

## WSTĘPNE BADANIA DYNAMICZNIE PODOBNEGO MODELU SAMOŁOTU PODATNIE ZAWIESZONEGO W TUNELU AERODYNAMICZNYM\*

LECH ŻURKOWSKI  
MARIAN GRUDNICKI  
WIESŁAW KRZEMIEN  
ZBIGNIEW LORENC

*Instytut Lotnictwa*

Obliczenia flatteru przy konstruowaniu samolotów powinny być weryfikowane za pomocą badań modelu flatterowego. Jednakże badanie modeli flatterowych kompletnych samolotów związane jest z szeregiem istotnych trudności. Model taki powinien być „zawieszony swobodnie”, a jednocześnie utrzymywany w ustalonym miejscu przestrzeni pomiarowej. W praktyce uzyskuje się to przez zawieszenie możliwie miękkie. Dotychczas w Polsce eksperymentów takich nie przeprowadzano.

Zasadniczym celem wykonanej pracy było opanowanie techniki wyznaczania prędkości krytycznej flatteru dynamicznie podobnych modeli samolotów zawieszonych elastycznie w tunelu aerodynamicznym. Jedynym nadającym się do tego celu tunelem w Polsce jest tunel w Instytucie Lotnictwa o otwartej przestrzeni pomiarowej średnicy 5 m. Badanym obiektem był udostępniony przez OBR SK Mielec model flatterowy samolotu rolniczego M-15 wykonany w skali liniowej 1 : 7.

M-15 jest samolotem rolniczym dwupłatowym o napędzie odrzutowym, zaprojektowanym i produkowanym w WSK Mielec w połowie lat 70-tych. Model flatterowy samolotu M-15 składał się ze sztywnego kadłuba oraz elastycznych skrzydeł, belek ogonowych i usterzenia. W badanej wersji masa modelu wynosiła 34,8 kg.

### 1. Uproszczona analiza zawieszenia modelu

Schemat zawieszenia przedstawia rys. 1.

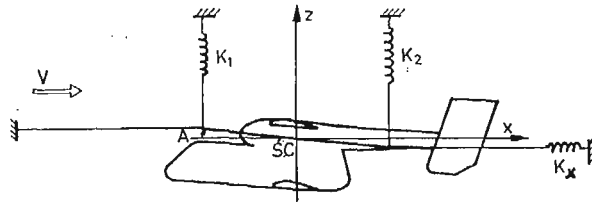
Zawieszenie pozwalało na sprężyste przemieszczanie modelu w obszarze przestrzeni pomiarowej. Sztywności sprężyn dobrano w ten sposób, aby częstotliwości drgań modelu, jako ciała sztywnego na zawieszeniu, były mniejsze od 1 Hz. Najniższe częstotliwości drgań własnych modelu wynosiły ok. 5 Hz. W praktyce oznaczało to, że można zaniedbać wpływ drgań na zawieszeniu na drgania własne modelu i odwrotnie.

---

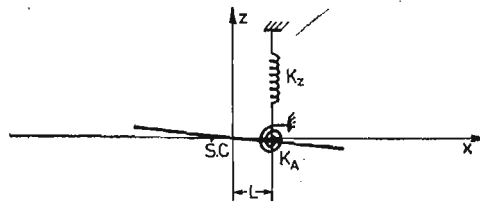
\*) Praca wygłoszona na I Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie”

Dla teoretycznego zbadania zawieszenia przyjęto następujący model fizyczny:

- model flatterowy traktowany jest jako ciało sztywne zawieszone sprężysto na sprężynie pionowej i skrętnej, (rys. 2) co w praktyce realizowane jest przez zawieszenie modelu na dwóch pionowych sprężynach,



Rys. 1. Schemat zawieszenia

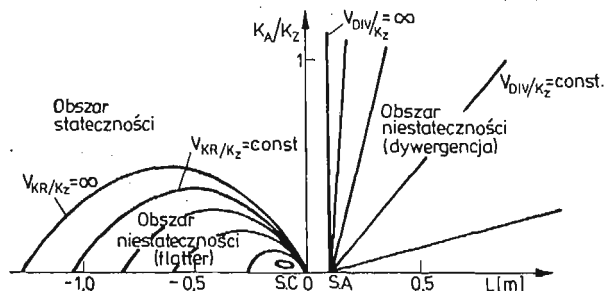


Rys. 2. Fizyczny model zawieszenia

- siły aerodynamiczne na skrzydłach i stateczniku wyznaczono w oparciu o uproszczoną teorię pasową, przy założeniu nieściśliwości, nielepkości i quasistacjonarności przepływu.

Przy takich założeniach otrzymany układ mechaniczny opisany jest układem dwóch liniowych zwyczajnych równań różniczkowych. Rozwiązując ten układ wyznaczono obszar niestateczności zawieszenia modelu samolotu i zbadano przebieg zmienności prędkości krytycznej w tym obszarze. W półpłaszczyźnie  $L, K_A/K_Z$  (rys. 3) obszar niestateczności, w którym może wystąpić rozbieżność skrętna (dywergencja), rozciąga się na prawo od pionowej linii przechodzącej przez środek aerodynamiczny, a obszar niestateczności, w którym może wystąpić flatter zawieszenia, znajduje się poniżej paraboli  $V_{kr}/K_Z = \infty$ .

$L$  oznacza tu położenie środka ciężkości, a  $K_A$  i  $K_Z$  odpowiednie sztywności sprężyny skrętnej i pionowej.



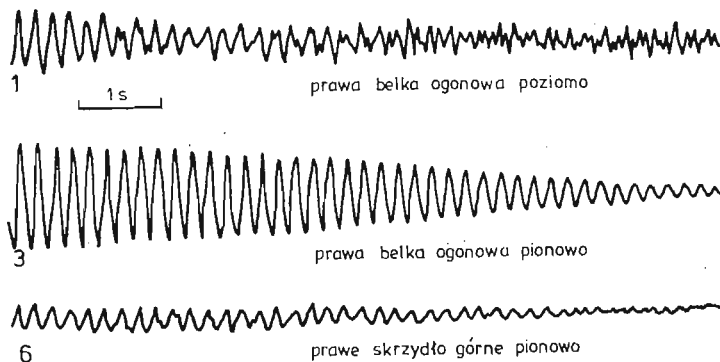
Rys. 3. Zależność  $K_A/K_Z$  od położenia środka sprężystości  $L$

Z analizy rozwiązań układu równań wynikają następujące wnioski:

1. Istnieje pewien zakres położenia środka sztywności, w którym niestateczność modelu nie występuje. W typowych warunkach zakres ten wynosi, w skali modelu, kilkanaście centymetrów. Jest on ograniczony od tyłu położeniem środka aerodynamicznego modelu jako całości. Przesunięcie zawieszenia poza środek aerodynamiczny zagraża wystąpieniem niestateczności statycznej (dywergencji).
2. Przesunięcie środka sztywności do przodu, przed zakres stateczności zagraża wystąpieniem „flutteru zawieszenia”.  
Dalsze przesuwanie środka sztywności do przodu znowu usuwa „flutter zawieszenia” — jest jednak technicznie trudne do realizacji.
3. Przy dostatecznie dużym stosunku  $K_A$  do  $K_Z$  „flutter zawieszenia” nie występuje.
4. Umieszczenie środka sztywności w obszarach, w których może wystąpić „flutter zawieszenia” bądź dywergencja modelu na zawieszeniu nie powoduje automatycznie tych zjawisk — potrzebna do tego jest jeszcze dostateczna prędkość przepływu, większa od pewnej prędkości krytycznej. Jednak po przejściu środka sztywności przez granicę obszaru „flutteru zawieszenia”, albo obszaru dywergencji, spadek prędkości krytycznej jest tak raptowny i do tak małych jej wartości, że badać model poniżej prędkości krytycznej nie można.

## 2. Badania flutteru modelu

Parametrami zmiennymi w modelu były: sztywność układu sterowania sterem wysokość i wyważenie masowe steru.

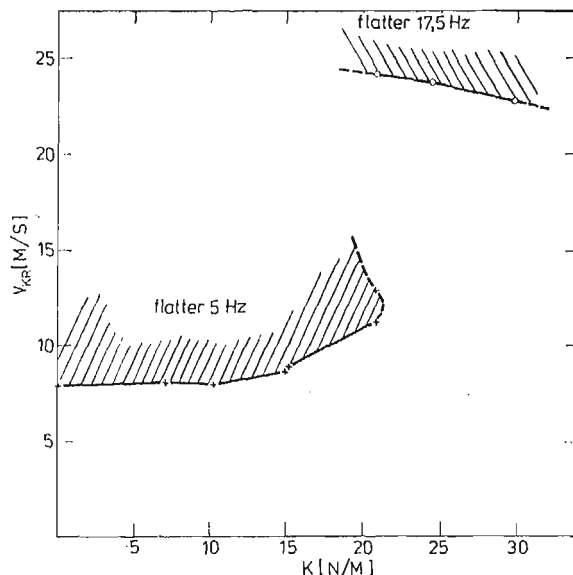


Rys. 4. Zanikanie drgań 5 Hz

Do rejestracji drgań użyto tensometrów oporowych przyklejonych do dźwigarów szkieletu. Otrzymany z tensometrów sygnał zapisywano na oscylografie pętlicowym. Przykładowy zapis drgań przedstawia rys. 4.

Badano prędkość krytyczną flutteru, częstości oraz intensywność tłumienia w zakresie okołokrytycznym. Zaobserwowano dwie postacie drgań samowzbudnych:

1. Flutter o częstości ok. 5,0 Hz i postaci:



Rys. 5. Zależność prędkości krytycznej  $V_{KR}$  od sztywności układu sterowania

- zginanie pionowe belek ogonowych
- wychylenie steru wysokości

Flutter ten występował przy małych sztywnościach układu sterowania.

## 2. Flutter o częstotliwości ok. 17,5 Hz i postaci:

- pionowe zginanie belek ogonowych i zginanie usterzenia poziomego wraz z bocznym zginaniem belek ogonowych
- wychylenie steru wysokości.

Flutter ten występował przy dużych sztywnościach układu sterowania.

## 3. Badania tłumienia flutteru

Badano tłumienie dla flutteru o częstotliwości 5 Hz.

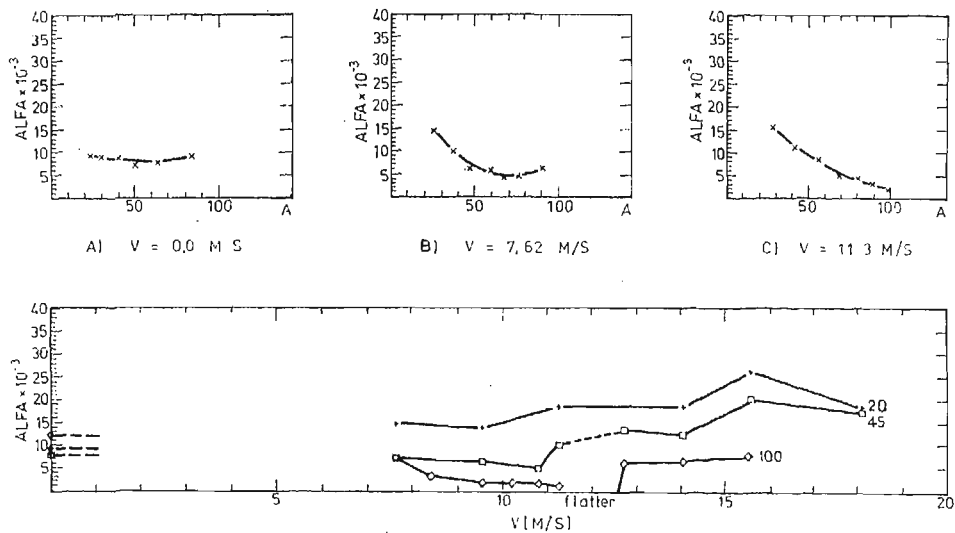
Drgania modelu o tej częstotliwości łatwo było wzbudzić, szczególnie wtedy, gdy w tunelu istniał nawet niewielki przepływ powietrza. Po wzbudzeniu drgań i pozostawieniu modelu samemu sobie, drgania te zanikały na tyle regularnie, że istniała możliwość ich ilościowej interpretacji. Z otrzymanych zapisów drgań odczytywano amplitudę  $A$  co 5 okresów, obliczano względny współczynnik tłumienia  $\alpha$  (ALFA), który przypisywano średniej amplitudzie drgań. Amplitudę mierzono w jednostkach względnych: za 100 przyjęto najmniejszą zarejestrowaną amplitudę ustalonego flutteru 5 Hz.

Wyznaczone współczynniki tłumienia wykazały wyraźną zależność od amplitudy drgań. Zależność tę aproksymowano wielomianem drugiego stopnia i przedstawiono na rys. 6a, b, c.

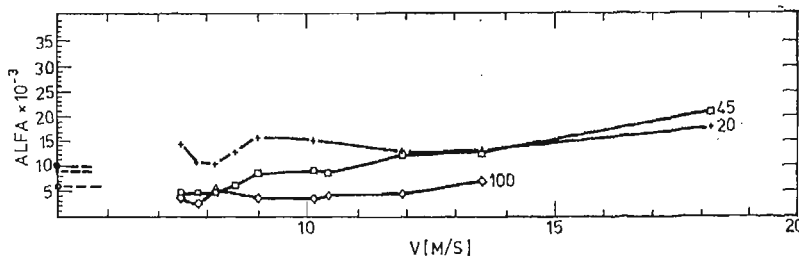
Z wykresów aproksymujących odczytano wartości tłumienia dla wybranych amplitud 100, 45, 20 jednostek względnych. Zależności tłumienia od amplitudy drgań i prędkości

przepływu w tunelu przedstawiają rysunki 6d, 7 i 8. Rys. 6d przedstawia wyniki pomiarów wersji ze sprężynkami modelującymi sztywność układu sterowania o sztywności 42 N/m i bez wyważenia masowego steru wysokości. Charakterystyczny jest przedział od 11,2 m/s do 12,5 m/s, w którym drgania o małej amplitudzie były tłumione, natomiast przy dużych amplitudach przeszły w drgania ustalone o amplitudzie ok. 200 jednostek względnych. Nie stwierdzono zależności amplitudy tych drgań, ustalonych od prędkości przepływu. Przy prędkościach powyżej 12,5 m/s lub poniżej 11,2 m/s drgania gasły.

Zwiększając sztywność układu sterowania o 15% (rys. 7) współczynnik tłumienia dla odpowiednich poziomów amplitud nieco wzrósł, a kształt wykresów zależności tłumienia od amplitudy drgań pozostał podobny. Drgania ustalone znikły. Po dodaniu mas wyważa-



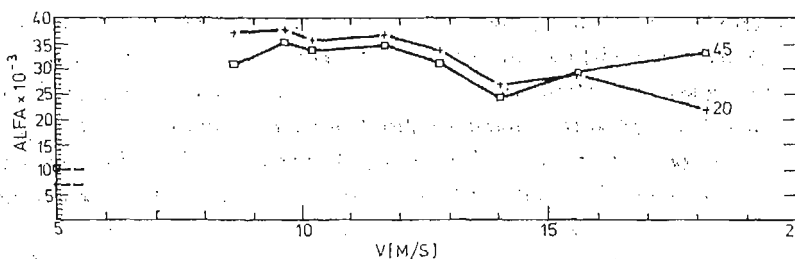
Rys. 6. Zależność współczynnika tłumienia ALFA od amplitudy drgań i prędkości przepływu



Rys. 7. Zależność współczynnika tłumienia ALFA od amplitudy drgań i prędkości przepływu

jących ster wysokości (16 gramów) nastąpił znaczny wzrost względnego współczynnika tłumienia (1,5 do 3 razy). Nie wystąpił flutter pomimo obniżenia sztywności sprężyn modelujących układ sterowania (15 N/m).

Rys. 8 przedstawia wykresy zmian współczynnika tłumienia dla wersji z masami wyważającymi ster wysokości.



Rys. 8. Zależność współczynnika tłumienia ALFA od amplitudy drgań i prędkości przepływu

#### 4. Wnioski

1. W badanym zakresie prędkości współczynnik tłumienia wykazuje wyraźną zależność od amplitudy drgań, malejąc z jej wzrostem. Taka zależność tłumienia od amplitudy powoduje konieczność wzbudzenia modelu w czasie prób, w celu uniknięcia zjawiska „przechłodzenia” flutteru.
2. Tłumienie co prawda wzrasta w miarę oddalania się prędkości od obszaru występowania flutteru, ale niezbyt intensywnie. Natomiast przejście tłumienia na ujemne czyli wystąpienie samowzbudzenia jest raptowne.

#### Literatura

1. BISPLINGHOFF R. L., ASHEY H., HALFMAN R. L.; *Aeroelasticity* Addison-Wesley Publishing Company, Inc. 1935
2. WASSERMAN L. S., МЫКЫТОВ V. J.; *Manual on Aeroelasticity*, AGARD, Part IV Wind Tunnel Flutter Tests (Chap. 8)
3. KORINEK P.; *Rozbor principu zaveseňi dynamicky podobnych modelu pri experimentu v nzkorychlostim aerodynamickem tunelu*. Zprava VZLU — Praha 1980
4. MALECEK J.; *Mereni na aeroelastickem modelu izolovaneho kridla*. Zpravodaj VZLU 1/1975
5. *Flutter Testing Technics*. NASA SP-415, Washington 1975

#### Резюме

#### ВВОДНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЁТА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ НА ФЛАТТЕР, НА ЭЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕРЖАВКЕ, В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

В статье представлено результаты вводных исследований модели для испытания на флаттер. Для эластической подвески найдено области в которых державка неустойчива. Дано некоторые результаты экспериментальных исследований по колебаниях модели в зависимости от скорости воздуха в аэродинамической трубе.

## S u m m a r y

## PRELIMINARY TESTS OF AN ELASTIC AIRPLANE ELASTICALLY SUSPENDED IN A WIND TUNNEL

In the paper the results of preliminary tests are presented of an elastic airplane model elastically suspended in a wind tunnel for flutter testing. A simple theoretical physical model enabled the authors to determine instability areas of the model suspension. Then some results of experimental determination of amplitude and damping of the model vibrations are given versus the air flow speed in the wind tunnel.

*Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 lutego 1985 roku.*

---