

**DRGANIA SAMOWZBUDNE - FLATTER**

**1. Przedmiot i cel ćwiczenia**

Interesującym przykładem drgań samowzbudnych są drgania powstające w wyniku oddziaływania przepływu płynu (np. gazu, cieczy) na niektóre obiekty o własnościach układów drgających. W przypadku przepływu gazu - drgania takie nazywane *drzaniami aeroelastycznymi*<sup>1</sup>. Drgania aeroelastyczne są najczęściej spotykane w technice lotniczej, a także niektórych konstrukcjach budowlanych narazonych na działanie wiatru - wszędzie tam, gdzie układ obiekt - przepływ spełnia następujące warunki:

- Obiekt musi mieć cechy układu drgającego, tj. zdolność do sprężystych odkształceń oraz masę (moment bezwładności)<sup>2</sup>.
- Siły aerodynamiczne działające na obiekt muszą być związane z jego odkształceniami sprężystymi w szczególny sposób: co najmniej w pewnym zakresie prędkości przepływu ich praca na przeszczeniach obiektu musi być dodatnia, co oznacza, że jego energia wzrasta.

W takiej sytuacji, jednorodny, ustalony przepływ<sup>3</sup> może stać się źródłem energii przenoszonej od przepływu do obiektu. Używając języka automatyki można powiedzieć, że dochodzi wówczas do dodatniego sprzężenia zwrotnego, między obiektem a oddziaływaniem nań ze strony przepływu. Jednym ze skutków tego może być narastanie amplitudy drgań zainicjowanych, np. przez przypadkowe zaburzenie równowagi w jakiejś części pozostawiał doład. Naturę drgań aeroelastycznych ilustruje znany w literaturze przedmiotu „trójkąt Collara” (rys. 1). Proszę zastanowić się jakie zjawiska reprezentowane są na rys.1 polami ze znakiem zapytania (?)

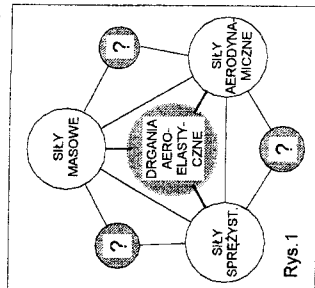
Typowym przedstawicielem tej grupy zjawisk jest tzw. *flutter* powojnym przedmiotem nośnej (skrzydła, usterzenia samolotu, łopaty wirnika śmigłowca lub wiatraka, łopatki turbiny itp.). Ten rodzaj drgań stanowi przedmiot ćwiczenia. Zasadniczym jego celem jest doswiadczenia i teoretyczna analiza *flatteru skrzydła* w oparciu o elementarną teorię tego zjawiska.

Wiadomości z zakresu drgań wymagane przy ćwiczeniu: drgania swobodne układu o dwóch stopniach swobody - równania ruchu, ich linearyzacja i rozwiązywanie, częstości i postacie własne. Praca i energia

<sup>1</sup> ...lub hydroelastycznymi, gdy ośrodkiem jest ciecz

<sup>2</sup> Zdolność do dysypacji energii występuje wprawdzie we wszystkich obiektach rzeczywistych - nie jest jednak taką cechą układu, bez której drgania nie mogą występować

<sup>3</sup> Tj. stały w czasie i przestrzeni poza najbliższym otoczeniem obiektu



w układzie drgającym. Doświadczalnie wyznaczanie współczynnika tłumienia na podstawie przebiegu przemieszczenia w czasie.

**2. Wprowadzenie**

**2.1 Co to jest flutter?**

Flutter (*ang. flutter - trzepotać*) to aeroelastyczne drgania samowzbudne powierzchni nośnej. Ich typowym reprezentantem jest giętno-skrętny flutter skrzydła. Taka postać flatteru skrzydła pokazywana jest na filmie stanowiącym ilustrację do wykładu „Drgania”.

Szczególnością rolę w zjawisku odgrywa sprzężenie między drganiami giętnymi i skrętnymi skrzydła. Sprzężenie to - jak zobaczymy dalej - ma złożony charakter: wynika ono zarówno z cech dynamicznych (*sprzężenie bezwładnościowe*), jak i aerodynamicznych skrzydła. Po przekroczeniu pewnej, charakterystycznej dla każdego układu prędkości przepływu (*krytyczna prędkość flatteru  $V_f$* ), zaburzenie stanu równowagi skrzydła sprawia, że ilość energii dostarczanej ze strony przepływu jest większa - (i tym większa im większa jest prędkość) od energii rozpraszanej przez układ.

Przy *liniowym modelu*<sup>4</sup> zjawiska amplituda drgań narasta nieregularnie. Potwierdza to praktyka: w niektórych konstrukcjach o niewielkim, prawie liniowym tłumieniu strukturalnym, po przekroczeniu prędkości krytycznej może dojść do jej zniszczenia w ciągu bardzo krótkiego czasu<sup>5</sup>.

W konstrukcjach o nieliniowej charakterystyce tłumienia<sup>6</sup> tak być nie musi. Po przekroczeniu prędkości krytycznej - amplituda drgań ustala się na poziomie odpowiadającym danej prędkości - pojawia się *stateczny cykl graniczny*. Dochodzi do tego wtedy gdy ilość energii doprowadzanej ze strony przepływu jest równa ilości energii rozpraszanej w odkształcanej konstrukcji. Flutter ze statecznym cyklem granicznym widać na wspomnianym filmie. Skrzydła szybowca wykonane z kompozytu charakteryzującego się tłumieniem nieliniowym, rosnącym z amplitudą drgań. Inną przyczyną występowania cyklu granicznego może być nieliniowy charakter obciążenia aerodynamicznego. W ćwiczeniu - zarówno w jego części doświadczalnej, jak i teoretycznej - rozpatrywany jest uproszczony model flatteru giętno-skrętnego. Uproszczenie polega tu przede wszystkim na tym, że układ ciągły, jakim jest skrzydło odkształcalne, zastąpiony jest układem dyskretnym. Ten ekwiwalentny<sup>7</sup> układ dyskretny wybrany jest w taki sposób, aby odzwierzydził istotne z punktu widzenia analizowanego zjawiska cechy układu modelowanego. Odpowiednikiem zginania skrzydła jest tu przemieszczenie pionowe, a skręcania - obrót jego niiodkształcalnego fragmentu.

Kolejne trzy punkty (2.2...2.4) niniejszej instrukcji ułatwiają wprowadzenie w elementarną teorię flatteru przedstawioną w rozdziale 3. Dwa pierwsze dotyczą mechaniki, trzeci obciążen aerodynamicznych powierzchni nośnej. Proszę zwrócić uwagę na odpowiedniość między tą częścią instrukcji a strukturą powiązań lokującą drgania aeroelastyczne na *rys.1*.

**2.2 Mechanika - statyka: analiza pewnego układu o dwóch stopniach swobody**

Rozważmy układ przedstawiony na *rys.2*. Nieodkształcalna, nieważka belka<sup>8</sup> (*rys.2*) o długości  $c$ , podparta jest na obu końcach za pomocą nieważkich, liniowych elementów sprężystych o sztywnościach  $k_1$  i  $k_2$ . Belka może się przemieszczać w płaszczyźnie rysunku i ma dwa stopnie swobody: przemieszczenie pionowe (współrzędna uogólniona  $z$ ), oraz obrót w płaszczyźnie rysunku (współrzędna uogólniona  $\theta$ ). Początkowe położenie belki przedstawione jest na *rys.2a*. Napięcie elementów sprężystych jest w tym stanie równe zero. Początek układu współrzędnych związany jest z pewnym punktem (*SO*) na belce nie obciążonej (*rys.2a*). Ponadto przyjmuje się, że obrót jest mały (dla czego?).

Do belki, w punkcie o współrzędnej  $x_F$ , przyłożona jest siła  $F$  działająca w kierunku z. Położenie belki w stanie równowagi zależy od punktu przyłożenia siły. Punkt na belce, w którym przyłożenie

<sup>4</sup> Wtedy, gdy równania ruchu układu są liniowe

<sup>5</sup> Stąd pierwsze w historii przypadki flatteru kojarzone były niesłusznie z eksplozjami na pokładzie samolotu

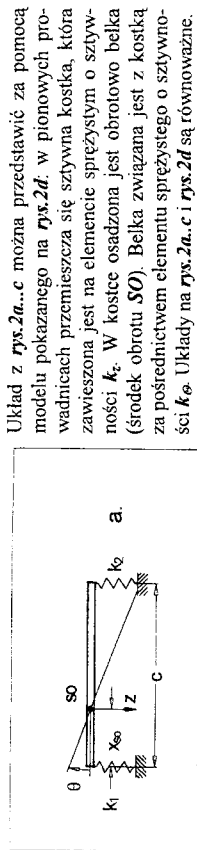
<sup>6</sup> Np. wtedy, gdy energia rozpraszana przez układ „rośnie bardziej” niż amplituda drgań

<sup>7</sup> odpowiedniość między układem ciągłym a jego modelem dyskretnym wynika przede wszystkim z podobieństwa postaci drgań modelu i fragmentu skrzydła, a także z podobieństwa mechanizmu wzajemnego oddziaływania skrzydła - przepływu

<sup>8</sup> Zakłada się, że wymiar poprzeczny belki (grubość) jest pomijalnie mały

wspomnianej sily spowoduje taki skutek, że w warunkach równowagi belka dozna jedynie przemieszczenia liniowego (tj. gdy będzie:  $\theta=0$ ) nazwiemy środkiem obrotu (skręceń)<sup>9</sup>. Punkt ten na rys. 2 oznaczono przez SO.

- Zagadnienia do przemyślenia:
- Jakie znaczenie ma założenie o małym kącie obrotu belki?
  - Dla belki z rys.2a wyznaczyc położenie środka obrotu (środką skręceń)  $x_{so}$
  - Wyznaczyć konfigurację belki (rys.2b) w stanie równowagi, po przyłożeniu do niej sily  $F$  w punkcie o współrzędnej  $x_f$ ; przemieszczenia  $z_f$  oraz  $z_0$ , a także przemieszczenie z środka obrotu i kąt  $\theta$
  - Wyznaczyć położenie belki (rys.2a) w stanie równowagi po obciążeniu jej momentem  $M_0$ , którego wektor jest prostopadły do płaszczyzny rysunku. Jaki wpływ na położenie belki, ma punkt przyłożenia momentu?
  - Przyjmujemy, że przemieszczenie liniowe belki charakteryzowane jest przemieszczeniem środka obrotu belki  $z_{so}$ . Wyznaczenie uznawane jest za przemieszczenie belki?
  - Do belki przyłożona jest sily  $F$  w punkcie o współrzędnej  $x_f$  ( $x_f \neq x_{so}$ ). Zredukuj obciążenie zewnętrzne do SO. Wyznacz położenie belki w stanie równowagi.



Układ z rys.2a...c można przedstawić za pomocą modelu pokazanego na rys.2d. w pionowych prowadnicach przemieszcza się sztywna kostka, która zawieszona jest na elemencie sprężystym o sztywności  $k_2$ . W kostce osadzona jest obrotowa belka (środek obrotu SO). Belka związana jest z kostką za pośrednictwem elementu sprężystego o sztywności  $k_1$ . Układy na rys.2a.c i rys.2d są równoważne.

**2.2 Mechanika - Dynamika: male drgania układu z rys 2**

Punktem wyjścia jest układ przedstawiony na rys. 2b z tą różnicą, że belce - z założenia jednorodnej - nadajemy masę  $m$ . Elementy sprężyste, o liniowych charakterystykach, mają sztywności  $k_2$  oraz  $k_1$ . Położenie środka obrotu belki określone jest współrzędną  $x_{so}$ . Zakłada się, że napięcie wstępne elementu sprężystego o sztywności  $k_1$  jest takie, że w warunkach równowagi belka przyjmuje położenie poziome ( $\theta=0$ ).

Zagadnienia do przemyślenia:

- Dla belki wg schematu przedstawionego na rys.2b ułożyć równania ruchu
- Wyznaczyć częstotliwości i postacie własne
- Jak na postacie wpływa wzajemne położenie środka obrotu i środka masy?
- Szczególny przypadek:  $k_1=k_2$  - środek obrotu pokrywa się wówczas z środkiem masy (skąd to wiadomo?). Belka wykonuje drgania o jednym stopniu swobody (czy to możliwe - a jeśli tak to kiedy?)  $z = A \sin \omega t$ . Do środka belki przyłożona jest sily  $F$  skierowana jak na rys. 2b i  $z_0 = F \cdot x_{so} / \omega^2$

- Wyznaczenie wartości przesunięcia fazowego między sily i przemieszczeniem belki jej praca będzie największa?
- Jednorodna belka o masie  $m$  Zamocowana jest jak na rys.2d. Wyznacz częstotliwości i postacie własne dla następujących przypadków:  $x_{so} < z_0$ ,  $x_{so} = z_0$ ,  $x_{so} > z_0$

**2.3 Aerodynamika: Obciążenie aerodynamiczne oraz charakterystyka aerodynamiczna skrzydła**

<sup>9</sup> W wytrzymałości materiałów punkt taki w ustroju płaskim nazywany jest środkiem sił poprzecznych (SSP), a ich miejsce geometryczne w ustroju trójwymiarowym - osią (linią) SSP, (osią elastyczną, osią skręceń)

Powierzchnia nośna (np. skrzydło samolotu, łopata wirnika śmigłowca czy wiatraka) z geometrycznego punktu widzenia charakteryzuje się specjalnie dobranym kształtem przekroju poprzecznego - profilem lotniczym (rys.3).

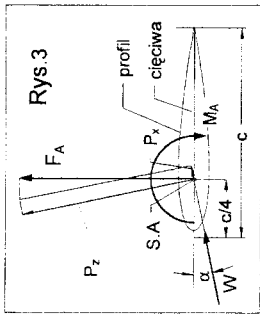
Obciążenie aerodynamiczne powierzchni nośnej redukuje się zwyczajowo do charakterystycznego punktu na profilu zwanego *środkiem aerodynamicznym (SA)*, przy czym siłę aerodynamiczną rozkłada się na dwa wzajemnie prostopadłe kierunki: składowa na kierunku prędkości przepływu ( $V$ ) nazywana jest *oporem* ( $P_x$ ), a składowa prostopadła do niej - *siłą nośną* ( $P_z$ ). Obciążenie aerodynamiczne przed stawia się więc przez dwie składowe sily ( $P_x, P_z$ ) oraz *moment aerodynamiczny* ( $M_A$ ). Powierzchnie nośne, mają cechy wyróżniającą je spośród innych brył, dzięki czemu spełniają w technice ważną rolę: powstająca na nich sily nośna może być wielokrotnie większa niż ich opór<sup>10</sup>. Składowe obciążenia aerodynamiczne wyrażają się następująco:

$$P_z = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_z(\alpha)$$

$$P_x = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_x(\alpha)$$

$$M_A = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot c \cdot C_{ma}$$

[1]



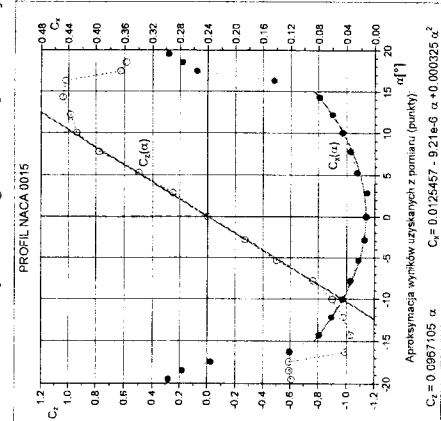
W wzorach [1] oznaczono:

- $\rho$  - gęstość powietrza. W warunkach normalnych  $\rho=1.225$  [kg/m<sup>3</sup>],
- $V$  - prędkość przepływu (tj. prędkość powietrza względem skrzydła) [m/s],
- $A$  - pole powierzchni skrzydła, definiowane jako iloczyn rozpiętości i ciętywy skrzydła  $A=b \cdot c$  [m<sup>2</sup>] (patrz rys. 7),
- $\alpha$  - kąt natarcia definiowany jako kąt zawarty między wektorem prędkości przepływu a pewną charakterystyczną linią zwaną ciętwą profilu<sup>11</sup>,
- $C_z(\alpha), C_x(\alpha), C_{ma}$ , bezwymiarowe współczynniki - kolejno - sily nośnej i oporu wyrażone jako funkcje kąta natarcia profilu (skrzydła). Związki te, łącznie z wartością współczynnika  $C_{ma}$  momentu względem środka aerodynamicznego zwane są *charakterystyką aerodynamiczną skrzydła*.

Charakterystyki aerodynamiczne wyznaczane są najczęściej metodą pomiarów wagowych w tunelu aerodynamicznym.

Definicja: Środek aerodynamiczny - to taki punkt na profilu, względem którego współczynniki momentu aerodynamicznego jest (co najmniej - w przybliżeniu) stały w zakresie użytkowych kątów natarcia.

Charakterystyki aerodynamiczne modelu skrzydła użytego w ćwiczeniu przedstawione są na rys.4. Model skrzydła ma symetryczny profil NACA 0015 i dlatego jego charakterystyka  $C_z(\alpha)$  jest anisymetryczna, a  $C_x(\alpha)$  - symetryczna względem  $\alpha = 0$ . Współczynniki momentu względem środka aerodynamicznego dla takiego profilu jest równy zero. Położenie środka aerodynamicznego przypada na 1/4 ciętywy od *krzywizny natarcia*. W zakresie kątów natarcia  $\pm 15^\circ$  charakterystyka aerodynamiczna jest



**Rys. 4**

<sup>10</sup> Iloraz sily nośnej i oporu nazywany jest *doskonalością aerodynamiczną*. Jej wartość może w pewnych warunkach sięgać 100 i więcej!

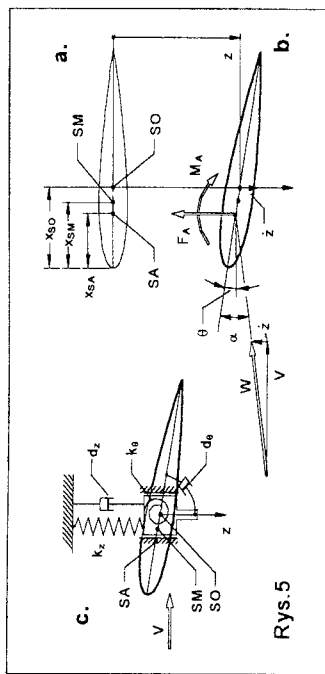
<sup>11</sup> Ciętwą profilu nie jest pojęciem jednoznacznym. Pod pojęciem tym rozumie się zarówno prostą poprowadzoną przez krzywiznę natarcia i spływu, jak i miarę odcinka na tej prostej ograniczonej profilem tj. „szerokość” profilu czy skrzydła

aprosymowana, co pokazano na rys.4.

3. Elementarna teoria flatteru skrzydła [1]

W niniejszym punkcie omówiony jest najprostszy model (w sensie „uproszczonego opisu”) giętno-skrętnego flatteru skrzydła samolotu. Przedstawione są zasadnicze założenia przyjęte przy budowie modelu fizycznego, dla którego dalej wypisano równania ruchu (model matematyczny). Wykonywane na stanowisku laboratoryjnym ćwiczenie odwołuje się do omawianych tu modeli.

Skrzydło samolotu reprezentowane jest przez jego fragment (model), wprowadzicie sztywny, ale zawieszony w przepływie w taki sposób, aby odzwierciedlał podstawowe formy odkształceń sprężystych skrzydła - jego zginanie i skręcanie. Model ma więc dwa stopnie swobody (rys.5): przemieszczanie liniowe w kierunku prostopadłym do kierunku przepływu (współrzędna uogólniona z) reprezentujące zginanie skrzydła, obrót (współrzędna  $\theta$ ) - jego skręcanie. Współrzędna z mierzona jest od osi obrotu skrzydła, współrzędna  $\theta$  od jego ciężkości w położeniu równowagi - rys.5a.



Model ma długość (rozpiętość)  $b$  oraz ciężewę  $c$ , masę  $m$  oraz moment bezwładności  $I$  względem osi obrotu (SO). Położenie środka masy (SM), osi obrotu (SO) oraz środka aerodynamicznego (SA) względz ciężewy zdefiniowane jest za pomocą współrzędnych  $x_{SM}$ ,  $x_{SO}$ , oraz  $x_{SA}$ . Sztywności zawieszania modelu na kierunkach przemieszczeń modelu oznaczone są odpowiednio:  $k_z$  oraz  $k_\theta$ . Zakłada się, że tłumienia przemieszczeń liniowego oraz kątownego jest liniowe, a jego współczynniki wynoszą odpowiednio:  $d_z$  oraz  $d_\theta$ . Schemat takiego modelu fizycznego przedstawiono na rys.5c. Prędkość przepływu niezakłóconego<sup>12</sup> jest stała i wynosi  $V$ . Chwilowa prędkość powietrza względem modelu (taka prędkość jest źródłem obciążen aerodynamicznych) jest sumą prędkości przepływu niezakłóconego oraz prędkości chwilowej modelu w układzie absolutnym wziętej ze znakiem minus<sup>13</sup>.

$$\vec{W} = \vec{V} - \dot{\vec{z}} \quad [2]$$

Przy założeniu, że  $\dot{z} / V \ll 1$  obciążenia aerodynamiczne skrzydła zredukowane do osi obrotu ma następujące składowe na kierunkach przemieszczeń uogólnionych:

$$F_A \approx 0.5 \rho V^2 c C_z(\alpha) \quad [3]$$

$$M_A \approx 0.5 \rho V^2 c^2 C_z(\alpha)(x_{SO} - x_{SA}) \quad [4]$$

Dla kątów natarcia w zakresie  $(-10^\circ + 10^\circ)$  można skorzystać z liniowego przybliżenia  $C_z(\alpha) = a$

$$\text{(patrz rys.4), gdzie } a = \frac{dC_z}{d\alpha}$$

<sup>12</sup> Pod pojęciem tym rozumie się prędkość przepływu w obszarze, w którym pole prędkości nie jest zniekształcone obecnością skrzydła.

<sup>13</sup> Patrz rys. 5b, dodatnia prędkość  $\dot{z}$  modelu w układzie absolutnym jest zwrócona ku dółowi (zgodnie z przyjętym układem współrzędnych). Jest to zarazem składowa, na kierunku z, prędkości modelu względem powietrza. Ta sama składowa prędkości powietrza względem modelu ma zwrot przeciwny.

Uwzględniając zarówno obrót, jak i prędkość przemieszczeń liniowych skrzydła, otrzymamy efektywny kąt natarcia:

$$\alpha = \theta + \dot{z} / V \quad [5]$$

Równania ruchu modelu skrzydła mają więc następującą postać:

$$m\ddot{z} + S\dot{\theta} + d_z\dot{z} + k_z z = -0.5 \rho V^2 c a \left( \theta + \frac{\dot{z}}{V} \right) \quad [6]$$

$$I\ddot{\theta} + d_\theta\dot{\theta} + k_\theta\theta = -0.5 \rho V^2 c^2 a \left( \theta + \frac{\dot{z}}{V} \right) \quad [7]$$

gdzie przez  $S$  oznaczono moment statyczny elementu skrzydła względem osi obrotu (osi elastycznej) a przez  $I$  moment bezwładności modelu względem osi obrotu. Uwaga: Przy przednim (względem środka obrotu) położeniu środka masy (patrz rys.5) moment statyczny skrzydła jest dodatni.

Przy  $V=0$  układ równań stanowi model matematyczny (równania ruchu) liniowego mechanicznego układu o dwóch stopniach swobody ze sprzężeniem bezwładnościowym, gdy  $x_{SO} \neq x_{SM}$  (porównaj pkt.2.3). Prawe strony układu reprezentują sztywność aerodynamiczną - wyraży proporcjonalne do  $\theta$  oraz tłumienie aerodynamiczne - wyraży proporcjonalne do  $\dot{z}$ . Widac więc, że obciążenie aerodynamiczne prowadzi do powstania dodatkowych sprzężeń w układzie. Z równań wyznaczyć można prędkość krytyczną flatteru  $V_f$ . Będzie to taka prędkość  $V$ , przy której układ ma rozwiązanie harmoniczne. Istotny wpływ na jej wartość mają częstotści niesprężystych drgań giętnych i skrętnych układu, ich stosunek

$$f = \frac{k_\theta}{I} \frac{m}{k_z} \quad [8]$$

oraz charakter sprzężenia bezwładnościowego - wartość i znak momentu statycznego  $S$ . Wyważenie skrzydła - tylne (gdy środek masy jest za osią obrotu), bądź przednie (jak na rys. 5) - to parametr konstrukcyjny mający decydujący wpływ na prędkość krytyczną flatteru.

Przedstawiona tu teoria flatteru jest teorią elementarną, a jej przytoczenie służy tu objaśnieniu fizycznych podstaw zjawiska. W naturze obciążenie aerodynamiczne jest również funkcją częstotści oraz amplitudy drgań [1,2], a tłumienie strukturalne, zwłaszcza w konstrukcjach kompozytowych, nie ma charakteru liniowego. Istnieją teorie flatteru, które uwzględniają te czynniki.

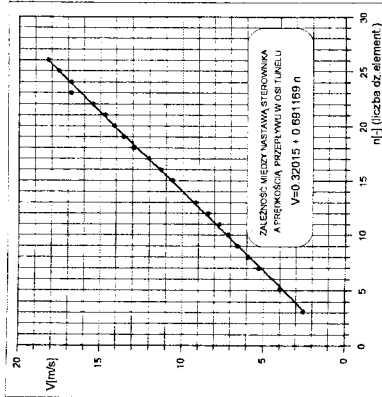
4. Opis stanowiska

Uwaga: w tym i dalszych punktach drgania liniowe modelu („górną-dół”, współrzędna z) nazywane będą drganiami giętnymi, a „obrotowe” (współrzędna  $\theta$ ) - drganiami skrętnymi skrzydła.

4.1 Tunel aerodynamiczny

Badania modelowe z zakresu aerodynamiki czy aeroelastyczności wykonywane są najczęściej w tunelach aerodynamicznych. Jest to urządzenie w którym - przeciwnie niż jest to zwykle w warunkach naturalnych - obiekt nieruchomy poddany jest oddziaływaniu strumienia powietrza poruszającego się z zadana przez operatora prędkością.

Stanowisko zainstalowane jest w pochylanym tunelu aerodynamicznym laboratorium ILLIMS. Jest to tunel o otwartej przestrzeni pomiarowej średnicy 1.4m i maksymalnej prędkości przepływu ok. 20 m/s. Regulacja prędkości przepływu w tunelu polega na zmianie prędkości obrotowej wentylatora. Prędkość ta jest zadawana za pomocą pokrętła na płycie czołowej szafy sterownika. Umieszczony obok wskaźnik (wychylowy) wskazuje prędkość obrotową wentylatora. Zależność między prędkością przepływu w osi tunela a wskazaniem wspomnianego wskaźnika przedstawiona jest na rysunku rys. 6.



Rys.6

#### 4.2 Model

Niektóre parametry i charakterystyki modelu podane są na rys.4 i rys.7. Pozostałe zamieszczone są na wydrukach z systemu obsługującego pomiar. Powłoka modelu wykonana jest z kompozytu. Rurowy dźwigar skrzydła na obu końcach zaoparty jest w czopy mocowane w łożyskach kulkowych. Tak więc osi dźwigara jest jednocześnie osią obrotu („skręcania”) skrzydła. Symetryczny profil skrzydła wybrano ze względu na wymykające się stąd ulatwienia technologiczne oraz symetrię charakterystyki aerodynamicznej.

#### 4.3 Zawieszenie modelu

Schemat stanowiska przedstawiony jest na rys.7. Do konstrukcji tunelu (1) mocowana jest sztywna rama (2). Model (3) zawieszony jest sprężysto w przelotnym, prostopadłym do kierunku przepływu (współrzędna z) oraz obrót wokół osi podłużnej skrzydła (współrzędna  $\theta$ ). Współrzędne te wyznaczają położenie modelu w układzie absolutnym (inercjalnym). Przemieszczenie liniowe zapewniają sprężyste zamocowane symetrycznie po obu stronach przelotnie pomiarowej. Każda z nich składa się z pary sprężyn płaskich (6), które jednym końcem utwierdzone są w ramie (1) a drugim w kostkach (5)<sup>14</sup>. W kostkach tych osadzone jest obrotowe model z pośrednictwem wahlowych łożysk kulkowych. Linia wyznaczona przez osie łożysk jest odpowiednikiem osi skręceń w skrzydle. Przemieszczenie kątowe modelu wokół tej osi (współrzędna uogólniona  $\theta$ ), jest odpowiednikiem skręcenia elementu skrzydła. Przemieszczenia pionowe (współrzędna z) są odpowiednikiem zginania skrzydła.

Opisanie liczby stopni swobody. Wyposażenie stanowiska umożliwia niezależne blokowanie każdego z tych przemieszczeń - to jest ograniczenie swobody modelu jedynie do „skręcania” lub „zginania”. Jest to wykorzystywane do wyznaczania częstości i tłumienia izolowanych drgań na każdym ze stopni swobody.

Szywność na kierunkach obu przemieszczeń może być w pewnym zakresie zmieniana przez odpowiedni dobór sprężyn oraz ich rozmieszczenie. Szywność „giętną” zapewniają zawieszki sprężyste (6) oraz liniowe sprężyny spiralne (8) mocowane między ramą (1) a kostkami (5) po obu stronach modelu. Ich dobór umożliwia zadawanie szywności w dość szerokim zakresie. Podatność przemieszczeń skrętnych realizowana jest za pomocą sprężyn spiralnych (9) mocowanych między ramą (1) a tarczami (7) mocowanymi na osi modelu. Dobór odległości między punktami mocowania sprężyn do łożysk osi obrotu modelu pozwala na zadawanie szywności obrotu w dużym przedziale. Mocowanie wszystkich sprężyn do ramy zostało tak pomyślane, aby możliwa była regulacja w szerokim zakresie ich napięcia wstępnego. Dzięki temu można zadbać o to, aby przed przystąpieniem do badań spełnione były następujące warunki:

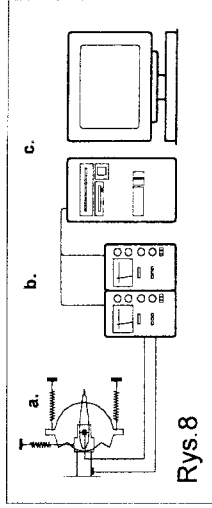
- sprężyny zawieszek sprężystych powinny być proste (nie odkształcone),
  - wyjściowy (początkowy) kąt  $\theta$  powinien być równy zeru,
  - sprężyny poziome powinny mieć taką samą szywność i napięcie wstępne, na tyle duże, aby nie „luzowały się” przy przemieszczeniach modelu  $\pm 10^\circ$  oraz  $\pm 50$  mm.
- Regulacja wyważenia modelu. Położenie środka masy skrzydła względem osi obrotu (wartość i znak momentu statycznego) ma istotny wpływ na podatność układu na wystąpienie flatteru oraz na prędkość krytyczną w przypadku jego wystąpienia. Możliwa jest zmiana wyważenia modelu.

<sup>14</sup> Jest to taki sam rodzaj zawieszki jaki zrealizowany jest w ćwiczeniu nr 4 pt. „Drgania o jednym stopniu swobody”

Na osi obrotu modelu, po obu jego końcach zamocowane są wsporniki (10), na których mogą być mocowane masy wyważające (11). Ich położenie decyduje o położeniu środka masy modelu (jego momentu statycznego) względem osi obrotu.

#### 4.4 Układ pomiarowy

W ćwiczeniu wykorzystywane jest komputerowe wspomaganie i wstępne opracowywanie wyników eksperymentu. Ćwiczenie obsługiwane jest programem POMFLAT. Schemat układu pomiarowego przedstawiony jest na rys.8. Wielkościami mierzonymi w torze pomiarowym są oba przemieszczenia modelu: „giętność” z oraz „skrętność”  $\theta$ .



Rys.8

Przetworniki tensometryczne obu przemieszczeń (rys.8-a) zamocowane są do elementów zawieszania modelu. Przetworniki współpracują ze wzmacniaczami tensometrycznymi (rys.8-b). Napięciowy sygnał analogowy proporcjonalny do obu współrzędnych podawany jest na przetwornik analogowo-cyfrowy zainstalowany w PC (rys.8-c), gdzie poddany jest dyskretyzacji.

Przebieg napięcie - czas zamieniany jest na ciąg liczb - rzędnych punktów na nim leżących. Dalsze operacje wykonywane są na tak zgromadzonych zbiorach. Oba przebiegi są zapamiętywane, obrazowane na monitorze. Wyznaczana jest częstość obu przebiegów ich tłumienie, a w przypadku równych częstości faza między nimi. Wszyskie te informacje gromadzone są na pliku, na którym dodatkowo rejestrowane są: data i godzina rejestracji oraz wprowadzona wcześniej dane o modelu i prędkości przepływu. Specjalnie opracowany program jest przyjazny dla użytkownika. Jego poprawne użytkowanie spowoduje się do realizacji wskazówek podpowiadanych przez system pomiarowy.

### 5. Metoda doświadczalnego wyznaczenia prędkości krytycznej flatteru

#### 5.1 Podczas badań w locie

Wystąpienie flatteru na obiektach latających związane jest z ryzykiem zniszczenia konstrukcji. Dla tego prędkości krytycznej flatteru nie wyznacza się metoda polegającą na doprowadzeniu do jego wystąpienia. Procedura wyznaczenia  $V_f$  jest następująca: podczas lotu ustalonego z prędkością  $V$  wprowadzane jest zaburzenie  $\delta$  po czym rejestrowane są drgania (np. giętno skrzydeł) w funkcji czasu. Z rejestracji takiej wyznaczany jest dekrement drgań  $\delta$ . Pomiar powtarza się przy coraz to wyższej prędkości lotu. W miarę zbliżania się do prędkości krytycznej tłumienie zainicjowanych drgań maleje. Empiryczny związek  $\delta(V)$  ekstrapolowany jest do wartości  $\delta=0$ . Prędkość lotu odpowiadająca zerowemu tłumieniu drgań uważana jest za prędkość krytyczną flatteru  $V_f$ .

#### 5.2 Wyznaczanie prędkości krytycznej flatteru w ćwiczeniu.

Po zadaniu prędkości przepływu model wytrąca się (ręka) z położenia równowagi. Rejestrowany jest przebieg w czasie obu współrzędnych modelu:  $z(t)$  oraz  $\theta(t)$ . Przebieg ten jest przedstawiany na monitorze. Jednocześnie wyznaczany jest dekrement i częstość obu przebiegów, a także faza między nimi. Pomiar powtarzany jest parokrotnie. Na ich podstawie sporządza się wykres  $\delta(V)$  i wyznaczana jest prędkość krytyczna.

### 6. Przebieg ćwiczenia

#### 6.1 Czynniki wstępne

- bezpośrednio po rozpoczęciu ćwiczenia włączyć wzmacniacze tensometryczne

<sup>15</sup> „ostry” manewr, odpalenie małej rakiety (impuls) o odpowiednio skierowanym ciągu.

- napięcie sprężyn dobrać tak, aby zawieszki sprężyste modelu były nie odkształcone (mają być proste, poziome), a kąt  $\theta = \theta_0$ . Należy przy tym zadbać o to, aby zachowana była symetria układu
- uruchomić system pomiarowy - program POMFLAT
- wpisać położenia mas wyważających. Masa, moment bezwładności modelu wzgl. osi obrotu, moment statyczny wzgl. tej samej osi są generowane automatycznie.

### 6.2 Wyznaczenie częstości drgań swobodnych oraz współczynników ich tłumienia

- zablokować przemieszczenia liniowe modelu
- wyzerować wzmacniacze tensometryczne
- wybrać opcję „SKRECANIE”. Wyzerować (klawisze +,-) odczyt kąta obrotu na monitorze
- obrócić model o ok.  $10^\circ$  i następnie uwolnić. Rejestrowane są drgania swobodne „skretne”, wyznaczana ich częstość i tłumienie. Wyniki wprowadzane są na plik o generowanej automatycznie nazwie
- zablokować obrót, uwolnić przemieszczenia liniowe
- wyzerować wzmacniacze tensometryczne
- wybrać opcję „ZGINANIE”. Wyzerować (klawisze +,-) wskazanie wychYLENIA na monitorze
- wychylić model o ok. 20 mm i następnie uwolnić. Rejestrowane są drgania swobodne „gętne”, wyznaczana ich częstość i tłumienie. Wyniki wprowadzane są na plik o generowanej automatycznie nazwie
- rejestracja jest zatrzymywana, jeśli spełniony będzie jeden z warunków: amplituda jest mniejsza od zadanej wartości progowej lub czas rejestracji większy niż zadanych „n” okresów przebiegu.

### 6.3 Rejestracja drgań w przepływie

- odblokować obrót modelu - model swobodny
- upewnić się czy zawieszki sprężyste modelu są nie odkształcone (mają być proste, poziome), a kąt  $\theta = 0$ . W razie potrzeby wprowadzić korektę
- wyzerować wzmacniacze tensometryczne
- wybrać opcję „FLATTER”. Wyzerować (klawisze +,-) wskazanie wychYLENIA i obrotu na monitorze
- uruchomić tunel zgodnie z procedurą przedstawioną na sterowniku
- nastawić prędkość obrotowa wentylatora na ok. 500 1/min
- wprowadzić wartość nastawy do PC
- uruchomić pomiar: START. W tym stanie pojawienie się na dowolnym kanale okresowego sygnału większego niż zadany wcześniej sygnał progowy uruchamia pomiar i rejestrację
- wychylić model o ok. 20 mm i następnie uwolnić. Realizowana jest rejestracja dwukanałowa. Wyniki wprowadzane są na plik o generowanej automatycznie nazwie
- Rejestracja jest zatrzymywana, jeśli spełniony będzie jeden z warunków: obie amplitudy mniejsze od zadanych w systemie wcześniej amplitud progowych lub czas rejestracji większy niż zadane wcześniej „n” okresów przebiegu o mniejszej częstości. Wyniki zapisywane są na pliku o generowanej automatycznie nazwie

### 6.4 Uwagi dotyczące pomiarów

Pomiary wykonać dla dwóch wyważen modelu wg wskazówek prowadzącego ćwiczenie. Dla każdego wyważenia:

- pomiar wg pkt. b/ powtórzyć parokrotnie
- pomiar wg pkt. c/ powtórzać 5..8 razy dobierając prędkości tak, aby najwyższa była dostatecznie bliska prędkości krytycznej. Symptomy tego stanu: regularne drgania z ustaloną fazą i małym tłumieniem. Parametry układu zostały tak dobrane, że flatter w tym doświadczeniu jest flatterem „miękkim”, o wolno narastającej amplitudzie przy prędkościach niezbyt przekraczających prędkość krytyczną.

### 6.5 Zakończenie pomiarów

- wyłączyć tunel aerodynamiczny wg procedury umieszczonej na sterowniku
- wyłączyć wzmacniacze tensometryczne
- zablokować model

- wydrukować pliki z wynikami pomiarów. Na podstawie wyników oszacować prędkość krytyczną flatteru dla zadanych położeń środka masy

### 6.6 Badanie symulacyjne

- uruchomić program SYMFLAT. Wprowadzić parametry układu otrzymane z pomiaru: częstości izolowanych drgań liniowych i obrotowych, ich tłumienia, współrzędna środka obrotu. Wyznaczyć prędkość krytyczną dla dwóch modeli charakterystyki aerodynamicznej: liniowego i nieliniowego.

## 7. Opracowanie sprawozdania

### 7.1 Wymagania formalne

- Do sprawozdania należy dołączyć wszystkie wydruki uzyskane w czasie trwania ćwiczenia opatrzone podpisem prowadzącego

### 7.2 Opracowanie pomiarów

- dla obu wyważen skrzydła przedstawić na wykresie przebieg tłumienia drgań w funkcji prędkości przepływu. Wyznaczyć w obu przypadkach prędkość krytyczną. Podać parametry stanu krytycznego: częstość oraz fazę
- dla warunków stanu krytycznego, danych geometrycznych i masowych modelu uzyskanych z wydruku oraz charakterystyki aerodynamicznej skrzydła przedstawionej na rys.4 wyznaczyć bilans energetyczny układu: obliczyć energię dostarczoną ze strony przepływu oraz energię rozpraszaną w układzie (na podstawie dekrementu drgań bez przepływu). Czy rzeczywiście są sobie równe? Jeśli nie, to gdzie szukać źródeł tych różnic?

### 7.3 Flatter - elementarna analiza teoretyczna

- wyprowadzić a następnie zlinearyzować równania ruchu układu przedstawionego na rys. 5c. Wyprowadzić wyrażenie na prędkość krytyczną, oraz częstość drgań w stanie krytycznym
- korzystając z danych o modelu uzyskanych na wydrukach oraz charakterystyki aerodynamicznej skrzydła (rys.4) wyznaczyć prędkość krytyczną flatteru na podstawie liniowego modelu flatteru

### 7.4 Ocena otrzymanych wyników, komentarze

- proszę porównać i skomentować wyniki doświadczalne, symulacyjne oraz uzyskane analitycznie
- proszę ocenić, czy założenia przyjęte w elementarnej teorii flatteru znalazły potwierdzenie w uzyskanych wynikach doświadczalnych i czy były tym samym uprawnione

## Literatura

1. Den Hartog J.P.: *Drgania mechaniczne*, Warszawa, PWN 1956
2. Scanlan R., Rosenbaum R.: *Drgania i flatter samolotów*, PWN 1964
3. Żurański J.: *Ociążenia wiatrem budowli i konstrukcji*, Arkady, 1987
4. Blevins R.D.: *Flow-Induced Vibration*, Van Nostrand Reinhold Co., 1977
5. Osirski Z.: *Teoria drgań*, Warszawa, PWN 1978
6. Kaliski S. i in.: *Drgania i fale*, Warszawa, PWN 1966
7. Пановко Я.Г., Губанова И.И.: *Устойчивость и колебания упругих систем*, Изд. Наука, Москва, 1987