

Tomasz Bartler  
Instytut Lotnictwa, Warszawa  
Janusz Narkiewicz,  
Politechnika Warszawska, IILiMS  
Jacek Syrczyński  
WSK Warszawa-Okęcie

## ELEMENTARNY FLATTER ODERWANIA SKRZYDŁA SAMOLOTU

Streszczenie. Do wyznaczenia elementarnego flatteru skrzydła samolotu zastosowano opracowany w ONERA model fenomenologiczny dynamicznego oderwania opływu na profilu. Zbadano wpływ własności skrzydła i współczynników modelu na moment wystąpienia flatteru.

### 1. WPROWADZENIE

Zjawiska dynamicznej niestateczności aeroelastycznej są nazywane flatterem. Niestateczności te są modelowane w różny sposób [1]. Pierwszy model fizyczny skutecznie opisujący flatter samolotu dotyczył ruchu o dwu stopniach swobody wybranego wycinka skrzydła, na który działały stacjonarne obciążenia aerodynamiczne - jest to model flatteru elementarnego. Model ten był i jest dotychczas często wykorzystywany: np do opracowania niektórych wymagań przepisów lotniczych [2].

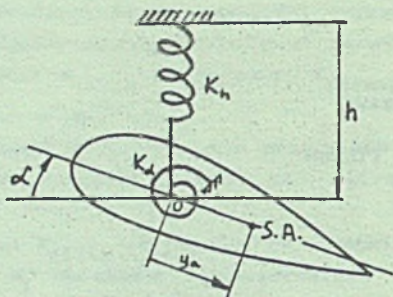
Oderwaniem opływu na profilu nazywane są te zjawiska fizyczne, które powodują nieliniowości w zależnościach obciążeń aerodynamicznych od kąta natarcia. Niestateczności aeroelastyczne wywołane oderwaniem opływu nazywane są flatterem oderwania.

Przedmiotem referowanej pracy jest zastosowanie modelu ONERA dynamicznego oderwania opływu do obliczania flatteru skrzydła.

### 2. MODEL FLATERU ELEMENTARNEGO

W zagadnieniach aeroelastyczności w modelu fizycznym występują trzy rodzaje obciążeń: masowe, sprężyste i aerodynamiczne.

W pracy badany jest profil (przekrój) skrzydła samolotu (rys.1), który może poruszać się ruchem płaskim. Przyjęto dwa stopnie swobody: przemieszczenie pionowe  $h$  i obrót  $\alpha$  wokół punktu  $O$ . Punkt ten jest środkiem skręceń profilu, tj. śladem osi sprężystej na powierzchni przekroju



Rys.1. Model fizyczny

Fig.1. Physical model

skrzydła. Obciążenia masowe w tym ruchu obliczane są z zależności:

$$F_h = m \ddot{h} + S_a \ddot{\alpha}, \quad M_a = S_a \ddot{h} + I_a \ddot{\alpha} \quad (1)$$

gdzie:  $m$  - masa profilu,

$S_a$  - masowy moment statyczny względem punktu O,

$I_a$  - masowy moment bezwładności względem punktu O.

Obciążenia sprężyste modelowane są jako sprężyny: rozciągana  $K_h$  i skręcana  $K_a$ . Wyrażenia określające siłę i moment sprężystości mogą być dowolnymi funkcjami przemieszczeń  $h$  i  $\alpha$ :

$$K_h = K_h(h, \alpha), \quad K_a = K_a(h, \alpha) \quad (2)$$

Obciążenia aerodynamiczne zredukowane do punktu S.A. są wyznaczone jako:

$$F_a = 0.5 \rho c V^2 C_L(h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}), \quad M_a = 0.5 \rho c V^2 C_M(h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \quad (3)$$

gdzie:  $\rho$  - gęstość powietrza,  $c$  - cięciwa profilu,

$V$  - prędkość opływu niezaburzonego,

$C_L, C_M$  - współczynniki: siły nośnej i momentu aerodynamicznego.

Współczynniki  $C_L$  i  $C_M$  obliczane są z modelu oderwania dynamicznego ONERA.

Równania ruchu profilu mają postać:

$$m \ddot{h} + S_a \ddot{\alpha} + K_h(h, \alpha) = F_a \quad (4)$$

$$S_a \ddot{h} + I_a \ddot{\alpha} + K_a(h, \alpha) = M_a - y_a F_a$$

gdzie:  $y_a$  - odległość S.A. od punktu O.

### 3. MODEL ONERA DYNAMICZNEGO ODERWANIA OPLYWU

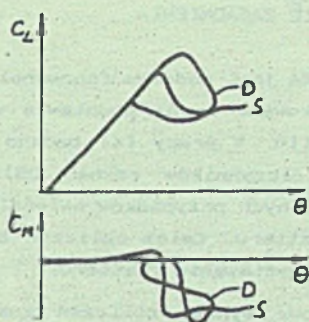
Zależności współczynników aerodynamicznych  $C_L$  i  $C_M$  od kąta natarcia



(rys.2) mają inny charakter przy zmianie stacjonarnej  $\theta$  niż przy zmianach niestacjonarnych (dynamicznych).

Widoczne jest to szczególnie wyraźnie w zakresie oderwania. Modelowanie opływu [3] w warunkach oderwania dynamicznego jest trudne. Dlatego w zastosowaniach praktycznych dąży się do korzystania z metod uproszczonych.

W modelu opracowanym w ONERA współczynniki siły nośnej i momentu aerodynamicznego obliczane są jako rozwiązania układów równań różniczkowych zwyczajnych w postaci:



Rys. 2. Współczynniki aerodynamiczne  
Fig. 2. Aerodynamic coefficients

$$C_i = C_{i1} + C_{i2}$$

$$A_1 \dot{C}_{i1} + \lambda_1 C_{i1} = \lambda_1 C_{r1} + (\lambda_1 S_1 + \sigma_1) \theta + S_1 \ddot{\theta}$$

$$C_{i2} + B_1 \dot{C}_{i2} + K_1 C_{i2} = - [r_1 \Delta C_{r1} + E_1 \theta]$$

(5)

gdzie:  $\theta$  - kąt natarcia,

$C_{r1}$  - stacjonarna wartość współczynnika obciążenia dla danego kąta natarcia,

$\Delta C_{r1}$  - różnica wartości z ekstrapolacji liniowej i wartości stacjonarnej dla danego kąta natarcia,

$\lambda_1, S_1, \sigma_1, B_1, K_1, r_1, E_1$  - współczynniki zależne od rodzaju profilu i kąta natarcia,

$i$  - wskaźnik:  $i=1$  - równania dla siły nośnej,

$i=2$  - równania dla momentu aerodynamicznego,

$A_1$  - współczynniki:  $A_1=1, A_2=0$ .

#### 4. RÓWNANIA RUCHU PROFILU

Ruch profilu opisywany jest równaniami różniczkowymi wyprowadzonymi dla:

- równowagi sił działających na profil (4),
- współczynników obciążeń aerodynamicznych (5).

W równaniach (5) pominięto składnik  $S_1 \ddot{\alpha}$ , który jak stwierdzono, ma niewielki wpływ na obciążenia.

Po wprowadzeniu wektora stanu w postaci:

$$x = (h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}, C_L, C_M, \dot{C}_L, \dot{C}_M) = \langle x_i \rangle, \quad (i=1, 2, \dots, 8) \quad (6)$$

równania ruchu można sprowadzić do postaci:

$$\dot{x} = f(t, x) \quad (7)$$

Równania (7) całkowano numerycznie dla zadanych warunków początkowych.

## 5. ROZWIĄZANIE ZAGADNIENIA

Model ONERA jest modelem fenomenologicznym. Współczynniki w równaniach (5) identyfikowane są na podstawie wyników badań doświadczalnych danego rodzaju profilu. W pracy [4] badano zmiany przebiegu  $C_L(\theta)$  dla różnych wartości współczynników równań (5). Przed zastosowaniem modelu do bardziej złożonych przypadków należało poznać jego własności dla prostego przypadku flatteru. Celem obliczeń było zbadanie wpływu zmian własności skrzydła na powstawanie flatteru.

Przykładowe wyniki obliczeń zostaną podane w trakcie referowania pracy.

## LITERATURA

- [1] Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R., "Aeroelasticity", Addison Wesley Publishing Co. Inc., 1955.
- [2] FAR-23 "Normy zdatności do lotu: samoloty kategorii normalnej, użytkowej i akrobacyjnej" 23.629 Flatter.
- [3] Carr L.W., "Progress in analysis and prediction of dynamic stall", Journal of Aircraft, Vol.25, No.1, January 1988.
- [4] Łucjanek W., Narkiewicz J., Pietrucha J., Syrczyński J., "Półempiryczny model zjawiska z histerezą", Sympozjon "Modelowanie w Mechanice", PTMTiS, Beskid Śląski 1989.

## ЭЛЕМЕНТАРНИИ СРЫВНОЙ ФЛАТТЕР КРЫЛА САМОЛЕТА

## Резюме

Модель динамического срыва потока, разработанная в ОНЕРА, была включена в вычисления элементарного флаттера крыла самолета. Влияние характеристик крыла и коэффициентов модели срыва на начало флаттера было исследовано.

## ELEMENTARY STALL FLUTTER OF AIRPLANE WING

## Summary

Dynamic stall model developed by ONERA has been included into airplane wing elementary flutter calculations. The influence of wing properties and stall model coefficients on flutter initiation is investigated.