

## TŁUMIENIE KONSTRUKCYJNE DRGAŃ WŁASNYCH LEKKICH PŁATOWCÓW

WIESŁAW KRZYMIEŃ

*Instytut Lotnictwa*

### Streszczenie

*Badania właściwości drganiowych mogą być przeprowadzone różnymi metodami, w zależności od sposobu wzbudzania oraz analizy odpowiedzi obiektu.*

*Od wielu lat skuteczną i dokładną, choć nie najszybszą metodą identyfikacji dynamicznej płatowców pozostają badania rezonansowe. W Instytucie Lotnictwa przeprowadzono badania rezonansowe wielu samolotów, szybowców i śmigłowców a także innych, nielotniczych konstrukcji.*

*Przedstawione poniżej wnioski z analizy wyników pomiarów tłumienia z wykonanych badań rezonansowych powinny być przydatne przy obliczeniach flutterowych jak i przy badaniach flutterowych w locie.*

### 1. ZAKRES POMIARÓW BADAŃ REZONANSOWYCH

Wynikami badań rezonansowych na potrzeby analizy flutterowej konstrukcji samolotu lub szybowca są:

- postać drgań,
- częstotliwość drgań rezonansowych danej postaci,
- współczynnik tłumienia.

Bezwymiarowy współczynnik tłumienia  $\alpha$  jest definiowany jako stosunek tłumienia do tłumienia krytycznego danej postaci, czyli zgodnie z podstawowym równaniem:

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = 0$$

$$\ddot{x} + 2\alpha\omega_0\dot{x} + \omega_0^2x = 0$$

gdzie:  $m$  - masa drgająca,

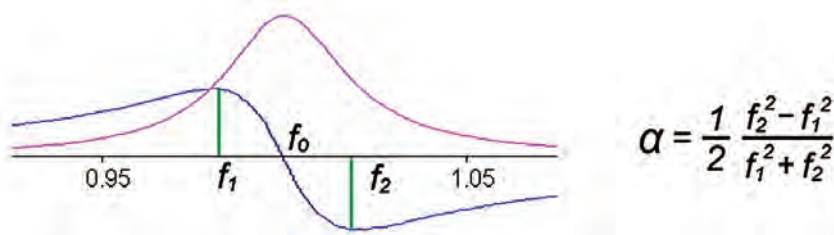
$c$  - siła tłumiąca,

$k$  - sztywność,

$\omega_0$  - pulsacja drgań nietłumionych.

W przyjętej w Instytucie Lotnictwa metodyce badań rezonansowych bezwymiarowy współczynnik tłumienia drgań danej postaci wyznacza się z przyrezonansowego przebiegu składowej odpowiedzi zgodnej w fazie z siłą wzbudzającą z wybranego (charakterystycznego) czujnika i polega na wyznaczeniu częstotliwości ekstremów odpowiedzi zgodnej w fazie z siłą wzbudzenia, w charakterystycznym punkcie konstrukcji). Taka metoda, choć nie jest szybka, pozwala także na wizualne przedstawienie właściwości drganiowych obiektu.

Rys. 1. przedstawia wykres ustalonej odpowiedzi, rozdzielonej na składową zgodną i przesuniętą w fazie o  $\pi/2$  względem siły wzbudzającej, liniowego obiektu na wzbudzenie stałą siłą monoharmoniczną.



Rys. 1. Ilustracja metody wyznaczania współczynnika tłumienia drgań  $\alpha$

Analizie poddano wyniki badań rezonansowych:

- 3 modeli dynamicznie podobnych (DPMS)
- 8 szybowców (kompozytowych),
- 4 samolotów kompozytowych,
- 12 samolotów metalowych.

Wszystkie pomiary zostały wykonane w ciągu ostatnich lat przy zastosowaniu tej samej, opisananej metody badań. W analizie pominięto pomiary dla postaci sprzężonych, tj dla postaci bardzo niewiele różniących się częstotliwościami (w zależności od wielkości tłumienia, praktycznie poniżej 3% różnicy częstotliwości).

Podczas badań rezonansowych obiekt jest podwieszany na elastycznym zawieszeniu (np. gumowych sznurach), które eliminuje wpływ sztywności i tłumienia podparcia na obiekt, symulując stan obiektu „w locie”.

## 2. WSPÓŁCZYNNIK TŁUMIENIA A POSTACIE DRGAŃ

Do analizy wybrano podstawowe, typowe postacie drgań występujące we wszystkich płatowcach o klasycznym układzie.

W tabelach zestawiono podstawowe postacie drgań rezonansowych badanych konstrukcji w czterech grupach:

- postacie symetryczne (typu „zginanie” i „skręcanie”),
- postacie antysymetryczne (typu „zginanie” i „skręcanie”),
- wychyłanie powierzchni sterowych,
- skręcanie sterów.

Typową postacią drgań sterów jest także zginanie, jednak ze względu na stosunkowo duży wpływ ich zawieszenia (sztywność napędu, liczba i usytuowanie zawiasów) oraz udział pozostałej części konstrukcji płatowca (skrzydeł, stateczników), do analizy wybrano tylko skręcanie. Ponadto wśród postaci symetrycznych i antysymetrycznych jest łącznie tylko 5 postaci typu „skręcanie”. Ponieważ stery są zwykle wykonane w tej samej technologii co kadłub i skrzydła, wyniki te można więc przyrównać do pozostałych postaci typu „skręcanie”.

Badania rezonansowe układów sterowania wykonuje się zwykle „ze swobodnym drążkiem” lub „z zablokowanym drążkiem” (w różnych konfiguracjach). Do analizy przyjęto tylko podstawową postać, jaką jest wychylenie powierzchni sterowej bez blokady sterownicy czyli „z jednym węzłem w układzie sterowania”.

W tabelach 1 - 4 w kolumnach zestawiono średnie arytmetyczne wartości współczynnika tłumienia z wyników pomiarów wszystkich wybranych samolotów, szybowców i modeli dynamicznie podobnych:

- współczynnika tłumienia  $\alpha$  (wyrażonego w %),
- wartości odchylenia standardowego  $\sigma$ ,
- ilości pomiarów  $n$  (na podstawie których obliczono wartość średnią i odchylenie standardowe) dla typowych postaci drgań.

Tab. 1. Postacie symetryczne

L.p.	Postać	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	1. zginanie skrzydeł	1.9	1.9	27
3	Zginanie kadłuba	3.2	2.5	25
4	Zginanie statecznika poziomego	2.6	1.9	25
5	2. zginanie skrzydeł	2.7	1.9	19
6	Skręcanie skrzydeł	3.2	3.6	27
7	Skręcanie statecznika poziomego	2.5	4.6	15

Tab. 2. Postacie antysymetryczne

L.p.	Postać	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	Skręcanie kadłuba	1.8	1.5	26
2	Poz. nożycowe skrzydło-kadłub	3.0	2.5	18
3	Zginanie kadłuba	3.4	3.4	23
4	Nożycowe zginanie usterzenia	2.6	2.9	24
5	1. zginanie skrzydeł	2.4	1.6	26
6	Skręcanie skrzydeł	3.1	3.2	27
8	Skręcanie statecznika poziomego	2.0	2.9	19
9	1. zginanie statecznika poz.	1.9	3.7	11

Tab. 3. Postacie drgań sterów

L.p.	Postać	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	Skręcanie lotki	3.3	1.7	16
2	Skręcanie kłapy	3.2	5.9	11
3	A. skręcanie steru wysokości	1.9	3.0	18
4	S. skręcanie steru wysokości	2.0	3.4	13
5	Skręcanie steru kierunku	2.3	4.2	15

Tab. 4. Postacie układów sterowania

L.p.	Postać	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	S. Wychyłanie lotek	3.1	5.1	23
2	A. Wychyłanie lotek	3.5	4.6	23
3	S. Wychyłanie kłap	4.2	5.0	16
4	Wychyłanie steru wysokości	3.6	5.0	25
5	Wychyłanie steru kierunku	5.6	12.0	18

Analizując powyższe wielkości można zauważyć, że:

- nie ma istotnej różnicy pomiędzy współczynnikami tłumienia postaci symetrycznych i antysymetrycznych,
- współczynnik tłumienia drgań pierwszej postaci symetrycznej oraz antysymetrycznej (t.j. o najniższych częstotliwościach) jest niższy od pozostałych; tłumienie pozostałych postaci jest na podobnym poziomie,
- współczynnik tłumienia drgań jest niższy w przypadku postaci, gdy odkształca się jeden (główny) element np. statecznik poziomy, ster wysokości lub kierunku,
- współczynniki tłumienia podstawowych rezonansów układów sterowania są większe od innych postaci.

### 3. WSPÓŁCZYNNIK TŁUMIENIA A KONSTRUKCJA PŁATOWCA

Badane konstrukcje można podzielić na trzy grupy ze względu na ich konstrukcję:

- belkową konstrukcję dynamicznie podobnych modeli samolotów,
- segmentową (skorupową) konstrukcję samolotów oraz szybowców laminatowych,
- elementową (półskorupową) konstrukcję samolotów metalowych.

Zestawienie wyników pomiarów dla różnych rodzajów konstrukcji zawierają tabele 5 - 8.

Tab. 5. Postacie symetryczne

Lp.	Rodzaj konstrukcji	Rezonanse	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	DPMS	Łącznie	1.0	0.5	12
		zginanie	1.0	0.5	9
		skręcanie	0.8	0.2	3
2	Szybowce	Łącznie	1.8	1.2	49
		zginanie	1.5	0.7	38
		skręcanie	2.9	1.6	11
3	Samoloty laminatowe	Łącznie	3.4	2.0	24
		zginanie	3.3	2.0	19
		skręcanie	3.9	1.7	5
4	Samoloty metalowe	Łącznie	3.2	1.5	88
		zginanie	3.3	1.5	65
		skręcanie	3.1	1.3	23

Tab. 6. Postacie antysymetryczne

Lp.	Rodzaj konstrukcji	Rezonanse	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	DPMS	Łącznie	1.2	0.6	13
		zginanie	1.2	0.7	9
		skręcanie	1.1	0.6	4
2	Szybowce	Łącznie	2.1	1.2	59
		zginanie	2.2	1.3	38
		skręcanie	2.0	1.0	21
3	Samoloty laminatowe	Łącznie	2.9	1.4	29
		zginanie	3.4	1.6	19
		skręcanie	1.9	0.9	10
4	Samoloty metalowe	Łącznie	3.0	1.5	85
		zginanie	3.2	1.4	48
		skręcanie	2.8	1.6	37

Tab. 7. Postacie drgań sterów

Lp.	Rodzaj konstrukcji	Rezonanse	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	DPMS	skręcanie	3.4	1.5	7
2	Szybowce	skręcanie	2.4	1.1	21
3	Samoloty laminatowe	skręcanie	1.9	1.3	13
4	Samoloty metalowe	skręcanie	2.7	1.4	32

Tab. 8. Postacie układów sterowania

Lp.	Rodzaj konstrukcji	Rezonanse	$\alpha$ %	$\sigma$ %	n
1	DPMS	wychylenie sterów	3.3	1.4	8
2	Szybowce	wychylenie sterów	4.6	2.7	24
3	Samoloty laminatowe	wychylenie sterów	5.3	2.3	15
4	Samoloty metalowe	wychylenie sterów	3.2	1.5	88

Analizując podane wielkości można zauważyć, że:

- nie ma istotnej różnicy pomiędzy wielkością współczynników tłumienia postaci typu zginanie oraz skręcanie,
- niższe współczynniki tłumienia konstrukcji szybowców wskazują na możliwość oddziaływania zabudowanych w samolotach przyrządów i instalacji.

#### 4. OSZACOWANIE ZMIANY TŁUMIENIA Z AMPLITUDĄ DRGAŃ

Dodatkowym elementem badań rezonansowych jest pomiar nieliniowości częstotliwości drgań własnych, oparty na pomiarze częstotliwości i amplitudy odpowiedzi obiektu dla kilku poziomów siły wzbudzającej (np. co 20%).

Charakter odpowiedzi bywa różny - zależnie od właściwości konstrukcji częstotliwość może w niewielkim stopniu wzrosnąć lub zmaleć.

Przyjmując liniową zależność amplitudy od siły wzbudzania (tj. układ quasi-liniowy: ze zmianą amplitudy postać drgań i częstotliwość nie ulega istotnej zmianie), czyli:

$$A \sim P$$

Amplituda drgań zależy odwrotnie proporcjonalnie do bezwymiarowego współczynnika tłumienia (tzw. wzmocnienie dynamiczne), czyli:

$$A \sim \frac{1}{2\alpha}$$

Jeśli przy początkowej sile wzbudzania  $P_1$  amplituda wynosi  $A_1$  a tłumienie  $\alpha_1$ , to dla:  $P_x < P_1$  amplituda powinna wynosić:

$$A_x = \frac{P_x}{P_1} A_1$$

W rzeczywistości amplituda wzbudzanych drgań  $A'_x$  zmienia się nieproporcjonalnie do siły wzbudzenia, wówczas można przyjąć, że bezwymiarowy współczynnik tłumienia zmienia się proporcjonalnie do amplitudy:

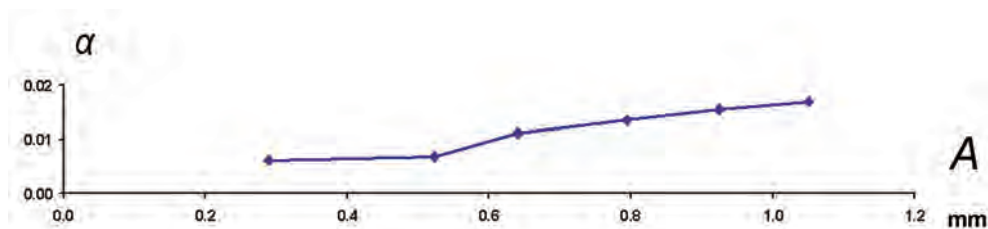
$$\alpha'_x = \frac{A_x}{A'_x} \alpha_1$$

gdzie:  $A_x$  jest amplitudą drgań proporcjonalną do siły wzbudzenia.

Stąd bezwymiarowy współczynnik tłumienia dla siły wzbudzenia  $P_x$  i amplitudy  $A_x$  wynosi:

$$\alpha'_x = \frac{P_x}{P_1} \frac{A_1}{A_x} \alpha_1$$

Przykładowy wykres zależności bezwymiarowego współczynnika tłumienia od amplitudy wzbudzanych drgań przedstawia rys. 2. Zmierzona wielkość bezwymiarowego współczynnika tłumienia dla tej postaci wynosiła: 0.017 (1.7%)



Rys. 2. Przybliżona zależność bezwymiarowego współczynnika tłumienia  $\alpha$  od amplitudy wzbudzanych drgań A. (Samolot FK-09: skręcanie kadłuba)

Wykres ilustruje wynik pomiaru o stosunkowo dużej zmianie współczynnika tłumienia z amplitudą jednak nie jest to przypadek szczególny. Dla badań flutterowych w locie groźniejszy może być przypadek spadku tłumienia ze wzrostem amplitudy drgań - możliwe staje się wówczas tzw „przechłodzenie flutteru” (drgania flutterowe mogą powstać dopiero przy dużej amplitudzie wzbudzenia).

## WNIOSKI

Na podstawie analizy wyników przeprowadzonych badań rezonansowych można stwierdzić, że:

1. Konstrukcje lotnicze nie są monolityczne: na wyniki pomiarów drgań własnych wpływa jakość połączeń: skrzydło - kadłub i statecznik - kadłub. Podobny wpływ ma zawieszenie (zawiasy) oraz napęd sterów.
2. Na wielkość współczynników tłumienia obiektu wpływa głównie (lecz w różnym stopniu) tarcie suche i luz połączeń. Mają one także istotny wpływ na dokładność wyników pomiarów tłumienia.
3. Stosowane metody badań flutterowych płatowca w locie powinny uwzględniać wpływ nieliniowości na wyniki pomiarów.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Krzymień W. „Układ do pomiaru tłumienia drgań modelu flutterowego” - VII. Ogólnopolska Konferencja „Miernictwo Dynamicznych Wielkości Mechanicznych”, Warszawa, 1986.
- [2] J. Giergiel „Tłumienie drgań mechanicznych”, PWN, Warszawa, 1990.
- [3] Krzymień W. „Modyfikacja metody „randomdec” w zastosowaniu do badań modeli flutterowych samolotów” - VII. Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa, 1998.
- [4] F. Lenort „Metoda analizy czasowo-częstotliwościowej z przykładami zastosowań w technice lotniczej”, Kraków, 2004
- [5] sprawozdania wewnętrzne Instytutu Lotnictwa z wykonanych badań rezonansowych płatowców.

WIESŁAW KRZYMIEN

## STRUCTURAL DAMPING OF EIGENVIBRATION OF THE LIGHT AIRPLANES

### *Abstract*

*Ground Vibration Testing (GVT) of airplanes is the main method of verifying their computational models including the structural damping coefficient.*

*The author has attempted to analyse the results of measuring the damping coefficient based on GVT results carried out in the Institute of Aviation for many aircraft and gliders.*

*The results taken into consideration are typical proper vibration shapes for: 3 dynamically similar models of airplanes, 8 gliders, 4 composite material-made airplanes and 12 metal-made airplanes. All the GVT results for these aircraft were obtained by the same methods. The resulting values of the damping coefficient are presented as the mean values in relation to the typical shapes and types of airplane structure. The reasons for damping nonlinearities are usually small gaps and dry frictions in the joints of the airplane elements.*

*The results presented can be useful for flutter analysis and in-flight flutter tests.*