agrolotniczej.*

Długoletnią specjalizację i rozwój zawdzięcza pracy w *Zakładzie Dynamiki* oraz *Pracowni Prób Rezonansowych,* którą zorganizował i przez kilkanaście lat prowadził.

Przygotował, zorganizował i zaprojektował nowatorskie w Polsce ruchome laboratorium oraz modułowe szybkomontowalne wyposażenie pomocnicze, chronione wzorem użytkowym i wykorzystywane również w VZLU Praha. Istotnym osiągnięciem było rozwiązanie zagadnienia zawieszenia samolotu eliminującego jego wpływ na wyniki badań. Ten etap pracy uwieńczyła obrona pracy doktorskiej na wydziale MEiL Politechniki Warszawskiej w roku 1980. Przygotowane wyposażenie i adaptowane procedury badawcze umożliwiły wykonanie badań około 30 konstrukcji lotniczych: szybowców, samolotów i śmigłowców. Wykorzystując stworzone narzędzia Witold Wiśniowski opracował kilka nowych metod badawczych, które zastosował do badania właściwości dynamicznych obiektów. Są to: metoda badania luzów konstrukcji, badanie rezonansów o bliskich lub jednakowych częstościach (patent), skalowanie rezonansowe tensometrów (patent), wykorzystanie rezonansowej diagnostyki i odtworzenia obciążeń w badaniach zmęczenia struktur, metody badań drgań popychaczy.

W swojej karierze zawodowej prowadził lub uczestniczył w badaniach szeregu prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców, dzięki czemu mogła powstać unikalna baza wiedzy na temat ich właściwości dynamicznych.

Witold Wiśniowski jest autorem ponad 30 publikacji naukowych, 6 patentów i ponad 60 wystąpień i referatów na konferencjach naukowych i technicznych.

Kiedy w roku 1993 został naczelnym dyrektorem Instytutu Lotnictwa, podjął ostatnią próbę dokończenia programu "Iryda". Upadłość PZL-Mielec oraz wielka restrukturyzacja przemysłu lotniczego zniweczyły te plany i spowodowały, że Instytut utracił partnerów i rynek.

W roku 1998 Witold Wiśniowski ogłosił nową strategię zawartą w haśle "świadczenie usług na światowym rynku badań naukowych". Konsekwentnie realizowana zaproponowana strategia wyznaczyła nowe miejsce Instytutu na globalnym rynku jako strategicznego partnera koncernów General Electric, United Technologies i innych.

Miarą sukcesu może być dzisiaj 1200-osobowe zatrudnienie, coroczny kilkunastoprocentowy wzrost przychodów, wielkie inwestycje modernizacyjne, wieloletnie kontrakty. Obecnie Instytut Lotnictwa jest największym instytutem badawczym w Polsce.

Od 10 lat organizuje corocznie w Waszyngtonie polsko-amerykańską konferencję "Nauka i Technologia", uczestniczy w pracach Zarządu Europejskiego Stowarzyszenia Lotniczych Ośrodków Badawczych EREA, jest aktywnym działaczem SIMP, Rady Głównej JBR oraz Komitetów Naukowych PAN. Współtworzył Stowarzyszenie Przemysłu Lotniczego, którego w latach 2001–2002 był przewodniczącym, a do dziś jest członkiem jego ścisłego kierownictwa.

ISSN 0509-6669