

## DYNAMICZNIE PODOBNE MODELE SAMOLOTÓW I ICH ROLA W BADANIACH WŁAŚCIWOŚCI AEROELASTYCZNYCH

WIESŁAW KRZYMIŃ

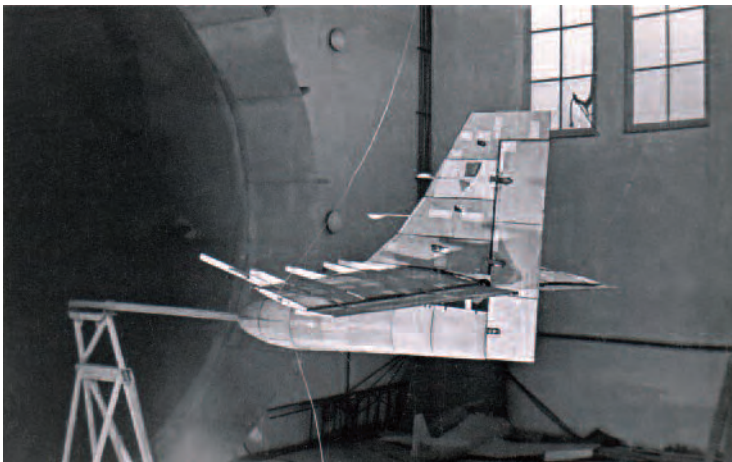
*Instytut Lotnictwa*

### Streszczenie

*Modele dynamicznie podobne od lat stanowią wiarygodne obiekty do weryfikacji obliczeń oraz symulacji numerycznych a wyniki z badań i doświadczeń dostarczają wiele interesujących informacji. Na etapie projektu nowego samolotu modele dynamicznie podobne są jedynym praktycznym sposobem weryfikacji obliczeń flatterowych, mogą być pomocne przy badaniach układów sterowania, a zebrane doświadczenia i wnioski powinny stanowić podstawę do weryfikacji teorii, algorytmów obliczeń oraz metod modelowania. Badania na modelach dynamicznie podobnych są zwykle tańsze od badań na prototypach a przede wszystkim bezpieczne. W artykule przedstawiono podstawowe informacje o dynamicznie podobnych modelach samolotów, badaniach modeli i badaniach w tunelu aerodynamicznym.*

### WSTĘP

Dynamicznie podobne modele mogą być wykonywane dla całego samolotu lub jego fragmentu (rys. 1 - 3).



Rys. 1. Dynamicznie podobny model usterzenia samolotu TS-11 „Iskra”  
(1968, fot. archiwum ILot)

Procedurę badań flutterowych na modelach dynamicznie podobnych można podzielić na trzy etapy:

#### 1. Przygotowanie danych o obiekcie.

Przyjęcie danych do obliczeń flutterowych i do konstrukcji modelu flutterowego jest równoznaczne z przyjęciem odpowiedniego modelu dynamicznego konstrukcji samolotu.

Danymi tymi (w przyjętym układzie współrzędnych) są:

- geometria
- rozkład mas,
- rozkład sztywności.

#### 2. Porównanie własności dynamicznych samolotu z wynikami obliczeń i badań modelu flutterowego (badania rezonansowe).

O trafności przyjętego modelu dynamicznego świadczy porównanie wyników pomiarów właściwości dynamicznych konstrukcji samolotu i modelu oraz wyników obliczeń postaci i częstotliwości własnych. Porównanie to daje także informacje o dokładności obliczeń, a także o jakości wykonania modelu.

#### 3. Badanie flutteru i porównanie wyników modelu dynamicznie podobnego i obliczeń flutterowych.

Zgodność wyników obliczeń flutterowych z wynikami badań modelu flutterowego w tunelu aerodynamicznym stanowi dobrą i możliwie najbezpieczniejszą podstawę dla wytypowania najniekorzystniejszej (flutterowo) wersji masowej samolotu, która powinna być przebadana w locie.

Ostatecznym, pozytywnym wynikiem badań i obliczeń flutterowych jest bezpieczne osiągnięcie w locie maksymalnej dopuszczalnej prędkości.

### 1. PODSTAWY TEORETYCZNE

Modelowanie polega na odwzorowaniu żądanych charakterystycznych cech obiektu zgodnie z odpowiednimi kryteriami podobieństwa.



Rys. 2. Model flutterowy samolotu M-15 podczas badań rezonansowych (1976/82, fot. archiwum ILot)

Dla zjawiska aero-elasto-dynamicznego, jakim jest flutter, zasadniczym kryterium podobieństwa jest zgodność dla modelu i obiektu bezwymiarowej liczby Strouhala ( $St$ ) - zwanej też „jednoczesności”:

$$St = \frac{l\omega}{v}$$

gdzie:

$l$  - charakterystyczny wymiar liniowy [m],  
 $\omega$  - prędkość kątowna drgań [rad/s],  
 $v$  - prędkość liniowa [m/s].

Zgodność tę zapewniają odpowiednio dobrane skale podobieństwa. Niżej przedstawiono (w kolejności przyjmowanej przy projektowaniu) podstawowe skale podobieństwa dla dynamicznie podobnych modeli samolotów.

1. Skala liniowa  $K_l$  określa stosunek wymiarów liniowych na modelu do odpowiednich wymiarów obiektu naturalnego.
2. Skala prędkości  $K_v$  określa stosunek prędkości opływu  $v$  modelu do prędkości lotu samolotu. Dobiera się ją na podstawie możliwości tunelu aerodynamicznego i wynika z maksymalnej prędkości czynnika roboczego w tunelu (przy uwzględnieniu niezbędnego zapasu prędkości oraz jego gęstości  $\rho$ ).
3. Skala gęstości powietrza  $K_\rho$  - odpowiada przyjętemu stosunkowi gęstości czynnika roboczego tunelu aerodynamicznego i gęstości powietrza na wysokości, dla której ma być modelowany obiekt (wg. przyjętej w lotnictwie atmosfery standardowej). Skala ta ma duże znaczenie przy projektowaniu modelu gdyż od jej doboru zależy możliwość praktycznego wykonania niektórych elementów modelu flutterowego (najczęściej dotyczy to sterów: masa dźwigarów modelujących ich sztywność może okazać się za duża by spełnić wymagane parametry masowe).
4. Skala częstości  $K_f$  - wynika z przyjętych skal  $K_v$  i  $K_l$  na podstawie zachowania wielkości liczby  $St$ , tzn.:

$$K_f = \frac{K_v}{K_l}$$

5. Skala masowa  $K_m$  - wynika z przyjętych wielkości skal: skali gęstości  $K_\rho$  i skali liniowej  $K_l$

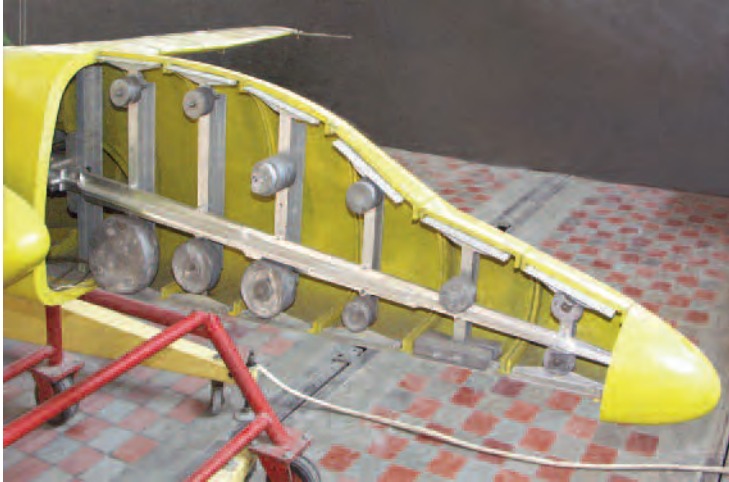
$$K_m = K_\rho K_l^3$$

6. Skala sztywności  $K_s$  - jej wielkość otrzymuje się na podstawie skali masowej  $K$  i skali częstości  $K$  z zależności:

$$K_s = K_f^2 K_m$$

Przykładowo skale podobieństwa badanych w ILot modeli flutterowych samolotów: rolniczego M-15 (fot. 2.) oraz szkolno-bojowego I-22 IRYDA (fot. 3.), wynosiły:

	<b>M-15</b>	<b>I-22</b>	
skala liniowa	$K_l$	1 : 7	1 : 4
skala prędkości	$K_v$	1 : 7.82	1 : 10
skala częstości	$K_f$	1 : 1.41	1 : 2.5
skala masowa	$K_m$	1 : 137.2	1 : 64
skala gęstości	$K_\rho$	2.5 : 1	1 : 1
co odpowiada wysokości	$H$	8500 m	0 m



Rys. 3. Model dynamicznie podobny samoloty I-22 IRYDA.  
Fragment struktury (1985/87, fot. autor)

Przy przewidywaniu własności flatterowych samolotu na podstawie wyników uzyskanych z badań modeli flatterowych istotny problem stanowi niezachowanie dwu innych kryteriów podobieństwa - liczb Macha i Reynoldsa.

Liczba Macha ( $Ma$ ) określa stosunek prędkości przepływu  $v$  do prędkości dźwięku  $a$ , czyli:

$$Ma = \frac{v}{a}$$

Liczba ta ma znaczenie przy odwzorowywaniu ściśliwego opływu modelu. Dla modeli flatterowych projektowanych na małe prędkości (dla flatterów tzw. „klasycznych,„) uwzględnienie ściśliwości powietrza następuje przez odpowiednie zwiększenie zapasu prędkości, do której bada się model. Właściwe uwzględnienie ściśliwości powietrza przy badaniu zjawisk aeroelastycznych może nastąpić jedynie podczas badań specjalnie zaprojektowanych i wykonanych modeli flatterowych w naddźwiękowym tunelu aerodynamicznym. Duże siły aerodynamiczne powodują, że w przypadku wystąpienia flatteru badany model ulega najczęściej zniszczeniu. W Polsce modeli takich nie budowano i nie badano.

Liczba Reynoldsa ( $Re$ ) określa stosunek sił dynamicznych do sił lepkości:

$$Re = \frac{\rho}{\mu} l v$$

gdzie:

$\rho$ - gęstość płynu	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\mu$ - współczynnik lepkości płynu	[Ns/m]
$l$ - charakterystyczny wymiar liniowy	[m]
$v$ - prędkość względna	[m/s]

Liczba ta jest istotna dla modeli zaprojektowanych na małe prędkości przepływu, gdyż określa charakter i podobieństwo opływu. Dla samolotów liczba ta wynosi  $Re = 10^6 - 10^8$ . Ze zmniejszaniem się liczby  $Re$  rośnie współczynnik oporu i zmniejsza się współczynnik siły nośnej.

Zasadnicza zmiana wartości tych współczynników dla profili lotniczych następuje w zakresie wartości  $Re = 40\ 000 - 60\ 000$ , t.j. gdy następuje przejście z opływu laminarnego do turbulenty przy stosunkowo grubej warstwie przyściennej. Przykładowo usterzenie poziome modelu flatterowego samolotu I-22 posiada profil symetryczny o grubości 9% i cięciwie końcowej 160 mm. Dla standardowych warunków temperatury i ciśnienia zmiana charakteru opływu usterzenia występowałaby przy prędkości ok. 5 m/s.

Przy małych prędkościach lepkość zwiększa grubość warstwy przyściennej opływu. Przykładowo: dla płaskiej płytki (kąt natarcia  $0^\circ$ ) grubość turbulenty warstwy przyściennej w odległości  $x = 160$  mm od krawędzi natarcia wynosi przy prędkości  $v = 10$  m/s [16]:

$$\delta_l = \frac{0.377 x}{\sqrt{70 v x}} \approx 6 \text{ mm}$$

Należy się więc spodziewać, że przy niewielkich prędkościach małe wychylenia sterów nie będą wywoływać proporcjonalnych sił aerodynamicznych.

Konsekwencją zachowania liczby Strouhala jest większa względna podatność modelu flatterowego, co oznacza relatywnie większe ugięcia statyczne (np. zginanie skrzydeł) pod wpływem sił aerodynamicznych. W praktyce nieliniowość sił aerodynamicznych przy dużych amplitudach drgań sprawia, że flatter na DPM modelach osiąga zwykle cykl graniczny (drżania o ustalonej amplitudzie), który nie niszczy, a nawet nie narusza konstrukcji modelu.

## 2. METODY BADAŃ WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNYCH

Potwierdzenie założonych właściwości fizycznych modelu flatterowego odbywa się poprzez ważenie całego modelu i wszystkich jego fragmentów oraz sprawdzenie właściwości drganiowych na drodze badań rezonansowych.

Badania rezonansowe modeli flatterowych odpowiadają w zasadzie badaniom rezonansowym samolotu. Ich celem jest wyznaczenie wszystkich częstości i postaci drgań rezonansowych w interesującym zakresie częstości. Dodatkowymi informacjami dla każdej z postaci są: współczynnik tłumienia, nieliniowość oraz masa uogólniona.

Wyniki badań rezonansowych służą do:

a) weryfikacji obliczeń dynamicznych modelu/samolotu tzn.:

- sprawdzenia poprawności przyjętych danych sztywnościowych i masowych,
- porównania z wynikami obliczeń postaci i częstotliwości modelu i samolotu, co stanowi podstawę do wstępnej weryfikacji obliczeń flatterowych, bądź weryfikacji konstrukcji modelu flatterowego;

b) uzyskania informacji o własnościach dynamicznych obiektu niezbędnych przy badaniach tunelowych modelu. W tym celu badania rezonansowe powinny odpowiadać co do warunków badaniom modelu przy prędkości przepływu  $v = 0$  m/s, czyli powinny dotyczyć:

- planowanych badanych wersji masowych i sztywnościowych modelu (badania parametryczne),
- stosowanego w badaniach tunelowych zawieszenia oraz wyposażenia modelu (czujniki, wzбудniki i inne elementy, które podczas badań rezonansowych mogą być testowane lub kalibrowane).

Dokładność pomiaru postaci w dużym stopniu zależy od liczby punktów pomiaru i rodzaju stosowanych czujników. Dla małych i średniej wielkości samolotów w układzie klasycznym liczba punktów pomiaru wynosi 120 - 180. Ich rozmieszczenie związane jest z przyjętym dynamicznym modelem obliczeniowym. W przypadku modelu flatterowego taka ilość punktów

pomiarowych jest często za duża. Do pomiaru należy stosować czujniki, które w najmniejszym stopniu zaburzają mierzoną postać drgań zapewniając jednocześnie dostateczną dokładność wskazań.

a/ Zastosowanie dużej liczby czujników do pomiaru postaci rezonansów.

Posiadając dużą ilość odpowiednich czujników (50 - 150 szt.) należy dobrać punkty pomiarowe tak, jak na samolocie podczas prób rezonansowych lub dogodnie dla posiadanego modelu obliczeniowego. Wpływ masy czujników na postacie rezonansowe należy uwzględnić w dynamicznym modelu obliczeniowym przez dodanie mas skupionych odpowiadającym czujnikom.

b/ Zastosowanie minimalnej liczby czujników do ogólnej identyfikacji postaci rezonansów.

Punkty pomiarowe należy dobrać ze względu na:

- dostatecznie dokładny pomiar postaci wybranego elementu lub zespołu modelu (np. skrzydła, steru itp.),
- dostateczną identyfikację podstawowych postaci rezonansowych (tzw. „uniwersalne” punkty pomiarowe, jakimi są końce skrzydeł, stateczników, sterów itp.).

c/ Zastosowanie 1 - 2 czujników i wielu punktów pomiarowych.

Przy pomocy 1-2 czujników można wyznaczyć częstotliwości i tłumienie drgań swobodnych albo własnych modelu minimalizując wpływ masy czujników i ich kabli.

Ważnym elementem badań właściwości dynamicznych modeli flatterowych jest wyznaczenie współczynników tłumienia poszczególnych postaci drgań. Jego wielkości charakteryzują jakość wykonania modelu i powinny być możliwie najmniejsze, a przynajmniej niższe od współczynników tłumienia odpowiednich postaci drgań samolotu.

Określenie błędu pomiarów postaci rezonansowych jest trudne. Dokładna analiza błędu musiałaby być przeprowadzona indywidualnie dla każdego rezonansu, a ponadto dla każdego punktu pomiarowego. Minimalizacja błędów wyników badań rezonansowych praktycznie zależy od umiejętności, doświadczenia i rzetelności prowadzącego pomiary.

Błąd wyznaczenia współczynnika tłumienia opisaną metodą zależy od gęstości pomiarów krzywej rezonansowej oraz liniowości obiektu. Program realizujący automatyczny pomiar tłumienia tą metodą zapewnia błąd mniejszy niż 10 % wyznaczonego współczynnika tłumienia.

Błąd wyznaczenia częstości rezonansowej jest niewielki i w dużym stopniu zależy od aparatury pomiarowej. Stosowane zwykle kryterium fazowe (porównanie odpowiedzi obiektu z sygnałem wzbudzenia) pozwala na dokładność dostrojenia  $\pm 1^0$  co przy tłumieniu rzędu  $\alpha = 0.02$  daje dokładność wyznaczenia częstotliwości rezonansowej poniżej 0.1 %.

### 3. BADANIA FLATTEROWE MODELI W TUNELU AERODYNAMICZNYM

Badania modelu flatterowego w tunelu aerodynamicznym (rys. 4.) mają na celu:

- wyznaczenie prędkości krytycznej modelu w podstawowych konfiguracjach,
- sprawdzenie wpływu niektórych parametrów konstrukcyjnych na prędkość krytyczną,
- testowanie metod pomiarowych wykorzystywanych przy badaniach flatterowych samolotu.

Podstawowymi wynikami badań są postacie flatteru i ich prędkości krytyczne. Stanowią one podstawę do weryfikacji oraz potwierdzenia wyników obliczeń flatterowych modelu lub samolotu. Badania przeprowadza się do granicznej prędkości:

$$v_{gr} = 1.2 K_v v_{dop}$$

czyli do prędkości o 20 % większej od odpowiadającej modelowi maksymalnej dopuszczalnej prędkości samolotu.



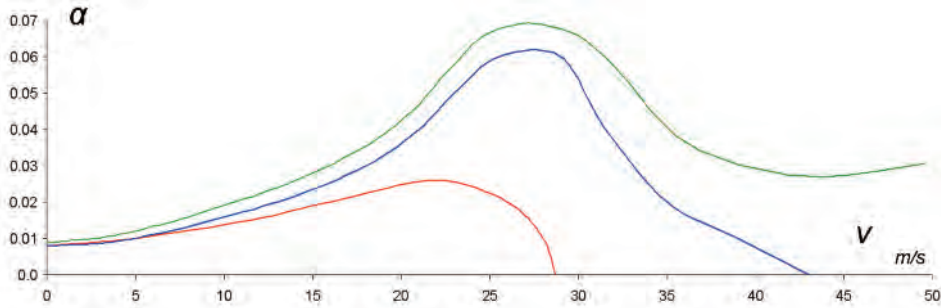
Rys. 4. Model flatterowy samolotu I-22 IRYDA w tunelu aerodynamicznym  $\varnothing$  5m Instytutu Lotnictwa (fot. archiwum ILot)

Prędkość krytyczna flatteru jest to graniczna prędkość, powyżej której mogą wystąpić drgania samowzbudne (flutter), natomiast poniżej której drgania są tłumione.

Pomiar prędkości krytycznej dla danej wersji modelu flatterowego przebiega w trzech etapach:

- zwiększając stopniowo prędkość przepływu powietrza w tunelu i obserwując zachowanie modelu doprowadza się do wystąpienia ustalonych drgań samowzbudnych. Prędkość, przy której drgania modelu nie są gasnące rejestruje się jako „prędkość wejścia we flutter”.
- utrzymując stałą prędkość można zarejestrować drgania w celu określenia częstości i postaci flatteru.
- wolno zmniejszając prędkość przepływu powietrza obserwuje się moment, w którym drgania flatterowe ustają. Prędkość tę określa się jako „prędkość wyjścia z flatteru”.

Prędkość krytyczna może być też określana z ekstrapolacji przebiegu tłumienia jako prędkość, przy której tłumienie postaci osiąga wartość zero albo wartość tłumienia konstrukcyjnego (tłumienia postaci zmierzoną podczas prób rezonansowych). Jak wynika z przeprowadzonych badań tłumienia metoda ta nie zawsze daje dobre wyniki, bowiem krzywa przebiegu współczynnika tłumienia może ulec zagięciu osiągając tylko pewne minimum (rys. 5.).



Rys. 5. Ilustracja przebiegu zmian współczynnika tłumienia z prędkością przepływu: dla flutteru „ostrego”, „łagodnego” oraz zmniejszenia współczynnika tłumienia zarejestrowane dla różnych konfiguracji modelu flutterowego samolotu

Ważnym elementem badań jest pobudzenie modelu do drgań w celu:

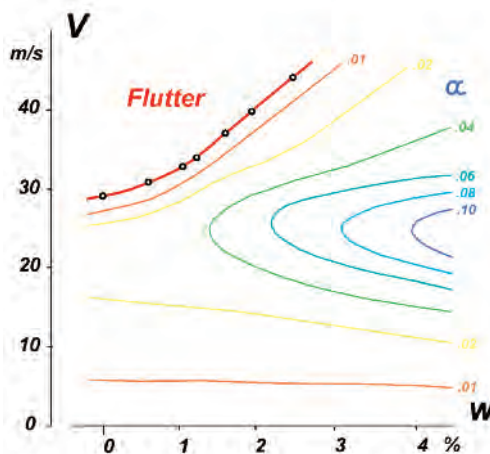
- zaobserwowania spadku tłumienia (zbliżanie się do prędkości krytycznej),
- wzbudzenia flutteru czyli niedopuszczenia do „przechłodzenia” flutteru (tj. znacznego przekroczenia prędkości krytycznej bez pojawienia się drgań flutterowych).

Najprostszym i najczęściej stosowanym sposobem wzbudzenia modelu jest szarpanie poprzez cienką i nierozciągliwą linkę, przywiązaną do kadłuba lub skrzydła (skrzydeł) modelu. Jest to skuteczne dla częstości do kilkunastu Hz. Innym sposobem jest turbulizacja przepływającego powietrza.

Czujnikami drgań modelu są najczęściej czujniki przyspieszeń lub naprężeń (tensometry naklejone na dźwigary modelu).

Dobór i rozmieszczenie czujników na modelu zależy od postaci badanych flutterów, a ich liczbę (ze względu na ciężar przewodów) ogranicza się do niezbędnego minimum. Czujniki mogą się znajdować:

- w punktach tzw. „uniwersalnych”, takich jak końce skrzydeł, kadłuba lub usterzenia
- w punktach takich, by jeden czujnik mierzył sygnał (głównie) jednej postaci. Na przykład: czujnik umieszczony w osi skręcen płata będzie mierzył głównie zginanie, a para tensometrów przyklejonych pod kątem  $\pm 45^\circ$  do osi dźwigara skrzydła - jego skręcanie.



Rys. 6. Prędkość krytyczna flutteru w zależności od wyważenia statycznego steru wysokości wraz z „mapą warstwicową” poziomów współczynników tłumienia  $\alpha$  (wykres przykładowy)



Pomiary tłumienia drgań samolotów są rutynowymi pomiarami podczas badań flutterowych (dowodowych) i mają na celu określenie (przez ekstrapolację) ewentualnej prędkości krytycznej flutteru. Badania dotyczą na ogół jednej wersji masowej prototypu i dlatego możliwe jest zastosowanie metod, które w przypadku modeli flutterowych są nieekonomiczne lub trudne do realizacji.

Celem badań tłumienia drgań postaci flutterujących modelu jest:

- określenie charakteru przebiegu tłumienia podstawowych postaci w pobliżu prędkości krytycznej (czy flutter poprzedzony jest łagodnym lub raptownym spadkiem tłumienia),
- określenie zakresu prędkości, w których następuje spadek tłumienia drgań wybranych postaci,
- zbadanie wpływu niektórych parametrów konstrukcyjnych na tłumienie określonych postaci.

Spadek tłumienia drgań danej postaci powoduje wzrost amplitudy drgań, co w przypadku samolotu wiąże się z rezurem konstrukcji lub jej elementów, bezpieczeństwem i komfortem lotu a także własnościami pilotażowymi.

W badaniach flutterowych samolotów zgodnie z przepisami (np JAR, CS) przyjmowany jest jako alarmujący spadek wartości współczynnika tłumienia  $\alpha$  poniżej 0.03 - 0.04, a jako granicę dopuszczalną przyjmuje się  $\alpha = 0.015 - 0.02$ .

#### 4. INNE BADANIA MODELI W TUNELU AERODYNAMICZNYM

Zastosowanie i zakres badania modeli dynamicznie podobnych jest szerokie i nie dotyczy wyłącznie flutteru. Modele dynamicznie podobne mogą być wykorzystywane m.in. także do badań:

- dywergencji powierzchni nośnych - wyznaczenie prędkości krytycznej deformacji powierzchni nośnej (zjawisko aeroelastyczne statyczne)
- rewersu sterów - wyznaczenie prędkości, przy której wychylenie sterów przestaje być efektywne (zjawisko aeroelastyczne statyczne, rys. 9.),
- buffetingu - wyznaczenie granicy silnego wzrostu drgań spowodowanych oderwaniem opływu na powierzchniach nośnych (rys. 10.),
- badania prototypowych układów antyflutterowych,
- badania układów automatycznej regulacji np. autopilotów,
- badania stanów krytycznych - symulacja stanów awaryjnych lub badań powypadkowych,
- badanie nowych metod i systemów pomiarowych np. flutterometru.

#### PODSUMOWANIE

Znanych jest wiele praktycznych metod zabezpieczenia konstrukcji przed niebezpiecznymi zjawiskami aeroelastycznymi jednak różny jest zakres ich stosowania, podobnie jak ich koszt i czasochłonność.

Nowe metody numeryczne oraz rosnąca wiarygodność obliczeń zjawisk aeroelastycznych pomagają w analizie właściwości dynamicznych nowej konstrukcji samolotu lub szybowca. Współczesne przepisy pozostawiają jednak szczególną rolę badań i precyzują wymagania w stosunku do metod dowodzenia aeroelastycznego bezpieczeństwa konstrukcji. Prace nad udoskonaleniem i zwiększeniem wiarygodności istniejących metod a także próby opracowania nowych są podejmowane przez wiele ośrodków naukowo-badawczych.

Należy spodziewać się, że udział w globalnym transporcie lotniczym konstrukcji lekkich będzie coraz większy, co oznacza potrzebę doskonalenia znanych lub poszukiwania nowych metod analiz właściwości aeroelastycznych małych samolotów.

## LITERATURA

- [1] K. Arczewski, Z. Goraj, J. Pietrucha „Elementy modelowania w mechanice”, Wydawnictwa PW, Warszawa, 1983.
- [2] R. Bisplinghoff i in. „Aeroelasticity”, Cambridge, Addison - Wesley Publ., 1955.
- [3] B.D. Briancev „Issledovanie flattera na osnove czastotnyh ispytanii pri dokriticzeskih reżimah”, Uczyenye Zapiski CAGI, nr 2, 1984.
- [4] E. Broadbent „The elementary theory of aeroelasticity”, Aircraft Engineering, 1954.
- [5] C.S. Chang „Study of dynamic characteristics of aeroelastic system utilizing randomdec signatures”, 1975.
- [6] R. Gryboś „Drgania konstrukcji wzbudzone przepływem”, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice, 2005.
- [7] J.P. Den Hartog „Drgania mechaniczne”, PWN, Warszawa, 1971.
- [8] J. Giergiel „Tłumienie drgań mechanicznych”, PWN, Warszawa, 1990.
- [9] G. Haidl, M. Steininger „Excitation and analysis technique for flight flutter tests”, AGARD Rep. nr 672, 1978.
- [10] F. Lenort „Obliczanie współczynnika tłumienia przy pomocy przekształcenia Fouriera”, „Dyskretne przekształcenie Fouriera o dużej rozdzielczości dla małych częstości w zastosowaniu do analizy modalnej drgań samolotów”, Prace I.Lot. nr 3, 1989.
- [11] F. Lenort „Metoda analizy czasowo-częstotliwościowej z przykładami zastosowań w technice lotniczej”, Kraków, 2004
- [12] J. Maryniak „Wpływ odkształcalności i wyważenia lotki na krytyczną prędkość flatteru szybowców”, Techn. Lot. i Astr. nr 3, 1966.
- [13] J. Maryniak „Hipoteza wypadku w dn. 30.01.87 samolotu I-22 prototypu W-300 wersji podstawowej nr fab. 1ANP 01-02” sprawozdanie ITLiMS PW, 1987.
- [14] A.D. Mironov „Metody issledovani na letajuszczih modelah”, „Maszynostroenie”, Moskva, 1988.
- [15] L. Müller „Zastosowanie analizy wymiarowej w badaniach modeli”, PWN, Warszawa, 1983.
- [16] W. Niestoj „Profile modeli latających”, WKiŁ, Warszawa, 1980.
- [17] Z. Osiński „Tłumienie drgań mechanicznych”, PWN, Warszawa, 1986.
- [18] C.L. Ruhlin i in. „Evaluation of four subcritical response methods for on-line prediction of flutter onset in wind tunnel tests”, J. Aircraft nr 10., 1983.
- [19] R. Scanlan, R. Rosenbaum „Drgania i flutter samolotów”, PWN, Warszawa, 1964.
- [20] W. Stender, F. Kiesling „Maßnahmen gegen das aeroelastische Flattern von Segelflugzeugen und kleinen Motorflugzeugen”, DLR-Mitt. 91-03, Göttingen, 1990.
- [21] W. Szemplińska-Stupnicka „Jednomodalna metoda badania drgań rezonansowych układów nieliniowych”, Prace IPPT PAN, Warszawa, 1977.
- [22] H. Templeton „Massbalancing of aircraft control surfaces”, Chapman & Hall, London, 1954.
- [23] J. R. Wright, J. E. Cooper „Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads”, John Wiley & Son Ltd., Chichester, 2007.
- [24] W. Kurnik „Bifurkacje dywergentne i oscylacyjne”, WNT, Warszawa, 1997.
- [25] W. Krzymieć „Elektrodynamiczny wzbudnik lub czujnik z jednopodporowym prowadzeniem cewki” patent nr 158 283, 1993.

WIESŁAW KRZYMIENI

## **DYNAMICALLY SIMILAR MODELS OF AIRPLANES AND THEIR ROLE IN AEROELASTIC PROPERTIES TESTS**

### Abstract

*For years, dynamically similar models (DSM) have been successfully used for tests and verification of calculations and numerical simulations of the new aircraft structures. This means that their role decreases with an increase in knowledge, but they are still important for investigations of new methods, equipment or non-traditional construction.*

*The tests conducted on DSM are cheaper than on an airplanes and first of all safer.*

*This paper presents the main information about DSM for flutter investigations: design, verification by GVT and research in the wind tunnel.*