

Ćw. 7 Pomiary wagowe sił aerodynamicznych.

Wyznaczanie współczynników aerodynamicznych

1. Cel ćwiczenia

Celem ćwiczenia jest zaznajomienie się z pomiarami wagowymi sił aerodynamicznych i z interpretacją otrzymanych wyników.

2. Podstawy teoretyczne

2.1. Siła aerodynamiczna

Z punktu widzenia wzajemnego oddziaływania między płynem a opływającą nim bryłą, jest obojętne czy porusza się ona w nieruchomym ośrodku czy też nieruchome ciało stałe zanurzone jest w jednorodnym strumieniu płynu. Ta zasada leży u podstaw koncepcji prowadzenia doświadczeń aerodynamicznych w specjalnych tunelach. Tunele takie można wyposażyć w stacjonarne urządzenia wagowe, które umożliwiają dokładny pomiar siły wywołanej przez przepływający ośrodek. Nieco odmienne warunki przepływu w tunelu niż w warunkach naturalnych (skończony wymiar strumienia tunelowego, jego turbulencja i zmiany ciśnienia w przestrzeni pomiarowej) można uwzględnić stosując odpowiednie poprawki. Przenoszenie wyników badań tunelowych na obiekty w innej skali możliwe jest pod warunkiem spełnienia wymagań podobieństwa dynamicznego.

Z teorii podobieństwa oraz analizy wymiarowej wynika, że w celu określenia siły aerodynamicznej działającej na bryłę opływającą przez gaz termodynamicznie doskonały i nieprzewodzący ciepła wystarczy znajomość następujących danych:

- L - wymiar charakteryzujący opływającą bryłę,
- α, β, γ - kąty określające położenie bryły względem kierunku prędkości,
- V - moduł prędkości przepływu niezakłóconego,
- T - temperatura,
- ρ - gęstość ośrodka,
- μ - lepkość,
- R - stała gazowa,

Siła aerodynamiczna P_A jest wyłącznie kombinacją wymienionych wyżej wielkości. Tworząc z nich bezwymiarowe kryteria podobieństwa:

$$Re = \frac{\rho L V}{\mu} \quad \text{liczba Reynoldsa} \quad (1)$$

$$M = \frac{V}{\sqrt{k R T}} \quad \text{liczba Macha} \quad (2)$$

możemy zapisać

$$P_A = f \left(\frac{\rho V^2}{2}, \alpha, \beta, \gamma, S, Re, M \right) \quad (3)$$

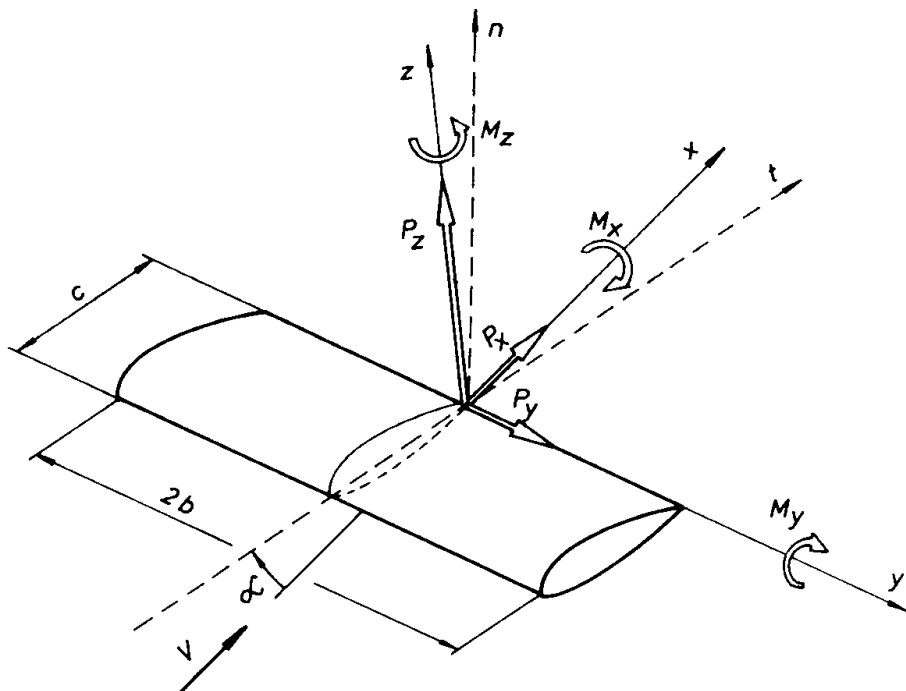
gdzie:

$$\frac{\rho V^2}{2} = q - \text{ciśnienie prędkości przepływu niezakłóconego,}$$

S - powierzchnia odniesienia.

Należy nadmienić, że znajomość modułu siły aerodynamicznej P_A nie wystarczy do opisanego jej wielkości wektorowej. W celu opisanego tego wektora najwygodniej jest skorzystać z układu współrzędnych prostokątnych tak zorientowanego, aby oś x pokrywała się z kierunkiem prędkości. Czasami dla potrzeb konstrukcyjnych korzysta się z układu związanego bezpośrednio z opływającą bryłą (n, t, y) - rys.1. Na rysunku tym odpowiednie symbole oznaczają:

- P_x - siła oporu (rzut siły aerodynamicznej na kierunek V),
- P_y - siła boczna (rzut siły aerodynamicznej na oś),
- P_z - siła nośna (rzut siły aerodynamicznej na oś z prostopadłą do V),
- M_x - moment przechylający,
- M_y - moment pochylający,
- M_z - moment odchylający,
- 2b - rozpiętość płata,
- c - cięciwa płata,
- α - kąt natarcia.



Rys.1 Składowe siły i momenty aerodynamiczne w układ współrzędnych związanym z modelem

2.2. Współczynniki aerodynamiczne

Siłę aerodynamiczną opisuje się bezwymiarowymi współczynnikami sił i momentów. Są one zdefiniowane następująco:

$$C_x = \frac{P_x}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad C_y = \frac{P_y}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad C_z = \frac{P_z}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad (4)$$

$$C_{m_x} = \frac{M_x}{\frac{\rho V^2}{2} S c}, \quad C_{m_y} = \frac{M_y}{\frac{\rho V^2}{2} S c}, \quad C_{m_z} = \frac{M_z}{\frac{\rho V^2}{2} S c}.$$

Jeśli badana bryła ma płaszczyznę symetrii, to układ współrzędnych można tak usytuować, żeby $C_y = C_{m_x} = C_{m_z} = 0$ (płaszczyzną symetrii jest wtedy zx). Taki przypadek ma podstawowe znaczenie w badaniach dla potrzeb mechaniki lotu.

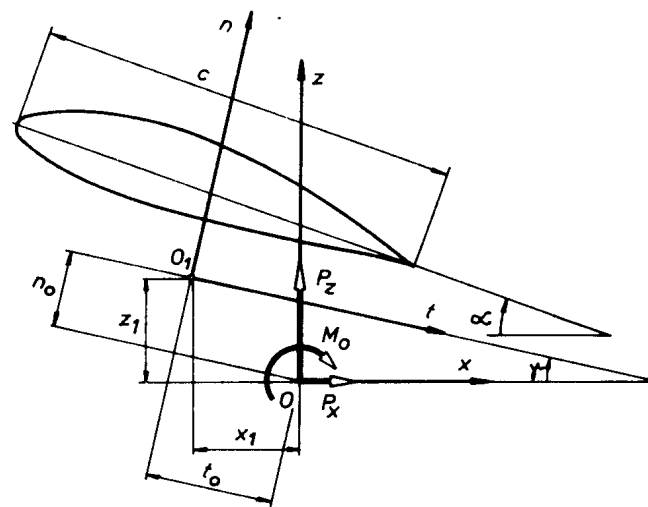
Współczynniki aerodynamiczne, dla ustalonych wartości liczb Re i M , zależą tylko od kąta natarcia α (kąt między wektorem prędkości i cięciwą). Zależności te nazywamy charakterystykami aerodynamicznymi płata lub, dla przepływu płaskiego - charakterystykami aerodynamicznymi profilu.

Wartość współczynnika momentu C_m zależy od punktu (lub osi), względem którego moment określono. Przeliczenie współczynnika momentu C_{m_0} (określonego względem osi y przechodzącej przez punkt O związany z wagą aerodynamiczną) na współczynnik momentu $C_{m_{01}}$ (względem osi y_1 przechodzącej przez punkt O_1 związany z badanym modelem) dokonuje się następująco (rys. 2):

$$M_I = M_o - P_z x_1 - P_x z_1, \quad (5)$$

gdzie: $z_1 = n_o \cos \gamma + t_o \sin \gamma$,

$$x_1 = t_o \cos \gamma - n_o \sin \gamma.$$



Rys. 2 Układ współrzędnych związany z wagą

Stąd po przekształceniach

$$M_I = M_o - t_o (P_z \cos \gamma + P_x \sin \gamma) - n_o (P_x \cos \gamma - P_z \sin \gamma).$$

Przechodząc zgodnie z definicją (4) do postaci bezwymiarowej otrzymamy

$$C_{mI} = C_{m_o} - \frac{T_o}{c} (C_z \cos \gamma + C_x \sin \gamma) - \frac{n_o}{c} (C_x \cos \gamma - C_z \sin \gamma). \quad (6)$$

Wykorzystując zależność (6) można wyznaczyć na modelu pewne charakterystyczne punkty: są to środek parcia i środek aerodynamiczny.

2.3. Środek parcia

Jest to punkt przecięcia cięciwy modelu z wypadkową siłą aerodynamiczną, tzn. punkt na cięciwie, względem którego moment aerodynamiczny jest równy zero. Dla modelu płata wygodnie jest tak dobrać punkt „0” (oś wagi) aby leżał on na cięciwie a kierunek osi „t” tak, aby pokrywał się z nią. W takim przypadku $\gamma = \alpha$, $n_o = 0$. Równanie (6) dla środka parcia ($M=0$), przyjmuje postać (porównaj rys. 2):

$$0 = C_{m_o} - \frac{T_p}{c} (C_z \cos \alpha + C_x \sin \alpha),$$

stąd

$$\frac{t_p}{c} = \frac{C_{m_o}}{C_z \cos \alpha + C_x \sin \alpha}, \quad (7)$$

gdzie t_p jest odległością od punktu „0” do środka parcia.

Zmiany wielkości t_p/c w zależności od kąta α są jedną z charakterystyk płata zwaną wędrówką środka parcia. Dla umiarkowanych kątów natarcia tzn. gdy dopuszczalne jest założenie, że $\cos \alpha \approx 1$ oraz $\sin \alpha \approx 0$, położenie środka parcia w uproszczeniu można wyznaczyć z zależności

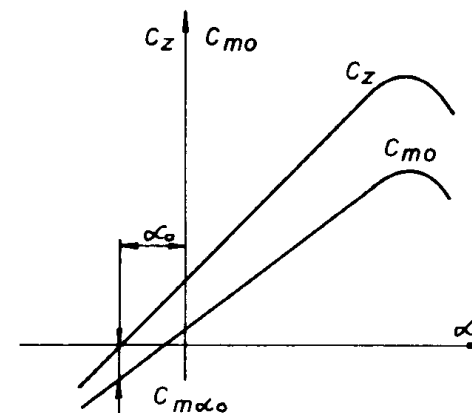
$$\frac{t_p}{c} = \frac{C_{m_o}}{C_z}. \quad (8)$$

Charakterystyki $C_z(\alpha)$ i $C_{m_o}(\alpha)$ dla większości spotykanych profili lotniczych, w zakresie umiarkowanych kątów natarcia mają przebieg liniowy.

Charakterystyka $\frac{t_p}{c}(\alpha)$ będzie miała wtedy dwie asymptoty, jedną, gdy $C_z = 0$ a drugą dla wartości $\frac{t_p}{c} = \frac{D C_{m_o}}{d C_z}$. Udowodnić to można przekształcając wzór (8) (rys. 3)

$$\frac{t_p}{c} = \frac{C_{m_o \alpha_0} + \frac{d C_{m_o}}{d \alpha} (\alpha - \alpha_0)}{\frac{d C_z}{d \alpha} (\alpha - \alpha_0)} = \frac{C_{m_o \alpha_0}}{C_z} + \frac{d C_{m_o}}{d C_z} \quad (9)$$

gdzie α_0 oznacza kąt, dla którego $C_z = 0$.



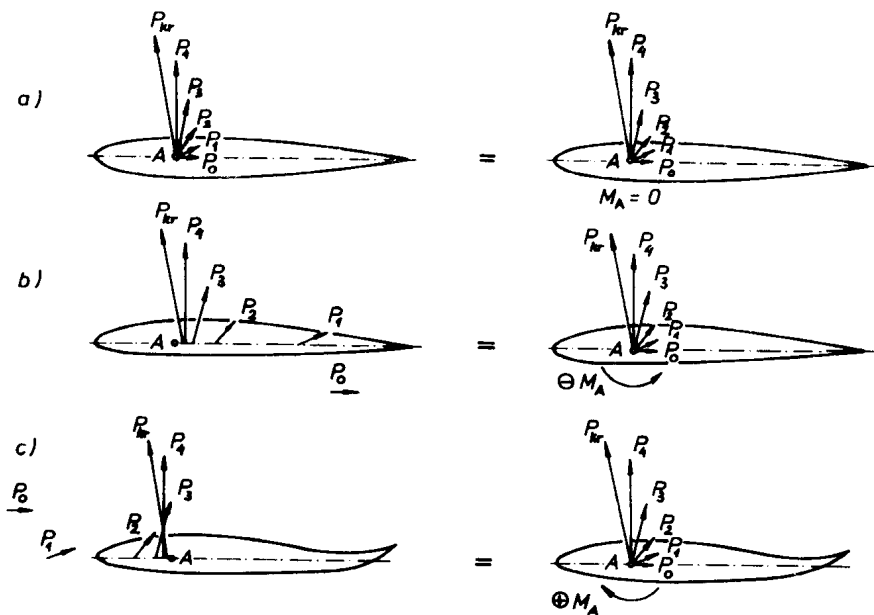
Rys. 3 Charakterystyki $C_z(\alpha)$ i $C_{m_o}(\alpha)$

Ponieważ $C_{m_o \alpha_0}/C_z$ maleje ze wzrostem kąta natarcia, natomiast $\frac{d C_{m_o}}{d C_z}$ w zakresie liniowego przebiegu $C_z(\alpha)$ i $C_{m_o}(\alpha)$ ma wartość stałą, zatem $\frac{t_p}{c} \rightarrow \frac{d C_{m_o}}{d C_z}$.

Dla profilu symetrycznego $\frac{t_p}{c}$ ma wartość stałą i nie zależy od α (środek parcia nie zmienia swego położenia).

Istnieją także profile niesymetryczne, tzw. profile samostateczne, dla których środek parcia zmienia swoje położenie odwrotnie niż w profilach klasycznych.

Na rys. 4 zobrazowano zmiany wielkości, położenia i kierunku wypadkowej siły aerodynamicznej wraz ze zmianami kąta natarcia, dla trzech typów profili: a) symetrycznego, b) niesymetrycznego, c) samostatecznego.



Rys. 4 Wędrowka środka parcia: a) profil symetryczny, b) profil niesymetryczny, c) profil samostateczny

2.4. Środek aerodynamiczny

Środkiem aerodynamicznym nazywamy taki punkt A na modelu, względem którego moment aerodynamiczny jest stały, niezależnie od kąta natarcia (w zakresie liniowego przebiegu $C_z(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$). Znajomość położenia tego punktu ma duże znaczenie w badaniach stateczności samolotu, gdyż jest to punkt równowagi obojętnej. Dla układu odniesienia „ t, n ” tak zorientowanego, że $\gamma = \alpha$, można napisać na podstawie wzoru (6)

$$\frac{d C_{m1}}{d \alpha} = \frac{d C_{m0}}{d \alpha} - \frac{t_A}{c} \left(\frac{d C_z}{d \alpha} \cos \alpha - C_z \sin \alpha + \frac{d C_x}{d \alpha} \sin \alpha + C_x \cos \alpha \right) + \frac{n_A}{c} \left(\frac{d C_x}{d \alpha} \cos \alpha - C_x \sin \alpha - \frac{d C_z}{d \alpha} \sin \alpha - C_z \cos \alpha \right) = 0, \quad (10)$$

Przy spełnieniu warunku, że $\frac{d C_{m1}}{d \alpha} = 0$, współrzędnymi środka aerodynamicznego są t_A i n_A .

Znając charakterystyki $C_z(\alpha)$ i $C_x(\alpha)$ można określić wielkości wchodzące do wzoru (10) dla dwu kątów natarcia α i rozwiązać układ równań względem $\frac{t_A}{c}$ i $\frac{n_A}{c}$. Układ równań uprości się, jeśli jako jeden z kątów przyjmiemy kąt natarcia, dla którego $C_x = C_{x \min}$ (wtedy $\frac{d C_x}{d \alpha} = 0$).

Przybliżone położenie środka aerodynamicznego można wyznaczyć, zakładając, że $n_A = 0$, oraz że $\cos \alpha \approx 1$ i $\sin \alpha \approx 0$. Otrzymamy wówczas z równania (10)

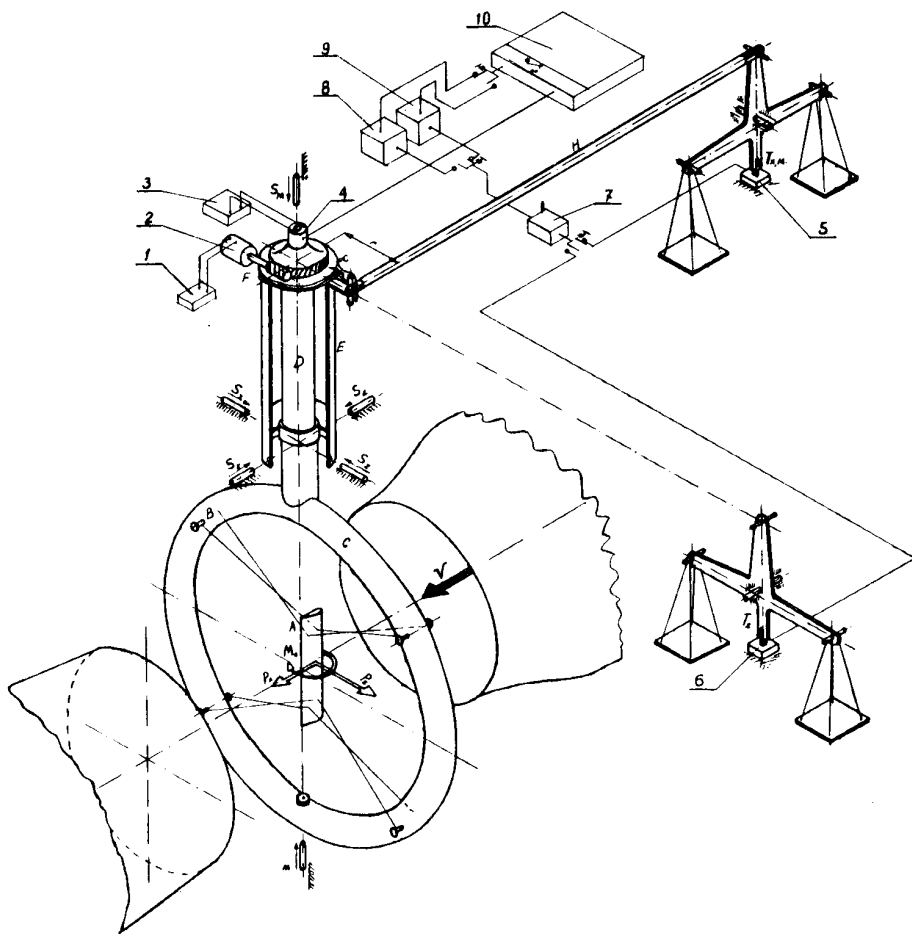
$$\frac{t_A}{c} = - \frac{\frac{d C_{m0}}{d \alpha}}{\frac{d C_z}{d \alpha}} = \frac{d C_{m0}}{d C_z}. \quad (11)$$

Dla większości profili środek aerodynamiczny leży w odległości ok. 25% cięciwy od noska. Z analizy pełnego równania (10) wynika, że nawet dla symetrycznego profilu $n_A \neq 0$, ze względu na nieliniową zależność $C_x(\alpha)$.

3. Stanowisko pomiarowe

Ćwiczenie wykonujemy w tunelu nr 1 Zakładu Aerodynamiki o średnicy przestrzeni pomiarowej 1,16 m. Tunel wyposażony jest w wagę

Witoszyńskiego (tzw. waga typu JAW). Aksonometryczny schemat wagi przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5 Schemat wagi aerodynamicznej

Badany model zawieszony jest na drutach na ramie obejmującej całą przestrzeń pomiarową. Ciężka modelu przy zerowym kącie natarcia pokrywa się z osią tunelu, natomiast wymiar poprzeczny (rozpiętość) modelu zorientowany jest pionowo. Oś ramy wagi powinna leżeć dokładnie w płaszczyźnie symetrii modelu (xz), gdyż tylko w takim przypadku znamy jej przełożenie. Przy takim zawieszeniu modelu pomiarami objęte są następujące wielkości:

a) składowe poziome siły działającej na model, czyli siła nośna i siła oporu,

b) moment względem pionowej osi wagi, czyli moment M_{y_0} .

Mocno napięte druty mocujące model do ramy przenoszą na nią wszystkie siły występujące na modelu. Rama zamocowana jest obrotowo. Przez pokręcenie ślimaka F można ustawić ją wraz z modelem pod różnymi kątami względem osi tunelu ($\pm 30^\circ$). Konstrukcja wagi umożliwia wreszcie swobodę obrotu całej ramy wraz z zamocowanym modelem - alternatywnie względem dowolnej z trzech prostopadłych osi. Uzyskuje się to przez wybór odpowiedniej pary sworzni SS i zwolnienie pozostałych. Siła, względnie moment działający na model, zostaje za pomocą układu dźwigni dwuramiennych przeniesiona na tensometryczny przetwornik siły i równoległe z nim na wagę szalkową służącą do szybkiego wzorcowania siłomierza (przetwornika). Chcąc mierzyć siłę nośną, wkręca się sworznie S_z o osi równoległej do kierunku przepływu i łączy drążkiem H rurę E , stanowiącą przedłużenie ramy C , z wagą znajdującą się w płaszczyźnie prostopadłej do osi tunelu. W celu pomiaru siły oporu, wkręca się poziome sworznie S_x o osi prostopadłej do osi tunelu a siłę, potrzebną do utrzymania wagi w położeniu niewychylonym, mierzy się siłomierzem związanym z wagą równoległą do osi tunelu.

Podczas pomiaru momentu pracują sworznie pionowe S_m i przetwornik ten sam co do pomiaru siły oporu. Pomiar momentu możliwy jest dzięki temu, że drążek H połączony został z ramą wagi mimośrodowo względem sworzni S_m , co pozwala zmierzyć siłę potrzebną do utrzymania wagi w określonym położeniu zależnie od działającego na model momentu. Przy wszelkich manipulacjach sworzniami należy uważać, aby najpierw wkręcić sworznie wchodzące do użytku a dopiero potem wykręcić poprzednio używane. W przeciwnym przypadku rama wagi spadnie i może ulec uszkodzeniu. Momenty z ramy C na rurę E przenoszone są poprzez samohamowną ślimakową przekładnię F , która także służy do zmiany kąta natarcia modelu. Kąt natarcia może być zmieniany ręcznie lub za pomocą silniczka elektrycznego zdalnie sterowanego.

Kąt natarcia odczytywany jest na skali katowej znajdującej się na rurze E lub zdalnie za pomocą potencjometrycznego przetwornika. Jak wynika z powyższego opisu, waga ta, mimo bardzo prostej konstrukcji, umożliwia oddzielne pomiary (ręczne albo automatyczne, z wykorzystaniem techniki analogowej lub analogowo cyfrowej, w zależności od zastosowanego dodatkowego wyposażenia) trzech składowych siły aerodynamicznej. Nie

nadaje się ona jednak do pomiarów jednoczesnych wszystkich trzech składowych.

Pomierzone siły aerodynamiczne są wielkościami brutto. Należy je skorygować, odejmując od nich tarę wagi oraz siłę lub moment działającą na układ drutów mocujących model. Poprawki na druty, dla każdego ich układu i standardowego ciśnienia dynamicznego q , podawane są w formie tablicy lub wykresu. Wykonując pomiary przy innych prędkościach przepływu poprawki na druty przelicza się proporcjonalnie do ciśnień dynamicznych. Tara wagi wynika z faktu, że odpowiednie osie wagi nie pokrywają się ze środkiem ciężkości wagi oraz modelu. Tara wagi zależy od kąta natarcia. Wielkość tary wyznaczamy dokonując pomiaru siły i momentów bez włączania tunelu (bez przepływu).

4. Wykonanie ćwiczenia

Pomiaru sił dokonujemy z automatyczną, cyfrową rejestracją i obróbką danych poszczególnych składowych siły aerodynamicznej.

Dla wybrane składowej aerodynamicznej należy:

- ustawić ramę wagi tak, aby kąt natarcia modelu wyniósł $\alpha = 0^\circ$,
- odblokować siłomierz tensometryczny,
- wyzerować mostek tensometryczny,
- wyskalować siłomierz tensometryczny używając do tego odważników. Wzmocnienie mostka należy dobrać tak, aby dla składowej „Z” masie 10 kg na szalce odpowiadało 0,5 V na wyjściu z mostka, a dla składowej „X” i „M” odpowiednio 5 kg - 0,5 V,
- wykonać pomiar tary wagi dla składowych X i Z w funkcji kąta natarcia. W tym celu należy, po cofnięciu wagi do skrajnego położenia kąтового uruchomić automatyczną zmianę kąta natarcia i rejestrator „XY”. Tempo zmiany kąta natarcia nie powinno być większe niż 0,5°/s. Pomiar tary „M” jest zbędny, gdyż nie zależy ona od kąta α , a więc można ją uwzględnić na drodze zerowania mostka tensometrycznego,
- cofnąć wagę do położenia początkowego, następnie uruchomić wentylator tunelu i po osiągnięciu założonego ciśnienia wskaźnika tunelowego włączyć silnik zmiany kąta natarcia i rejestrator. Tempo zmian kąta natarcia

utrzymywać jak poprzednio. Tłumik pulsacji przy pomiarze siły X i Z powinien być ustawiony w położeniu „3” a przy pomiarze „M” w położeniu „7”.

Uwagi i ostrzeżenia

- Przy wszystkich czynnościach wymagających dotknięcia elementów ruchomych wagi należy koniecznie blokować siłomierze tensometryczne.
- Dopuszczalne obciążenia wynoszą odpowiednio: siłomierz „Z” do 200 N, siłomierze „X” i „M” 100 N.
Jeśli siły aerodynamiczne przekraczają te wartości można dokonać pomiarów, odciążając siłomierze za pomocą odważników kładzionych na odpowiednie szalki.
- Dopuszczalny zakres kątów natarcia wynosi tylko $\pm 30^\circ$. Przekroczenie tych wartości grozi uszkodzeniem wagi. W związku z tym, że waga nie ma zabezpieczeń przed przekroczeniem dopuszczalnych kątów wychylenia, podczas automatycznej zmiany kąta natarcia należy obserwować wagę i w porę wyłączyć silnik zmiany kąta natarcia.
- Przy zmianie sworzni należy pamiętać, że najpierw trzeba wsunąć te, które będą używane a dopiero potem usunąć te, które były użyte poprzednio.
- Aby otrzymać na rejestratorze XY prawidłowy wykres momentu aerodynamicznego, zgodny z wyżej podaną konwencją znaków trzeba zmienić polaryzację rejestratora w stosunku do tej, która była używana przy pomiarze siły X.
- Podczas pomiarów aerodynamicznych należy cały czas obserwować na manometrze ciśnienie wskaźnika tunelu. Wszelkie jego zmiany powinny być natychmiast kompensowane.

4.1. Obliczenia współczynników aerodynamicznych

- Siły netto mierzone na wadze obliczane są ze wzorów:

$$X = Z_B - Z_T - Z_D,$$

$$X = X_B - X_T - X_D,$$

$$M = M_B - M_T - M_D,$$

gdzie: Z_B , X_B , M_B - siły brutto będące funkcją kąta α ,

Z_T, X_T, M_T - odpowiednie tary wagi, przy czym Z_T i X_T są funkcją kąta natarcia, natomiast M_T jest stałe,

Z_D, X_D, M_D - poprawki na druty podane w formie wykresu lub tablic.

2. Składowe siły aerodynamicznej działającej na model oblicza się uwzględniając przełożenia wagi. Są one odpowiednio równe

$$P_z = Z i_z \quad P_x = X i_x ,$$

gdzie: i_z i $i_x = 1,012$ - jest to przełożenie mechanizmu wagi.

Moment aerodynamiczny zaś równy jest

$$M_o = M r i_m .$$

Dla wagi używanej w ćwiczeniu $r = 0,196$ m a przełożenie $i_m = 1,503$.

Odpowiednie współczynniki aerodynamiczne wynoszą:

$$C_z = \frac{P_z}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad C_x = \frac{P_x}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad C_{m_o} = \frac{M_o}{\frac{\rho V^2}{2} S c} .$$

3. Obliczenia wędrówki środka parcia wykonuje się wg wzoru (7) lub (8).

4. Położenie środka aerodynamicznego wyznacza się wg wzoru (11).

Sprawozdanie winno zawierać:

1. Protokół pomiarowy z wykresami otrzymanymi na rejestratorze.
2. Wykresy charakterystyk $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_{m_o}(\alpha)$, $C_{m_{o,25c}}(\alpha)$
3. Biegunową $C_z(C_x)$ modelu z zaznaczeniem kątów natarcia jako parametrów tego wykresu.
4. Wykres

$$\frac{C_z}{C_x}(\alpha) .$$

5. Wykres wędrówki środka parcia $\bar{e} = \frac{t_p}{c}$ z zaznaczeniem obu asymptot.