

LABORATORYJNE METODY POMIARU POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH

WIESŁAW W. ŁUCJANEK (WARSZAWA)

1. Wstęp

Ustawiczny postęp w technice lotów, zarówno konwencjonalnych jak i w przestrzeni kosmicznej, stwarza pilną potrzebę znajomości współczynników aerodynamicznych, określonych z dużą dokładnością i odnoszących się do rozmaitych, coraz to bardziej różnorodnych (ze względu na zakresy prędkości, stopień rozrzedzenia powietrza itd.) warunków lotu. Istniejące na ten temat dane teoretyczne mają często jedynie przybliżony charakter (np. w przydźwiękowym zakresie prędkości lub gdy w grę wchodzi znaczne wartości średnich kątów natarcia, czy dużych amplitud), toteż w wielu przypadkach niezbędne jest korzystanie ze współczynników aerodynamicznych wyznaczonych doświadczalnie.

Pomiary współczynników aerodynamicznych wykonywane są nie tylko w celu dostarczenia danych do praktycznych obliczeń, ale także, aby sprawdzić dokładność i określić zakres stosowalności rozmaitych teorii. Z obu tych względów, a także dzięki szybkiemu rozwojowi elektroniki, ostatnio daje się zauważyć wyraźny postęp w dziedzinie metod doświadczalnych umożliwiających wyznaczanie współczynników aerodynamicznych w skali laboratoryjnej.

Celem tej pracy jest dokonanie przeglądu stosowanych obecnie metod pomiaru współczynników aerodynamicznych, a zwłaszcza pochodnych aerodynamicznych⁽¹⁾ związanych z ruchami oscylacyjnymi. Pomiary tego typu w porównaniu z badaniami statycznymi wymagają zwykle zmiany dwóch dodatkowych parametrów: amplitudy drgań i parametru częstości. Poza opisem zasady każdej metody, podane są również schematy rozwiązań konstrukcyjnych niektórych stosowanych urządzeń, uwagi dotyczące niezbędnego oprzyrządowania do pomiaru i rejestracji danych, procedur obliczeniowych, spodziewanej dokładności itd. Zamieszczone są także wyniki pomiarów typowych dla poszczególnych metod oraz zasygnalizowane niektóre poprawki korekcyjne wynikające z odmiennych warunków pomiarów laboratoryjnych i wykonywanych podczas rzeczywistego lotu.

Różni autorzy [4, 25, 31] rozmaicie klasyfikują metody pomiarów pochodnych aerodynamicznych. W niniejszej pracy zostało przyjęte uszeregowanie wg [25] z dołączeniem oddzielnej grupy bardzo ostatnio rozwijanych metod bezdotykowych.

⁽¹⁾ To znaczy pochodnych współczynników aerodynamicznych względem wielkości geometrycznych lub fizycznych, np. $\partial C_x / \partial \alpha$ oznacza pochodną aerodynamiczną współczynnika oporu względem kąta natarcia, $\partial C_m / \partial Ma$ pochodną aerodynamiczną współczynnika momentu pochylającego względem liczby Macha itd.

Zasady opisywanych metod zostaną omówione na przykładach pomiarów pochodnych aerodynamicznych w przypadku dwuwymiarowego opływu sztywnego płata wykonującego ruch o jednym lub dwóch stopniach swobody (przesunięcie pionowe i obrót dokoła osi poprzecznej) lub w przypadku trójwymiarowego opływu stożka. Podane tu konfiguracje modeli są oczywiście jedynie przykładowe i pomiar innych jest za pomocą większości rozpatrywanych metod w pełni możliwy.

2. Wykaz symboli

C_G współczynnik ciężaru $G/q_\infty S$,
 C_m współczynnik momentu pochylającego $M/q_\infty Sd$,

$$C_{mg} = \left[\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{Qd}{V_\infty} \right)} \right]_{Q \rightarrow 0},$$

$$C_{mz} = \left[\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{z}{d} \right)} \right]_{z \rightarrow 0},$$

$$C_{m\dot{z}} = \left[\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{\dot{z}}{V_\infty} \right)} \right]_{\dot{z} \rightarrow 0},$$

$$C_{m\alpha} = \left[\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{\alpha \rightarrow 0},$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \left[\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}d}{V_\infty} \right)} \right]_{\dot{\alpha} \rightarrow 0},$$

C_x współczynnik oporu $X/q_\infty S$,

C_z współczynnik siły nośnej $Z/q_\infty S$,

$$C_{zx} = \left[\frac{\partial C_x}{\partial \left(\frac{z}{d} \right)} \right]_{z \rightarrow 0},$$

$$C_{z\dot{z}} = \left[\frac{\partial C_x}{\partial \left(\frac{\dot{z}}{V_\infty} \right)} \right]_{\dot{z} \rightarrow 0},$$

$$C_{z\alpha} = \left[\frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \right]_{\alpha \rightarrow 0},$$

$$C_{z\dot{\alpha}} = \left[\frac{\partial C_x}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha}d}{V_\infty} \right)} \right]_{\dot{\alpha} \rightarrow 0},$$

D_z tłumienie strukturalne modelu przy ruchu w kierunku osi z ,

D_z^2 tłumienie strukturalne modelu przy ruchu obrotowym,

d liniowy wymiar odniesienia (np. cięciwa płata lub średnica podstawy w przypadku modelu o kształcie stożka),

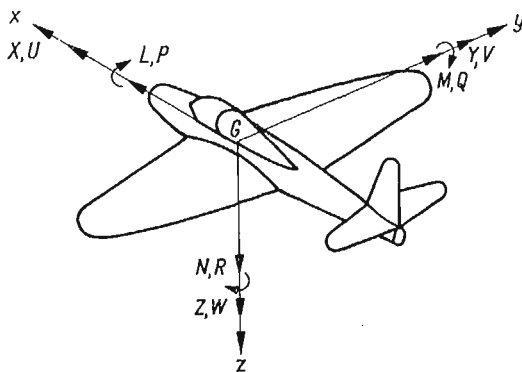
f częstość drgań,

$F, F_i (i = 1, 2 \dots)$ siła,

F_0, F_{i0} amplituda F lub F_i ,

G ciężar,

- I moment bezwładności modelu względem osi obrotu,
 I_0 moment bezwładności modelu względem osi przechodzącej przez środek ciężkości modelu,
 $i = \sqrt{-1}$,
 K_z sztywność strukturalna modelu przy ruchu w kierunku osi z ,
 K_α sztywność strukturalna modelu przy ruchu obrotowym,
 k przełożenie mechaniczne,
 L moment przechylający (dokoła osi x),
 m masa modelu,
 M moment pochylający (dokoła osi y),
 Ma liczba Macha,
 N moment odchylający (dokoła osi z),
 P prędkość kątowna przechylania (dokoła osi x),
 Q prędkość kątowna pochylania (dokoła osi y),
 q_∞ ciśnienie dynamiczne strumienia $= 1/2 \rho_\infty V_\infty^2$,
 R prędkość kątowna odchylania (dokoła osi z),
 S powierzchnia odniesienia modelu,
 s amplituda sygnału z czujnika,
 t czas,
 U składowa prędkości wzdłuż osi x ,
 v napięcie elektryczne,
 V składowa prędkości wzdłuż osi y ,
 V_∞ prędkość niezaburzonego strumienia,
 W składowa prędkości wzdłuż osi z ,
 x, y, z prostokątny układ współrzędnych (rys. 1),
 x_c współrzędna środka ciężkości modelu wzdłuż osi x ,
 x_l współrzędna osi obrotu modelu wzdłuż osi x ,
 x_0 odległość między osią obrotu i środkiem ciężkości modelu,
 x_p współrzędna środka parcia modelu wzdłuż osi x ,
 z_0 amplituda ruchu w kierunku osi z ,
 α kąt natarcia lub obrotu,
 α_0 amplituda α ,
 β kąt ślizgu,
 λ współczynnik tłumienia,
 ρ_∞ gęstość niezaburzonego strumienia,



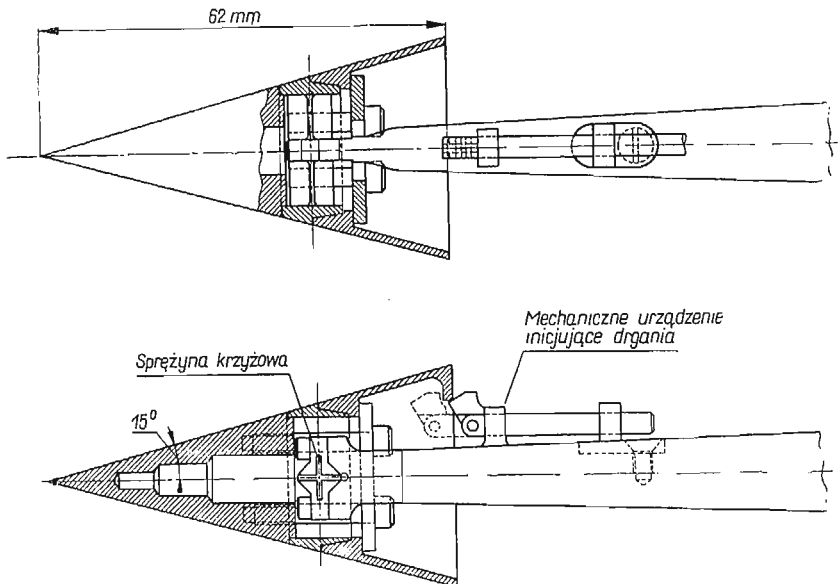
Rys. 1. Układ osi (x, y, z), sił (X, Y, Z), momentów (L, M, N) oraz prędkości liniowych (U, V, W) i kątowych (P, Q, R)

- σ promień bezwładności modelu względem osi przechodzącej przez środek ciężkości modelu,
 $\psi, \psi_i (i = 1, 2 \dots)$ kąty przesunięcia fazowego,
 ω częstość kołowa drgań modelu = $2\pi f$,
 ω_n częstość kołowa drgań własnych modelu przy nie pracującym tunelu,
 $\Delta\omega = \omega - \omega_n$,
 (') pierwsza pochodna względem czasu,
 (") druga pochodna względem czasu.

3. Pomiary z modelem zamocowanym

Charakterystyczną cechą wszystkich metod, które zostaną opisane w tym rozdziale, jest fakt zamocowania modelu w tunelu aerodynamicznym. Zamocowanie modelu w sposób «sztywny», a nawet w sposób umożliwiający ruch o jednym lub kilku stopniach swobody ma tę istotną zaletę, że model może być bogato oprzyrządowany, przy czym niezbędne do wykonania pomiarów urządzenia pomocnicze są na ogół stosunkowo proste, a w każdym razie typowe. Główną wadą tego typu metod pomiarowych jest obciążenie wyników pomiarów błędami wynikającymi z mechanicznego i aerodynamicznego oddziaływania urządzeń podtrzymujących model oraz ograniczenie możliwości pomiarowych w zasadzie do pochodnych statycznych i niektórych tylko pochodnych dynamicznych.

3.1. Metoda ważenia. W swej typowej postaci metoda ta bywa stosowana przeważnie do wyznaczania współczynników aerodynamicznych sił i momentów oraz do określania

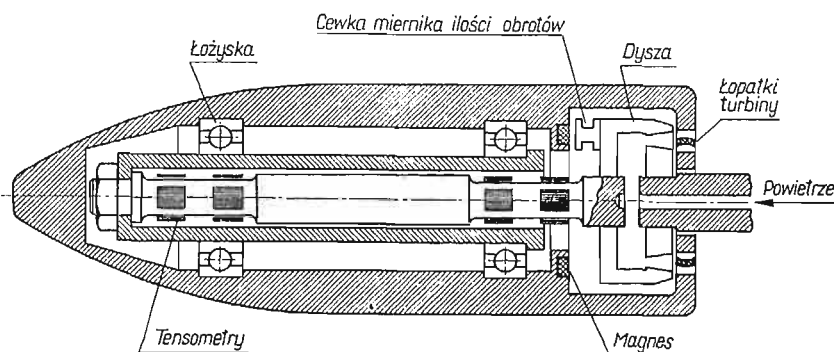


Rys. 2. Model do wyznaczania współczynników aerodynamicznych sił i momentów metodami: ważenia i drgań swobodnych [30]

położenia środka parcia. Wyznaczając te współczynniki dla różnych wartości kątów natarcia, liczb Macha itp. można określić odpowiednie pochodne aerodynamiczne. Po pewnych modyfikacjach (patrz p. 3.2) za pomocą tej metody można również wyznaczyć niektóre pochodne dynamiczne, np. $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})$.

W metodzie tej model jest zwykle zamocowany na stałe na wysięgniku (rys. 2 bez urządzenia inicjującego drgania) lub z boku (gdy model ma kształt płata) w ten sposób, że między modelem i sztywnym elementem, do którego jest zamocowany, znajduje się waga, umożliwiająca bezpośrednie wyznaczenie wielkości reakcji modelu. Na rys. 2 rolę takiej wagi spełnia sprężyna krzyżowa z naklejonymi na jej piórach tensometrami oporowymi.

Obecnie znajdują się w powszechnym użyciu wagi tensometryczne 6-składowe umożliwiające jednoczesny pomiar sił X , Y i Z oraz momentów L , M i N (rys. 1), a więc, jeżeli znane jest ciśnienie dynamiczne strumienia w tunelu i geometria modelu — bezpośrednie wyznaczenie odpowiednich współczynników aerodynamicznych. W zależności od wielkości modelu i zakresu pomiarów wagi tego typu mogą mieć różną konstrukcję i gabaryty. Jedna z małych wag tensometrycznych 6-składowych zastosowana do pomiaru sił aerodynamicznych na modelu w kształcie stożka ma kształt walca o średnicy podstawy rzędu 1 cm i wysokości kilku cm. Współcześnie osiągnięta czułość wag tensometrycznych przy pomiarach w zakresie małych kątów natarcia jest rzędu $\pm 0,005$ w odniesieniu do pomiaru współczynnika C_x , $\pm 0,002$ w odniesieniu do współczynnika C_z i $\pm 0,0005$ przy pomiarze współczynnika momentu C_m .



Rys. 3. Model do wyznaczania pochodnych aerodynamicznych względem prędkości kątowej obrotu dokoła osi podłużnej [31]

Pomiar sił aerodynamicznych za pomocą wagi tensometrycznej polega na wyznaczeniu odkształceń odpowiednich elementów wagi. Odkształcenia te, a więc i wielkości mierzonych sił zależą od położenia wagi względem modelu, czyli od położenia osi wzdłuż lub dokoła której następuje ruch modelu.

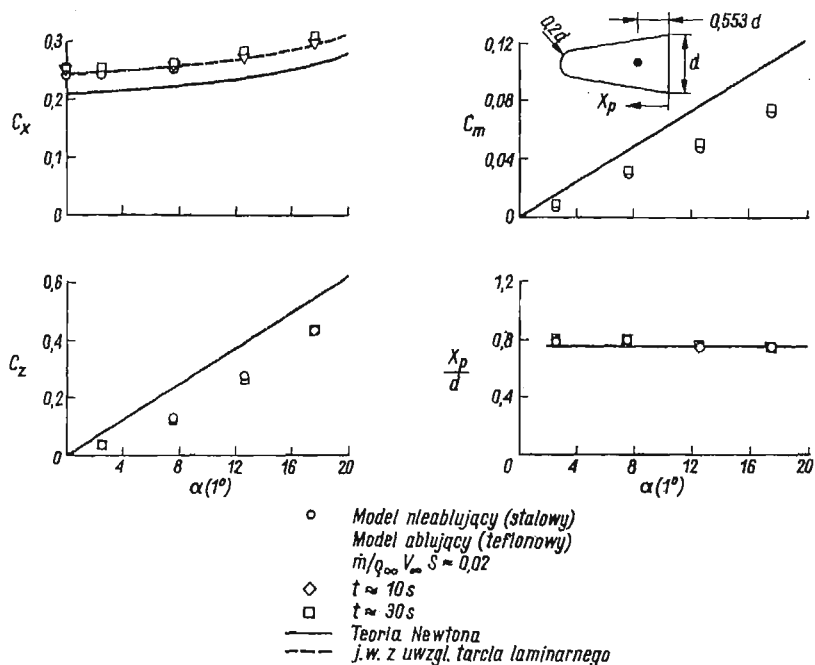
Znając np. współczynniki aerodynamiczne C_z , C_G i C_m oraz położenie osi obrotu modelu x_l i położenie środka ciężkości modelu x_c , można określić położenie środka parcia x_p , np. stosując następujące, słuszne w zakresie małych kątów natarcia modelu, równanie:

$$(3.1.1) \quad C_z(x_l - x_p) - C_G(x_c - x_l) + C_m d = 0.$$

Jeżeli zamocowanie modelu umożliwia jego swobodny obrót dokoła którejś osi, np. podłużnej, wówczas możliwe jest wyznaczenie także pochodnych względem prędkości kątowej wokół tej osi, np. wynikających z efektu Magnusa. W tym przypadku model zo-

staje wprawiony w szybki ruch obrotowy (rzędu 50 000 obrotów na minutę) za pomocą silnika elektrycznego lub turbiny pneumatycznej (rys. 3), po czym, jak poprzednio, za pomocą wagi zostają zmierzone odpowiednie siły i momenty, a następnie obliczone pochodne aerodynamiczne.

Przykładowe wyniki pomiarów wykonanych metodą ważenia podane są na rys. 4.



Rys. 4. Wpływ ablacji na charakterystyki aerodynamiczne kuliście zatępionego modelu stożkowego o kącie wierzchołkowym 20° przy liczbie Macha 14 [19]

3.2. Metoda drgań swobodnych. Jest to chyba najstarsza metoda stosowana do określania pochodnych dynamicznych, takich jak: C_{zz} , $C_{z\dot{z}}$, $C_{m\dot{z}}$, $C_{m\ddot{z}}$, itp. Jej zasada zostanie opisana na przykładzie pomiarów wykonywanych na modelu płata, schematycznie przedstawionym na rys. 5. Model porusza się w ten sposób, że przesunięciu pionowemu osi odniesienia A o wielkość z towarzyszy obrót dookoła tej osi o kąt α [25].

Płat jest zamocowany w tunelu za pośrednictwem pręta lub układu prętów AB , przy czym w łożysku B znajduje się element umożliwiający pomiar siły F działającej w kierunku pionowym. Ruchowi płata w tym kierunku towarzyszy napinanie sprężyny K_z , a ruchowi obrotowemu wokół osi A — sprężyny K_α . Przy tego typu zamocowaniu istnieje następujący związek między przesunięciem pionowym i obrotem płata.

$$(3.2.1) \quad \alpha = \frac{k}{d} z.$$

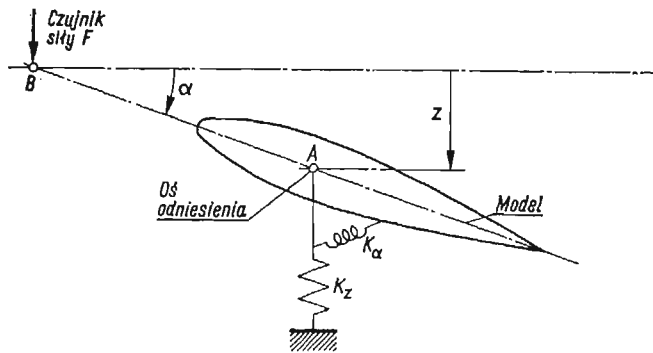
Wychylony z położenia równowagi płat wykonuje «giętno-skrętny» ruch drgający. Pomiar polega na zarejestrowaniu w funkcji czasu wielkości amplitudy i częstości drgań oraz wielkości siły F .

Siła F , określona z warunku równowagi sił w kierunku pionowym ma wartość

$$(3.2.2a) \quad F = m \left(1 + x_0 \frac{k}{d} \right) \ddot{z} + [D_z + \rho_{\infty} V_{\infty} S (C_{z\dot{z}} + k C_{z\dot{\alpha}})] \dot{z} + \left[K_z + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{z\alpha}) \right] z,$$

a siła określona z warunku równowagi momentów dokoła punktu A (pomijając moment od sił oporu, jako mały przy małych przesunięciach z) ma wartość

$$(3.2.2b) \quad F = \frac{k}{d} \left\{ - \left(I \frac{k}{d} + m x_0 \right) \ddot{z} + \left[-D_{\alpha} \frac{k}{d} + \rho_{\infty} V_{\infty} S d (C_{m\dot{z}} + k C_{m\dot{\alpha}}) \right] \dot{z} + \left[-K_{\alpha} \frac{k}{d} + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S (C_{mz} + k C_{m\alpha}) \right] z \right\}.$$



Rys. 5. Schemat urządzenia do pomiaru pochodnych aerodynamicznych metodą drgań swobodnych [25]

Gdy płat wykonuje tłumione drgania okresowe, przesunięcie z i siła F mają postać

$$(3.2.3) \quad \begin{aligned} z &= z_0 e^{-\lambda t} \sin \omega t, \\ F &= F_0 e^{-\lambda t} \sin(\omega t + \psi). \end{aligned}$$

Znając masę i moment bezwładności płata względem osi obrotu oraz wielkości tłumień i sztywności strukturalnych, z zapisu przesunięcia z i siły F w funkcji czasu można określić⁽²⁾ szukane wielkości z_0 , F_0 , λ , ω i ψ .

Ze względu na dokładność pomiaru sił aerodynamicznych, udział członów strukturalnych w wielkości siły F powinien być zredukowany do minimum. Wymaganie to pociąga za sobą szereg problemów konstrukcyjnych, np. konieczność stosowania łożysk o możliwie małych oporach ruchu, jak łożyska sprężynowe lub gazowe. Poza tym należy wyważyć płat statycznie dokoła osi obrotu A oraz tak dobrać sztywność sprężyn K_z i K_{α} , aby przy niepracującym tunelu częstość drgań własnych płata w kierunku pionowym i drgań skrętnych dokoła osi obrotu były po rozprzężeniu obu ruchów takie same, czyli

$$(3.2.4) \quad \begin{aligned} m x &= 0, \\ K_z - m \omega_n^2 &= 0, \\ K_{\alpha} - I \omega_n^2 &= 0. \end{aligned}$$

⁽²⁾ Opis niektórych typów oprzyrządowania służącego do wyznaczania tych wielkości jest zamieszczony w rozdz. 7.

Oznaczając różnicę między częstotliwością drgań płata przy pracującym i niepracującym tunelu przez $\Delta\omega$, otrzymamy

$$(3.2.5) \quad \Delta\omega = \omega - \omega_n,$$

a wstawiając równania (3.2.3—3.2.5) do układu (3.2.2) i przyrównując oddzielnie czynniki przy $\sin\omega t$ i $\cos\omega t$, otrzymamy następujące związki:

$$(3.2.6a) \quad F_0 \cos\psi = \left\{ (\lambda^2 - 2\omega_n \Delta\omega - \Delta\omega^2)m - \lambda [D_z + \varrho_\infty V_\infty S(C_{zz} + kC_{z\dot{z}})] + \varrho_\infty V_\infty^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + kC_{z\dot{z}}) \right\} z_0,$$

$$(3.2.6b) \quad F_0 \sin\psi = \omega \left\{ -2\lambda m + [D_z + \varrho_\infty V_\infty S(C_{zz} + kC_{z\dot{z}})] \right\} z_0,$$

$$(3.2.6c) \quad F_0 \cos\psi = \frac{k}{d} \left\{ -(\lambda^2 - 2\omega_n \Delta\omega - \Delta\omega^2)I \frac{k}{d} - \lambda \left[-D_\alpha \frac{k}{d} + \varrho_\infty V_\infty Sd(C_{mz} + kC_{m\dot{z}}) \right] + \varrho_\infty V_\infty^2 S(C_{mz} + kC_{m\dot{z}}) \right\} z_0,$$

$$(3.2.6d) \quad F_0 \sin\psi = \omega \frac{k}{d} \left\{ 2\lambda I \frac{k}{d} + \left[-D_\alpha \frac{k}{d} + \varrho_\infty V_\infty Sd(C_{mz} + kC_{m\dot{z}}) \right] \right\} z_0.$$

Z układu równań (3.2.6) można otrzymać szukane wartości pochodnych aerodynamicznych w postaci par $(C_{zz} + kC_{z\dot{z}})$, $(C_{zz} + kC_{z\dot{z}})$, $(C_{mz} + kC_{m\dot{z}})$ i $(C_{mz} + kC_{m\dot{z}})$. Aby otrzymać wartości poszczególnych pochodnych, należy wykonać pomiary przynajmniej dwukrotnie, przy różnych wartościach przełożenia mechanicznego k między wielkością pionowego przesunięcia płata i jego obrotu dookoła osi A . Najwygodniej jest tak dobrać przełożenia, aby w jednym przypadku dominowały drgania giętne, a w drugim skrętne lub aby przełożenia różniły się znakiem. W tym ostatnim przypadku należy się liczyć z możliwością wystąpienia rozbieżności skrętnej płata, która może ograniczyć wielkość maksymalnej prędkości strumienia w tunelu. Możliwe jest takie zaprojektowanie urządzenia, aby zmiana przełożenia k nie wpływała na wyważenie i częstość drgań modelu, określone równaniami (3.2.4).

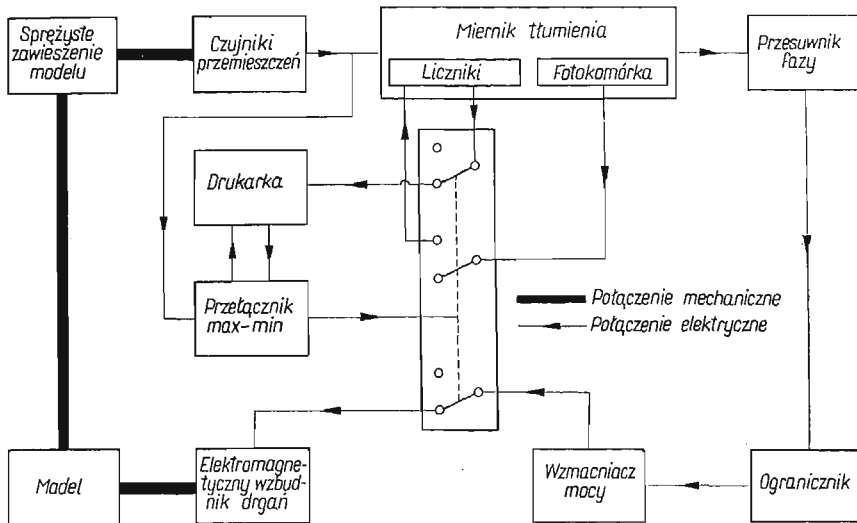
Aczkolwiek podany tu sposób postępowania zmniejsza udział sił nieaerodynamicznych w wielkości siły F , wszystkie siły strukturalne powinny być wyznaczone bardzo dokładnie. Szczególnej uwagi wymaga pomiar różnicy częstości $\Delta\omega$, która jest zwykle tak mała, że obie częstości: ω i ω_n muszą być określone z błędem nie większym niż 0,01%.

Opisana tu technika pomiaru ma niewątpliwą zaletę, polegającą na braku urządzeń wzbudzających drgania oraz na stosunkowo prostym oprzyrządowaniu, gdyż rejestrowane muszą być jedynie dwie wielkości: przemieszczenie modelu wzdłuż osi pionowej i wielkość siły w jednym punkcie. Wadą tej metody jest stosunkowo złożona procedura obliczeniowa oraz ograniczona liczba cykli drgań możliwych do zaobserwowania podczas jednego pomiaru, a więc trudność dokładnego wyznaczenia częstości i tłumienia.

Z tych względów obecnie coraz częściej bywa stosowana odmiana metody drgań swobodnych, w której zarówno proces inicjowania drgań jak i rejestracji danych jest zautomatyzowany [29]. Schemat blokowy aparatury jest przedstawiony na rys. 6. Dzięki za-

stosowaniu sprzężenia zwrotnego częstość drgań układu jest zawsze równa częstości własne drgań tłumionych.

Po osiągnięciu przez model drgań o maksymalnej założonej amplitudzie proces wzbudzenia drgań zostaje przerwany, natomiast w specjalnym mierniku tłumienia i częstości, opisanym w [28], rozpoczyna się analiza wykonywanych przez model drgań tłumionych, która trwa do czasu, aż amplituda drgań modelu osiągnie z góry założoną minimalną wartość. Wówczas analiza drgań zostaje przerwana, natomiast odbywa się proces dru-



Rys. 6. Blokowy schemat aparatury do automatycznego podtrzymywania swobodnych drgań modelu i rejestracji danych [28]

kowania wyników (częstości drgań i logarytmicznego dekrementu tłumienia), po czym miernik tłumienia i częstości zostaje przygotowany do następnego cyklu analizy. W tym samym czasie model jest wzbudzany, w wyniku czego amplituda jego drgań wzrasta i po osiągnięciu założonej maksymalnej wartości proces rozpoczyna się od nowa.

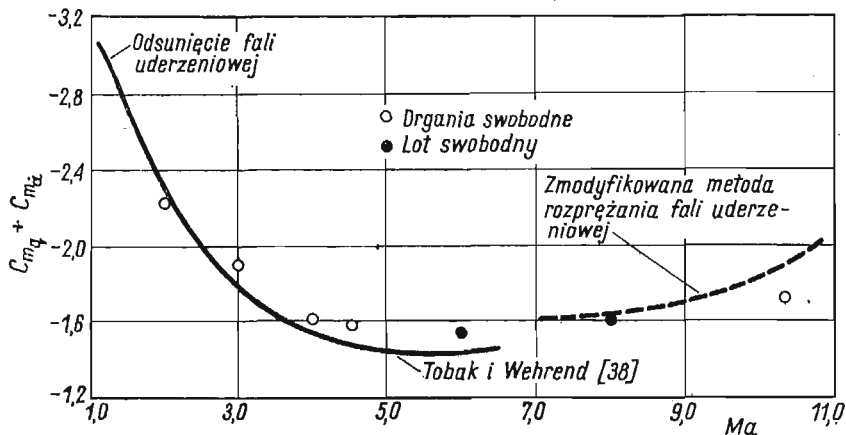
Cała procedura jest automatycznie wielokrotnie powtarzana, dzięki czemu dane końcowe mogą być obliczone jako średnie z kilku lub kilkunastu pomiarów, a więc możliwe jest wyeliminowanie przypadkowych błędów spowodowanych małymi fluktuacjami mechanicznych lub aerodynamicznych warunków pomiaru.

W charakterze czujnika przesunięć mogą być użyte np. tensometry w układzie opisanym w p. 3.1 i pokazanym na rys. 2.

Przykładowe wyniki pomiarów wykonanych metodą drgań swobodnych są przedstawione na rys. 7.

Pomimo zautomatyzowania, dzięki czemu proces otrzymania danych uległ istotnemu uproszczeniu, a liczba możliwych do obserwacji oscylacji modelu, a więc i dokładność pomiaru, wydatnie wzrosły, również i ta wersja metody drgań swobodnych nie jest wolna od poważnych ograniczeń. Jednym z nich jest trudność uwzględnienia wpływu wielkości amplitudy drgań modelu na wartość pochodnych aerodynamicznych. Poza tym, z uwagi

na prawie niezmienną wartość częstości drgań modelu, otrzymanie wyników w szerokim zakresie parametru częstości możliwe jest tylko albo na drodze zmiany prędkości strumienia lub w wyniku zwykle pracochłonnej zmiany bezwładności i sztywności zawieszenia modelu. Pierwsza z tych dróg, aczkolwiek przeważnie prostsza, w wielu przypadkach nie może być zastosowana, gdyż wymagania dotyczące wielkości liczby Reynoldsa lub liczby Macha z góry określają prędkość strumienia.

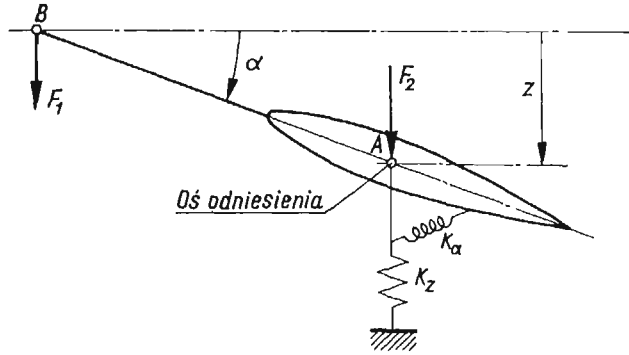


Rys. 7. Wpływ liczby Macha na pochodną podłużnej stateczności dynamicznej modelu stożkowego o kącie wierzchołkowym 20° . Amplituda drgań 2° , środek ciężkości w 55% wysokości modelu od wierzchołka, liczba Reynoldsa odniesiona do średnicy podstawy $0,21 \times 10^6$ [35]

Przy pomiarach, którym towarzyszą bardzo duże amplitudy drgań modelu, osobnego znaczenia nabiera pomiar częstości i dekrementu tłumienia, gdyż w tych przypadkach na ogół nie jest możliwe ani użycie miernika tłumienia [28], ani też zastosowanie innych metod, które mogłyby być wykorzystane przy małych amplitudach drgań modelu. Nowe perspektywy w tym zakresie stwarza pomysł bezdotykowego pomiaru dekrementu tłumienia metodami podanymi w [32]. Istota pierwszej metody polega na zarejestrowaniu sumy dróg przebytych przez dowolny punkt drgającego modelu w czasie, gdy tłumione amplitudy tego punktu będą zawarte między dwiema z góry ustalonymi wartościami. W metodzie drugiej, zamiast sumy dróg rejestruje się łączny czas, w ciągu którego dowolny punkt drgającego modelu jest widoczny w oknie o znanej wysokości. Znając którąś z zarejestrowanych wielkości, można łatwo obliczyć logarytmiczny dekrement odpowiadający równoważnemu tłumieniu lepkiemu. Niezbędna do wykonania pomiarów aparatura jest stosunkowo prosta, gdyż zwykle wystarczy źródło światła, prosty układ optyczny, fotopowielacz i miernik impulsów lub zegar elektronowy. Obie metody mogą być stosowane zarówno do pomiaru dekrementu tłumienia drgań giętych, jak i skrętnych. Spodziewany błąd pomiaru nie powinien przekroczyć 1% .

3.3. Metody drgań wymuszonych. Znane są dwie odmiany metody drgań wymuszonych: przy częstości rezonansowej układu i przy częstości zmiennej. Wspólną zaletą obu jest możliwość długotrwałego utrzymywania drgań o stałej amplitudzie, dzięki czemu można zmierzyć częstość drgań z większą niż poprzednio dokładnością oraz określić wpływ wielkości amplitudy drgań na pochodne aerodynamiczne.

Przypadek rezonansu. Zasada metody zostanie opisana na przykładzie wymuszonych drgań płata [25] zamocowanego w tunelu w sposób pokazany schematycznie na rys. 8. Pomiar polega na określeniu amplitudy siły wzbudzającej F_2 , amplitudy siły F_1 działającej w łożysku B i kątów ich przesunięć fazowych względem przemieszczenia z układu.



Rys. 8. Schemat urządzenia do pomiaru pochodnych aerodynamicznych metodą drgań wymuszonych w przypadku rezonansu [25]

Równania ruchu mają postać analogiczną do równań (3.2.2)

$$(3.3.1a) \quad F_1 + F_2 = m \left(1 + x_0 \frac{k}{d} \right) \ddot{z} + [D_\alpha + \rho_\infty V_\infty S (C_{z\dot{z}} + k C_{z\dot{\alpha}})] \dot{z} + \left[K_z + \rho_\infty V_\infty^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{z\alpha}) \right] z,$$

$$(3.3.1b) \quad F_1 = \frac{k}{d} \left\{ - \left(I \frac{k}{d} + m x_0 \right) \ddot{z} + \left[-D_\alpha \frac{k}{d} + \rho_\infty V_\infty S d (C_{m\dot{z}} + k C_{m\dot{\alpha}}) \right] \dot{z} + \left[-K_\alpha \frac{k}{d} + \rho_\infty V_\infty^2 S (C_{mz} + k C_{m\alpha}) \right] z \right\},$$

przy czym

$$(3.3.2) \quad \begin{aligned} z &= z_0 \sin \omega t, \\ F_1 &= F_{10} \sin(\omega t + \psi_1), \\ F_2 &= F_{20} \sin(\omega t + \psi_2). \end{aligned}$$

Aby zmniejszyć udział członów strukturalnych w wyrażeniach na F_1 i F_2 , stosuje się tę samą procedurę jak w p. 3.2, w wyniku czego spełnione są następujące równości:

$$(3.3.3) \quad \begin{aligned} K_z - m\omega_n^2 &= 0, & m x &= 0, \\ K_\alpha - I\omega_n^2 &= 0, & \Delta\omega &= \omega - \omega_n. \end{aligned}$$

Wstawiając związki (3.3.2) i (3.3.3) do układu równań (3.3.1) i przyrównując współczynniki przy $\sin \omega t$ i $\cos \omega t$, otrzymujemy:

$$(3.3.4a) \quad F_{10} \cos \psi_1 + F_{20} \cos \psi_2 = \left[-m \Delta\omega (2\omega_n + \Delta\omega) + \rho_\infty V_\infty^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{z\alpha}) \right] z_0,$$

$$(3.3.4b) \quad F_{10} \sin \psi_1 + F_{20} \sin \psi_2 = \omega [D_z + \varrho_\infty V_\infty S(C_{z\dot{z}} + kC_{z\dot{z}})] z_0,$$

$$(3.3.4c) \quad F_{10} \cos \psi_1 = \frac{k}{d} \left[I \frac{k}{d} \Delta\omega (2\omega_n + \Delta\omega) + \varrho_\infty V_\infty^2 S(C_{mz} + kC_{m\dot{z}}) \right] z_0,$$

$$(3.3.4d) \quad F_{10} \sin \psi_1 = \omega \frac{k}{d} \left[-D_\alpha \frac{k}{d} + \varrho_\infty V_\infty Sd(C_{m\dot{z}} + kC_{m\ddot{z}}) \right] z_0.$$

Jeżeli wzbudzenie odbywa się dokładnie przy częstotliwości rezonansowej układu, kąt przesunięcia fazowego $\psi_2 = 270^\circ$ i wówczas $F_{20} \cos \psi_2 = 0$, a $F_{20} \sin \psi_2 = -F_{20}$.

Podobnie, jak w przypadku drgań swobodnych (równania 3.2.6), tu również w równaniach (3.3.4) występuje wielkość $\Delta\omega$, a więc bardzo istotną rolę odgrywa dokładność pomiaru częstotliwości.

Jeżeli pomiary są przeprowadzane przy stałej częstotliwości ω_n , także częstotliwości drgań własnych układu przy niepracującym tunelu, wówczas $\omega = \omega_n$ i $\Delta\omega = 0$, co pociąga za sobą wyeliminowanie w równaniach (3.3.4) członów pochodzących od bezwładności modelu i sztywności strukturalnej. W tym przypadku układ jest mniej czuły na błędy pomiaru częstotliwości, gdyż wtedy wpływają one jedynie na wielkość współczynników tłumienia strukturalnego i zwykle wystarczy pomiar częstotliwości z dokładnością do 1%. Za to konieczne jest utrzymywanie stałej częstotliwości wzbudzenia drgań z błędem nie większym niż 0,01%, gdyż tylko przy ściśle określonej częstotliwości drgań układu zrównoważone są siły bezwładności z siłami sztywności.

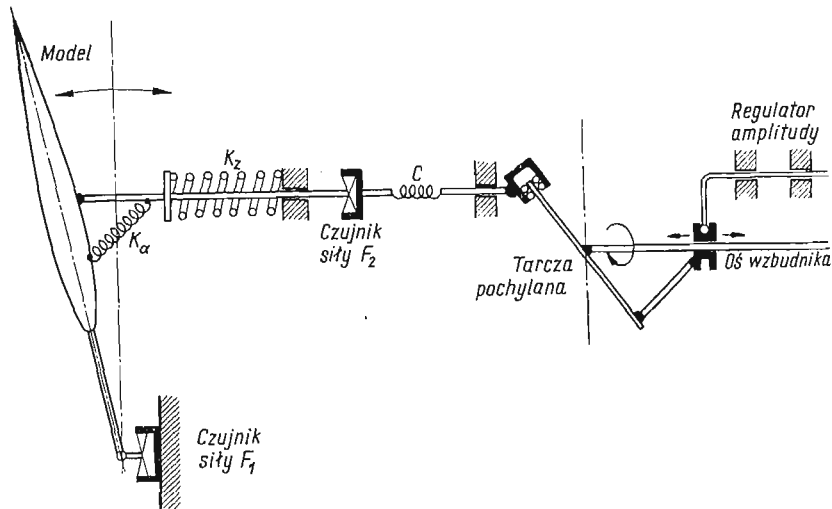
Otrzymane opisywaną metodą pochodne aerodynamiczne występują w postaci par typu $(C_{z\dot{z}} + kC_{z\ddot{z}})$ itd. i aby określić wartość poszczególnych współczynników niezbędne jest powtórzenie pomiarów przy innym przełożeniu k , dobranym wg kryteriów omówionych w p. 3.2.

Wzbudzenie układu z częstotliwością rezonansową ω stwarza możliwość samoczynnej regulacji częstotliwości. Jedną z metod takiej regulacji jest opisana w [4]. W układzie drgającym znajduje się czujnik przemieszczeń, z którego sygnał, po odpowiednim przesunięciu fazy i wzmacnieniu, zasila elektrodynamiczny wzbudnik. Dobierając wielkość mocy doprowadzonej do wzbudnika tak, aby równoważyła straty na tłumienie aerodynamiczne i strukturalne, można otrzymać drgania układu o stałej amplitudzie i z częstotliwością odpowiadającą w każdych warunkach częstotliwości drgań własnych układu. Taki właśnie system wzbudzenia drgań jest schematycznie przedstawiony na rys. 6.

W przypadku braku opisanego zestawu przyrządów elektronowych, o tym, że układ znajduje się w «rezonansie» można otrzymać informację na podstawie pomiaru maksymalnej wartości amplitudy drgań układu lub minimalnej wartości amplitudy siły wzbudzającej, jednak w tych przypadkach kąt $\psi_2 \neq 270^\circ$ i do obliczeń musi być użyty układ równań (3.3.4) w ogólnej postaci.

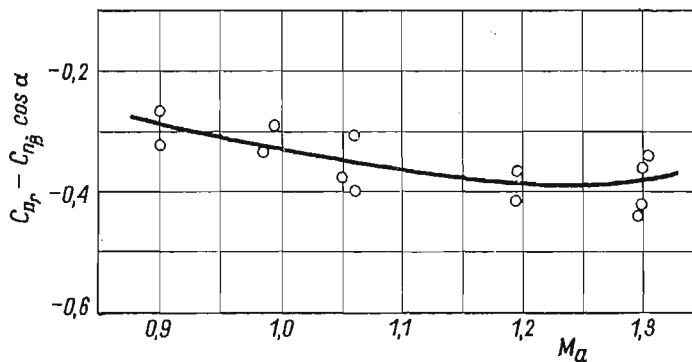
Z uwagi na zwykle stosunkowo małą wielkość amplitudy siły wzbudzającej F_{20} , do jej pomiaru stosuje się odpowiednio delikatne czujniki, przeważnie tensometryczne, np. typu pokazanego na rys. 29a (rozdz. 7). Przykład rozwiązania konstrukcyjnego wzbudnika mechanicznego, umożliwiającego zarówno zmianę częstotliwości jak i amplitudy drgań modelu jest pokazany schematycznie na rys. 9. Sprężyna C ma za zadanie zabezpieczenie czujnika tensometrycznego F_2 przed zniszczeniem, gdy układ drga poza rezonansem oraz stanowi filtr dla harmonicznycy częstotliwości wzbudnika.

Podobnie, jak w przypadku drgań swobodnych, tu również zmiana parametru częstości możliwa jest tylko poprzez zmianę prędkości strumienia w tunelu lub sztywności zawieszenia układu drgającego.



Rys. 9. Schemat wzbudnika mechanicznego umożliwiającego zmianę częstości i amplitudy drgań modelu [25]

Na marginesie opisu metody drgań wymuszonych przy częstości rezonansowej warto wspomnieć o ciekawym rozwiązaniu konstrukcyjnym hydraulicznego układu wzbudzającego drgania modelu [3]. Za pomocą aparatury tego typu można z dużą dokładnością określić pochodne stateczności dynamicznej w warunkach silnej turbulencji strumienia



Rys. 10. Przykładowe wyniki pomiarów pochodnych dynamicznych w przydźwiękowym zakresie prędkości [3]

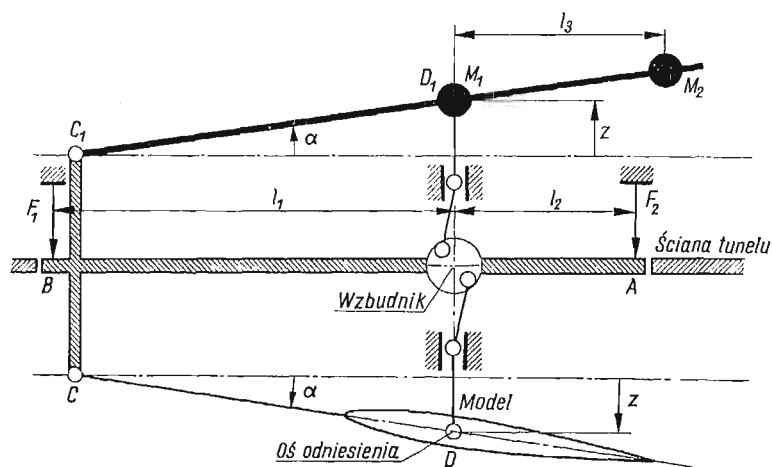
w tunelu lub trzepotania (*buffeting*). Ma to szczególnie istotne znaczenie przy pomiarach w zakresie prędkości przydźwiękowych i naddźwiękowych.

Przykładowe wyniki tego typu pomiarów [3] są pokazane na rys. 10.

Przypadek zmiennej częstości. Poprzednio rozważone zostały metody, w których częstość drgań układu jest w zasadzie stała, co wiąże się z faktem, że siły bez-

władności są równoważone przez siły sprężystości. Okoliczność ta ogranicza możliwość wykonania pomiarów w szerokim zakresie parametru częstości, dlatego też niekiedy stosuje się równoważenie sił bezwładności za pomocą innych sił masowych o przeciwnym znaku, dzięki czemu wzbudzanie drgań układu w szerokim zakresie częstości nie następuje większych trudności.

Znane są dwa warianty tej metody [25] w zależności od tego, czy wzbudzanie ma charakter «wewnętrzny», czy «zewnętrzny».



Rys. 11. Schemat urządzenia do pomiaru pochodnych aerodynamicznych metodą drgań wymuszonych w przypadku zmiennej częstości przy wzbudzaniu «wewnętrznym» [25]

W pierwszym wariantcie model płata jest zamocowany w tunelu do łożyska C (rys. 11) i do okucia D , połączonego ze wzбудnikiem. Wzбудnik jest przytwierdzony do sztywnej ramy $ABCC_1$ zamocowanej w punktach A i B , w których znajdują się czujniki sił F_1 i F_2 , działających w kierunkach wskazanych strzałkami. Wzбудnik napędza model oraz, w przeciwnej fazie, układ przeciwciężarów M_1 i M_2 , znajdujących się na zewnątrz tunelu i dobranych w taki sposób, aby były spełnione warunki wyważenia

$$(3.3.5) \quad M_1 + M_2 = m, \quad M_2 = \left(\frac{mx_0}{I} \right)^2, \quad l_3 = \frac{I}{mx_0}.$$

Zakładając, że opory ruchu w łożyskach C i D są odpowiednio takie same jak w łożyskach C_1 i D_1 , ogólne równania ruchu układu mają postać

$$(3.3.6a) \quad F_1 + F_2 = \left[m - M_1 - M_2 + \frac{k}{d} (mx_0 - M_2 l_3) \right] \ddot{z} + \\ + \varrho_\infty V_\infty S (C_{zz} + k C_{z\dot{z}}) \dot{z} + \varrho_\infty V_\infty^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{2z}) z,$$

$$(3.3.6b) \quad F_1 l_1 - F_2 l_2 = \left[\frac{k}{d} (M_2 l_3^2 - I) + (M_2 l_3 - mx_0) \right] \ddot{z} + \\ + \varrho_\infty V_\infty S d (C_{mz} + k C_{m\dot{z}}) \dot{z} + \varrho_\infty V_\infty^2 S (C_{mz} + k C_{2mz}) z,$$

a po uwzględnieniu równań (3.3.2) i (3.3.5) i przyrównaniu czynników przy $\sin \omega t$ i $\cos \omega t$ przybierają postać

$$(3.3.7a) \quad F_{10} \cos \psi_1 + F_{20} \cos \psi_2 = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{z\alpha}) z_0,$$

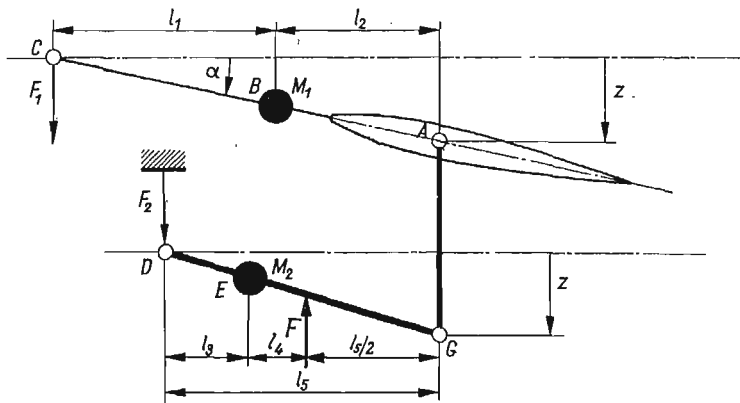
$$(3.3.7b) \quad F_{10} \sin \psi_1 + F_{20} \sin \psi_2 = \rho_{\infty} V_{\infty} S \omega (C_{z\dot{z}} + k C_{z\dot{\alpha}}) z_0,$$

$$(3.3.7c) \quad F_{10} l_1 \cos \psi_1 - F_{20} l_2 \cos \psi_2 = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S (C_{mz} + k C_{m\alpha}) z_0,$$

$$(3.3.7d) \quad F_{10} l_1 \sin \psi_1 - F_{20} l_2 \sin \psi_2 = \rho_{\infty} V_{\infty} S d \omega (C_{m\dot{z}} + k C_{m\dot{\alpha}}) z_0.$$

W powyższym układzie równań nie występują człony pochodzące od sił strukturalnych, a więc reakcje podpór F_{10} i F_{20} zależą tylko od sił aerodynamicznych.

Wykonując pomiary przy dwóch różnych wartościach przełożeń k można określić wielkość poszczególnych pochodnych aerodynamicznych. Kryteria doboru przełożeń są tu takie same jak poprzednio — z tą jedynie różnicą, że w opisywanej metodzie można nie obawiać się wystąpienia rozbieżności drgań.



Fys. 12. Schemat urządzenia do pomiaru pochodnych aerodynamicznych metodą drgań wymuszonych w przypadku zmiennej częstości przy wzbudzeniu «zewnętrznym» [25]

W przypadku wzbudzenia «zewnętrznego» płat jest częścią mechanizmu $ABCDEFGG$, który może się swobodnie wahać dokoła okuc C i D , w których umieszczone są czujniki sił F_1 i F_2 (rys. 12). Układ jest pobudzany do drgań siłą F , przyłożoną w połowie długości pręta $DEFG$. Wielkości mas wyważających M_1 i M_2 oraz ich położenia są tak dobrane, aby spełnić warunki

$$(3.3.8a) \quad M_1 = \frac{d}{k} l_1 l_2 \left(m x_0 + I \frac{k}{d} \right),$$

$$(3.3.8b) \quad M_2 = \frac{l_5^2}{2 l_3 l_4} \left(m + m x_0 \frac{k}{d} + l_1 M_1 \frac{k}{d} \right).$$

Ogólne równania ruchu mają postać

$$(3.3.9a) \quad F_1 = \frac{k}{d} \left\{ \left(M_1 l_1 l_2 \frac{k}{d} - m x_0 - I \frac{k}{d} \right) \ddot{z} + \left[-D_\alpha \frac{k}{d} + \right. \right. \\ \left. \left. + \varrho_\infty V_\infty S d (C_{mz} + k C_{m\alpha}) \dot{z} + \varrho_\infty V_\infty^2 S (C_{mz} + k C_{m\alpha}) z \right] \right\},$$

$$(3.3.9b) \quad F_1 - F_2 = \left(m + m x_0 \frac{k}{d} + l_1 M_1 \frac{k}{d} - \frac{2 l_3 l_4 M_2}{I_5^2} \right) \ddot{z} + \\ + \left[D_z + \varrho_\infty V_\infty S (C_{zz} + k C_{z\dot{z}}) \dot{z} + \varrho_\infty V_\infty^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{z\alpha}) \right] z,$$

a po uwzględnieniu równań (3.3.2) i (3.3.8) i przyrównaniu czynników przy $\sin \omega t$ i $\cos \omega t$, przybierają postać

$$(3.3.10a) \quad F_1 \cos \psi_1 - F_2 \cos \psi_2 = \varrho_\infty V_\infty^2 \frac{S}{d} (C_{zz} + k C_{z\alpha}) z_0,$$

$$(3.3.10b) \quad F_1 \sin \psi_1 - F_2 \sin \psi_2 = \omega [D_z + \varrho_\infty V_\infty S (C_{zz} + k C_{z\dot{z}}) z_0],$$

$$(3.3.10c) \quad F_1 \cos \psi_1 = \varrho_\infty V S \frac{k}{d} (C_{mz} + k C_{m\alpha}) z_0,$$

$$(3.3.10d) \quad F_1 \sin \psi_1 = \omega \frac{k}{d} \left[-D_\alpha \frac{k}{d} + \varrho_\infty V_\infty^2 S d (C_{mz} + k C_{m\alpha}) z_0 \right].$$

Zauważmy, że w powyższych równaniach nie występują człony zależne od strukturalnej bezwładności układu. Aby otrzymać wartości poszczególnych pochodnych aerodynamicznych należy pomiary powtórzyć przy innym przełożeniu k . Tym razem jednak, jak wynika z równań (3.3.8), zostaną naruszone warunki wyważenia układu i dla każdej wartości przełożenia k należy na nowo dobierać wielkości i położenie mas M_1 i M_2 .

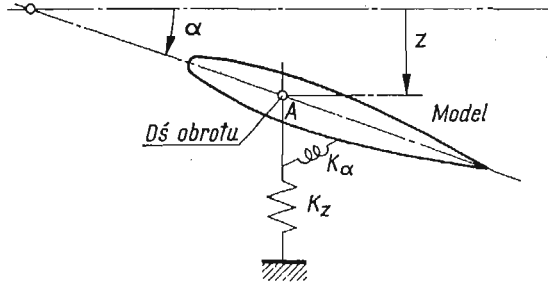
System wzbudzania «wewnętrzny» na pierwszy rzut oka może się wydawać idealny z punktu widzenia pomiaru pochodnych dynamicznych, gdyż niewątpliwą jego zaletą jest możliwość nieuwzględniania sił strukturalnych układu (bezwładności, tłumienia i sztywności) niezależnie od częstości drgań. Poza tym pochodne są mało «czułe» na błąd pomiaru częstości, który w tym przypadku nie musi być mniejszy niż 1%. Korzyści te są jednak okupione masowością układu, w skład którego teraz wchodzi także wzbudnik. Układ musi być ponadto bardzo sztywny, aby jego częstości rezonansowe były kilkakrotnie wyższe niż częstość drgań płata. Wszystko to powoduje, że amplitudy mierzonych sił są duże, a więc czujniki sił muszą być odpowiednio sztywne, co z kolei powoduje spadek ich czułości i konieczność stosowania dodatkowych układów wzmacniających.

W systemie wzbudzania «zewnętrzny» nie jest możliwe wyeliminowanie członów pochodzących od tłumienia strukturalnego, a poza tym ze zmianą wielkości przełożenia mechanicznego wiąże się każdorazowo konieczność nowego wyważenia układu. Urządzenie może być jednak lżejsze niż poprzednio, w związku z czym do pomiaru sił mogą być użyte mniej sztywne, a więc bardziej czułe, czujniki. Podobnie jak w przypadku wzbudzania «wewnętrzny», także i teraz układ jest wyważony niezależnie od częstości, która zresztą nie musi być określona lub utrzymywana z większą dokładnością niż 1%.

Obecnie w użyciu są oba typy wzbudzeń; «wewnętrzny» raczej przy wyższych, a «zewnętrzny» — przy niższych prędkościach strumienia w tunelu.

3.4. Metoda drgań samowzbudnych. Zasada metody zostanie opisana w oparciu o układ pokazany na rys. 13, w którym płat ma możliwość wykonywania ruchu o dwóch stopniach swobody: przesunięcie pionowe z i obrót dookoła osi A o kąt α .

Pomiar polega na wywołaniu na modelu ustalonego flatteru i pomiarze częstości drgań, stosunku amplitud ruchów odpowiadających obu stopniom swobody oraz kąta przesunięcia fazowego między ruchem pionowym i obrotowym.



Rys. 13. Schemat urządzenia do pomiaru pochodnych aerodynamicznych metodą drgań samowzbudnych [25]

Równania ruchu układu mają postać

$$(3.4.1a) \quad m\ddot{z} + (D_z + \rho_{\infty} V_{\infty} S C_{zz})\dot{z} + \left(K_z + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{S}{d} C_{zz} \right) z + \\ + m x_0 \ddot{\alpha} + \rho_{\infty} V_{\infty} S d C_{z\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_{z\alpha} \alpha = 0,$$

$$(3.4.1b) \quad m x_0 \ddot{z} - \rho_{\infty} V_{\infty} S d C_{m\dot{z}} \dot{z} - \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_{mz} z + I \ddot{\alpha} + \\ + (D_{\alpha} - \rho_{\infty} V_{\infty} S d^2 C_{m\dot{\alpha}}) \dot{\alpha} + (K_{\alpha} + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S d C_{m\alpha}) \alpha = 0.$$

Wstawiając w ten układ równań wartości na z i α odpowiadające warunkom ustalonego flatteru:

$$(3.4.2.) \quad z = z_0 \sin \omega t, \\ \alpha = \alpha_0 \sin(\omega t + \psi)$$

oraz przyrównując do zera czynniki przy $\sin \omega t$ i $\cos \omega t$, otrzymujemy

$$(3.4.3a) \quad \left[-m\omega^2 + \left(K_z + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{S}{d} C_{zz} \right) \right] z_0 + (-m x_0 \omega^2 \cos \psi - \\ - \rho_{\infty} V_{\infty} S d \omega C_{z\dot{\alpha}} \sin \psi + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_{z\alpha} \cos \psi) \alpha_0 = 0,$$

$$(3.4.3b) \quad \omega (D_z + \rho_{\infty} V_{\infty} S C_{zz}) z_0 + (-m x_0 \omega^2 \sin \psi + \\ + \rho_{\infty} V_{\infty} S d \omega C_{z\dot{\alpha}} \cos \psi + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_{z\alpha} \sin \psi) \alpha_0 = 0,$$

$$(3.4.3c) \quad (-m x_0 \omega^2 - \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_{mz}) z_0 + [-I \omega^2 \cos \psi + \\ + (-D_{\alpha} - \rho_{\infty} V_{\infty} S d^2 C_{m\dot{\alpha}}) \omega \sin \psi + (K_{\alpha} - \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S d C_{m\alpha}) \cos \psi] \alpha_0 = 0,$$

$$(3.4.3d) \quad -\rho_{\infty} V_{\infty} S d C_{m\dot{z}} \omega z_0 + [-I \omega^2 \sin \psi + (D_{\alpha} + \\ - \rho_{\infty} V_{\infty} S d^2 C_{m\dot{\alpha}}) \omega \cos \psi + (K_{\alpha} - \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S d C_{m\alpha}) \sin \psi] \alpha_0 = 0.$$

Pierwsze dwa równania w powyższym układzie zawierają cztery pochodne współczynnika siły nośnej, a pozostałe dwa — cztery pochodne współczynnika momentu pochylającego. Aby obliczyć wartości poszczególnych pochodnych, należy otrzymać drugi układ równań typu (3.4.3), odpowiadający pomiarowi przy zmienionych wartościach parametrów strukturalnych, np. innej sztywności K_z . Zmiana parametrów strukturalnych zwykle pociąga za sobą także zmianę warunków doświadczenia, np. parametru częstości, toteż może być wykonana tylko w tym przypadku, gdy wiadomo, że wpływ zmiany warunków pomiaru na wielkości mierzone jest mały.

Inną wadą tej metody jest trudność utrzymania przez dłuższy okres czasu ustalonego flatteru oraz kłopoty obliczeniowe, zwłaszcza jeżeli zmianie parametru strukturalnego nie będzie towarzyszyła odpowiednio duża zmiana współczynników nowego układu równań.

Zaletą opisywanej metody jest brak jakichkolwiek urządzeń wzbudzających drgania, toteż była ona stosowana przez Frazera i Duncana już w 1928 roku. Obecnie ma znaczenie raczej historyczne.

4. Metody bezdotykowe

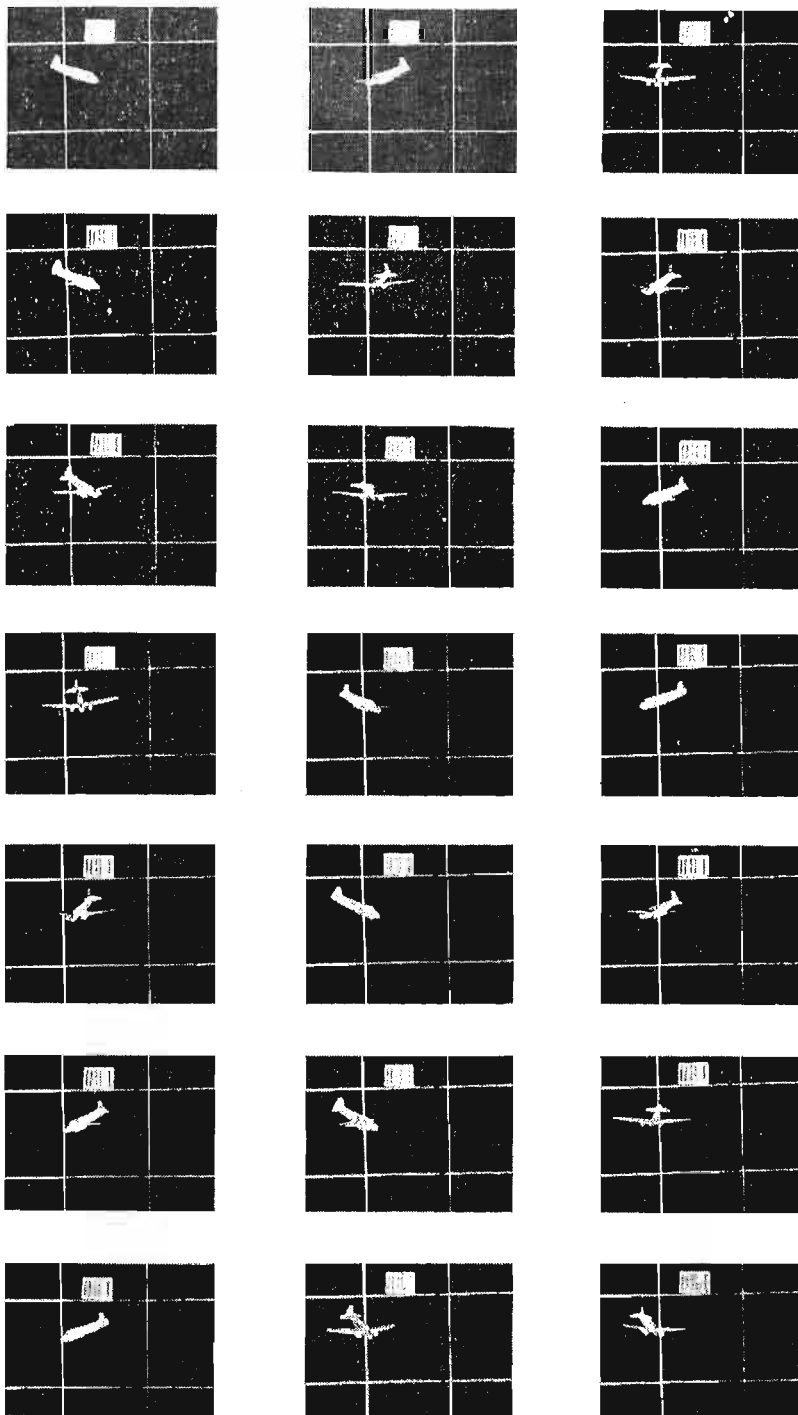
W dotychczas opisanych metodach pomiaru pochodnych aerodynamicznych model był w jakiś sposób zamocowany w tunelu. Obecność zamocowania może poważnie zmienić obraz opływu dokoła modelu i wprowadzić znaczne błędy w mierzonych wielkościach. Na przykład zostało wykazane [12], że w przypadku opływu stożka o kącie wierzchołkowym 15° , podpartego na wysięgniku o przekroju poprzecznym równym 4% pola podstawy stożka, ciśnienie denne za modelem przy liczbie Macha rzędu 10 jest o 50% większe niż w przypadku braku mechanicznego zawieszenia modelu.

Inną wadą obecności zawieszenia modelu, istotną zwłaszcza przy pomiarach, w których model porusza się, jest zmiana własności mechanicznych modelu, przez wprowadzenie dodatkowego tłumienia, sztywności i bezwładności oraz ograniczenie liczby stopni swobody ruchu modelu. W pracy [26] zostało wykazane, że wyniki otrzymane przy ruchu modelu o jednym stopniu swobody nie zawsze mogą być przeniesione na przypadek ruchu bardziej złożonego.

Z tych względów wyłoniła się potrzeba stworzenia takich warunków doświadczenia, aby model w czasie pomiaru nie stykał się z żadnym mechanicznym zamocowaniem. Obecnie znane są dwie metody tego typu: metoda zawieszenia magnetycznego oraz metoda lotu swobodnego.

Pierwsza z nich, aczkolwiek bardzo obiecująca, ciągle jeszcze znajduje się w stadium badań, toteż nie będzie tu opisana. Aktualny stan wiedzy na ten temat jest dobrze przedstawiony, np. w [6]. Metoda druga, w różnych odmianach, jest coraz szerzej stosowana w szeregu laboratoriów Stanów Zjednoczonych A.P. i Europy. Ze względu na stosunkowo skąpe dostępne w kraju piśmiennictwo na ten temat, zwłaszcza w odniesieniu do zakresu prędkości nad- i hiperdźwiękowych, metoda lotu swobodnego zostanie potraktowana szerzej niż pozostałe opisane tu techniki pomiarowe.

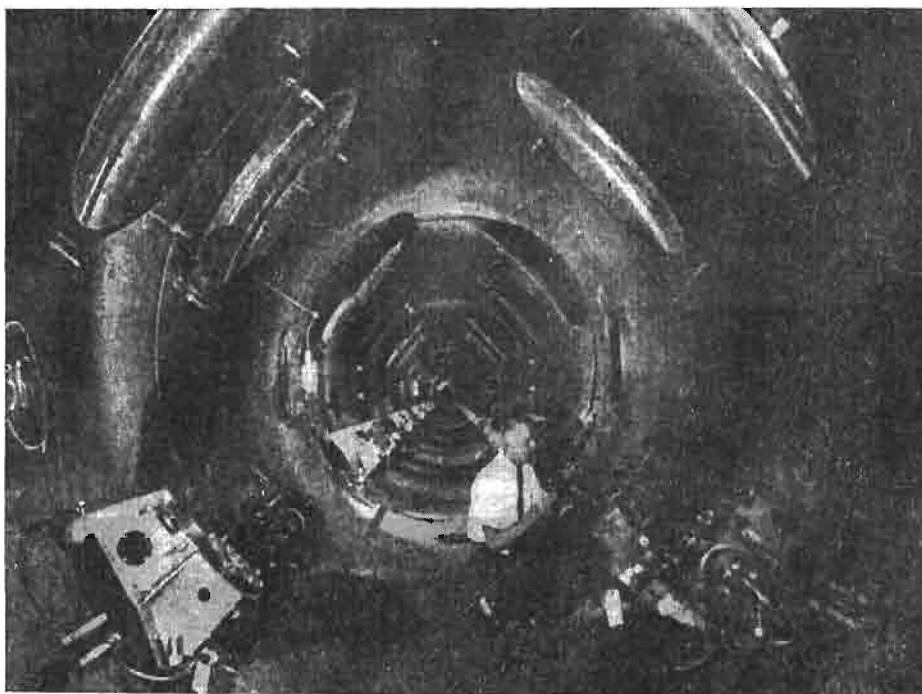
4.1. Metoda lotu swobodnego. Istota metody polega na zarejestrowaniu ruchu modelu znajdującego się w tunelu w locie swobodnym, to znaczy bez żadnego mechanicznego lub



Rys. 14. Przykład zdjęć filmowych ustalonego korkociągu modelu samolotu dwusilnikowego w tunelu aerodynamicznym

innego zawieszenia. Znając historię ruchu badanego ciała oraz równania ruchu, można określić szukane wielkości współczynników aerodynamicznych.

Metoda ta znana jest od dawna i w zakresie prędkości poddźwiękowych była z powodzeniem stosowana od lat. Pomiary dotyczyły zwykle modeli całych obiektów latających (np. szybowców lub samolotów). Przykładem pomiarów tego typu może być studium lotu ślizgowego szybowca. W tym przypadku model wykonany jest w ten sposób, że może być zdalnie sterowany (przewodowo lub drogą radiową) i po umieszczeniu go w tunelu pochylonym do poziomu i o odpowiednio dobranej prędkości strumienia, może przez dłuższy czas wykonywać lot ślizgowy praktycznie nie przesuając się względem tunelu, co umożliwia wykonanie, np. zdjęć filmowych.



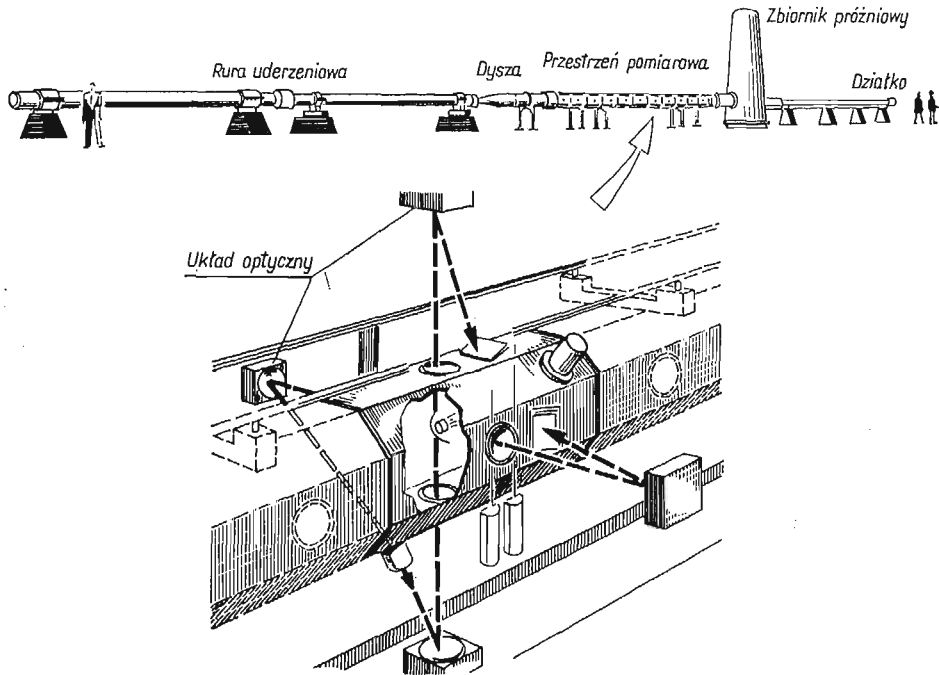
Rys. 15. Wnętrze balistycznego toru prób (U. S. Naval Ordnance Lab., White Oak, Md.)

W latach pięćdziesiątych w ówczesnej Katedrze Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej⁽³⁾ wykonywane były pomiary korkociągu modeli samolotów i szybowców metodą lotu swobodnego [41]. Model o sterach ustawionych, jak do korkociągu, był wprowadzany do przestrzeni pomiarowej tunelu pionowego o przepływie powietrza z dołu ku górze i o tak dobranej prędkości strumienia, że model wykonywał autorotację na stałej wysokości. Umożliwiało to wykonanie zdjęć filmowych korkociągu ustalonego, a po wychyleniu sterów, jak do wyjścia z korkociągu (proces był sterowany umieszczonym wewnątrz modelu urządzeniem zbliżonym w działaniu do samowyzwalacza fotograficznego), możliwe było także rejestrowanie przebiegu wyprowadzenia z korkociągu. Przykład zdjęć filmowych ustalonego korkociągu jest przedstawiony na rys. 14. Po odczytaniu filmu

(³) Obecnie Katedra Mechaniki Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa.

określane były kąty osi modelu z osiami związanymi z przepływem, prędkość kątowna autorotacji i inne wielkości niezbędne do określenia charakterystyk korkociągowych modelu.

Opisane tu przykłady zastosowania metody lotu swobodnego dotyczyły tylko pomiarów wykonanych przy małych prędkościach. Aczkolwiek zdawano sobie sprawę z niewątpliwych zalet tej techniki badawczej, przez długi okres czasu na przeszkodzie jej zastosowania do pomiarów przy większych prędkościach stał brak niezbędnego w tego typu



Rys. 16. Schemat przeciwprądowego urządzenia hiperprędkościowego [14]

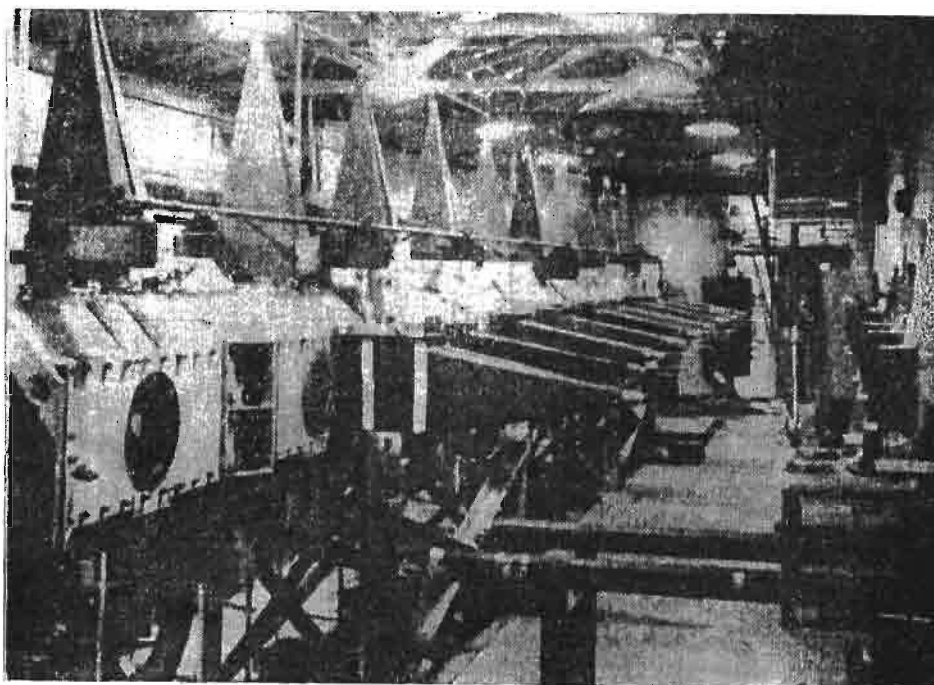
badaniach oprzyrządowania. Dopiero szybki rozwój elektroniki i urządzeń aerodynamicznych, obserwowany w ostatnich kilkunastu latach, umożliwił zastosowanie metody lotu swobodnego w zakresie prędkości nad- i hiperdźwiękowych.

Przykładem zastosowania omawianej metody do badań w zakresie naddźwiękowym może być balistyczny tor prób przedstawiony na rys. 15. Jest to rura o widocznych na zdjęciu wymiarach poprzecznych i o długości rzędu kilkuset (np. 300) metrów. Na jednym jej końcu znajduje się wyrzutnik, zwykle działko, w którym badany model, sam lub w specjalnej obudowie, zostaje rozpędzony do odpowiedniej prędkości. Po opuszczeniu lufy i ewentualnym oddzieleniu się od obudowy, model dalej kontynuuje lot wewnątrz rury do momentu, aż na jej przeciwnym końcu zostanie zahamowany, np. uderzając w worki z piaskiem. Wzdłuż odcinka toru, na którym ruch modelu jest ustalony, rozmieszczonych jest 30—40 stacji pomiarowych. W każdej znajduje się układ dwóch kamer filmowych rejestrujących ruch modelu w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Całe

urządzenie jest hermetyczne, dzięki czemu możliwe jest przeprowadzanie pomiarów przy różnych ciśnieniach i różnych mieszaninach gazów wypełniających wnętrze toru prób.

Dalszym etapem na drodze powiększenia prędkości modelu względem opływającego ośrodka jest tzw. przeciuprądowe urządzenie hiperprędkościowe będące połączeniem balistycznego toru prób z tunelem hiperdźwiękowym. Schemat urządzenia jest pokazany na rys. 16, a fragmentaryczny widok na rys. 17.

Podobnie jak poprzednio, model jest wystrzeliwany, jednakże nie w atmosferę gazu wypełniającego tor prób, lecz «pod prąd» w dyszę tunelu hiperdźwiękowego, w związku z czym możliwe jest uzyskanie prędkości względnych rzędu wielu km/s, a więc liczb



Rys. 17. Widok zewnętrzny przestrzeni pomiarowej przeciuprądowego urządzenia hiperprędkościowego przedstawionego schematycznie na rys. 16 [14]

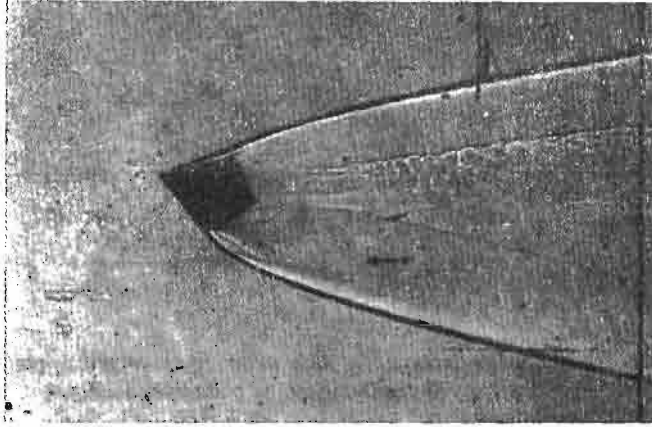
Macha rzędu 30. System optyczny jest zwykle tak zaprojektowany, aby można było wykonywać zdjęcia metodą cienia (*shadowgraph*), a więc fotografować nie tylko sylwetkę modelu, ale także obraz przepływu wokół modelu (rys. 18). Nowe koncepcje w tego typu pomiarach, między innymi zastosowanie laserów, są opisane w [5] i [34].

Znając historię ruchu modelu, czyli położenie jego środka ciężkości oraz wielkość kąta natarcia α i kąta ślizgu β w funkcji czasu, można określić współczynnik oporu C_x , pochodną stateczności statycznej $C_{m\alpha}$ i stateczności dynamicznej $C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\dot{\beta}}$ oraz położenie środka parcia x_p i pochodną siły nośnej $C_{z\alpha}$. Pomiary mogą być wykonane przy dowolnych wielkościach średniego kąta natarcia i amplitudy drgań, a więc możliwe jest także badanie efektów nieliniowych.

Współczynnik oporu modelu C_x może być określony w oparciu o przybliżone równanie ruchu modelu względem toru prób w kierunku poziomym

$$(4.1.1) \quad C_x = \frac{m}{Sq_\infty} \frac{d^2x}{dt^2} = \frac{1}{2} \frac{m}{Sq_\infty} \frac{d(V_0^2)}{dx},$$

gdzie V_0 jest prędkością modelu względem toru prób mierzona równoległe do osi podłużnej toru, a opóźnienie $d^2x/dt^2 = 1/2 d(V_0^2)/dx$ jest wyznaczane numerycznie na podstawie znajomości czasu przelotu modelu przez poszczególne stacje pomiarowe.



Rys. 18. Zdjęcie wykonane metodą cienia (shadowgraph) w przeciwnym urządzeniu hiperprędkościowym przy liczbie Macha 9 [13]

W liniowym zakresie pomiarów pochodne stateczności są zwykle obliczane w oparciu o teorię NICOLAIDES [27]. Na podstawie znajomości zmierzonych w poszczególnych stacjach przestrzeni pomiarowej wartości α i β , stosując metodę poprawek różnicowych określa się wielkość współczynników tłumienia λ i częstości ω oraz stałych K_1 , K_2 i K_3 w równaniu

$$(4.1.2) \quad \beta + i\alpha = K_1 \exp(\lambda_1 - i\omega_1)x + K_2 \exp(\lambda_2 - i\omega_2)x + K_3 \exp iPx,$$

gdzie x jest odległością przebytą przez model względem ziemi, liczoną np. od pierwszej stacji pomiarowej. Typowy ruch modelu w płaszczyźnie $\alpha\beta$ jest przedstawiony na rys. 19, na którym kółkami oznaczone są punkty otrzymane doświadczalnie, a linią ciągłą funkcja dobrana według równania (4.1.2).

Pochodna stateczności statycznej $C_{m\alpha}$ jest określana z równania

$$(4.1.3) \quad C_{m\alpha} = -\frac{2\omega_1\omega_2 I_0}{q_\infty S d},$$

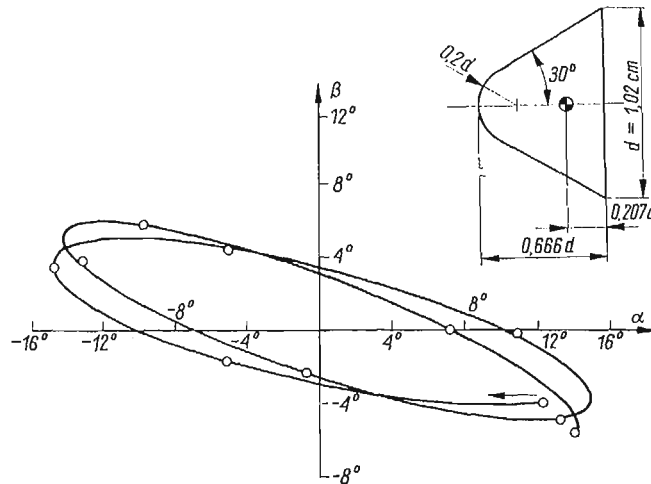
a pochodna stateczności dynamicznej $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ z zależności

$$(4.1.4) \quad \lambda_1 + \lambda_2 = \frac{\rho_\infty S}{2m} \left[C_x - C_{z\alpha} + (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \left(\frac{d}{\sigma} \right)^2 \right].$$

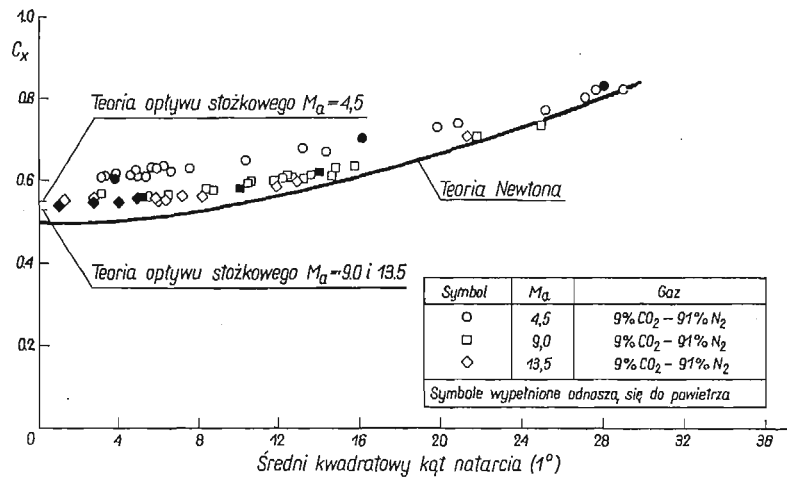
Występującą w ostatnim wyrażeniu pochodną $C_{z\alpha}$ można wyznaczyć z równania

$$(4.1.5) \quad C_{m\alpha} = C_{z\alpha} \frac{x_c - x_p}{d},$$

o ile znane są dwie wartości $C_{m\alpha}$ odpowiadające dwóm różnym położeniom środka ciężkości x_c modelu. Wyznaczając C_{za} z równania (4.1.5) dla dwóch x_c można też określić położenie środka parcia x_p modelu.



Rys. 19. Typowy ruch modelu znajdującego się w locie swobodnym w przeciwnieprądowym urządzeniu hiperprędkościowym, przedstawiony w płaszczyźnie $\alpha\beta$ [14]

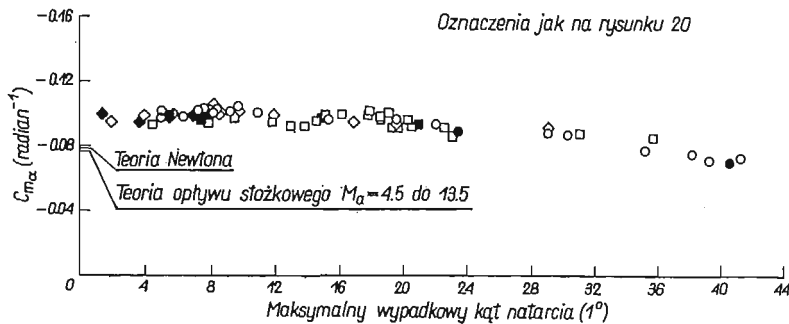


Rys. 20. Wpływ liczby Macha i rodzaju użytego gazu na współczynnik oporu modelu pokazanego na rys. 18, znajdującego się w locie swobodnym w przeciwnieprądowym urządzeniu hiperprędkościowym [13]

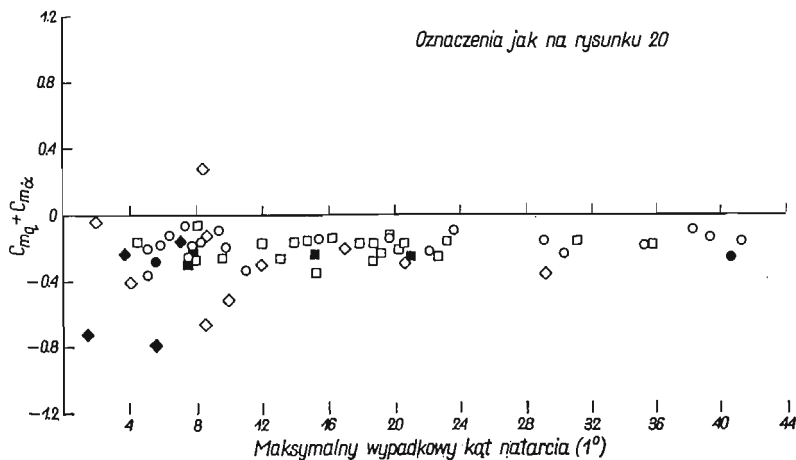
Typowe wyniki pomiarów otrzymanych metodą lotu swobodnego, odnoszących się do modelu statku kosmicznego z programu lotów na Wenus (rys. 18) są przedstawione na rys. 20–22. Bliższe dane dotyczące opisywanej techniki badań oraz oprzyrządowania można znaleźć np. w [13] i [14] oraz w cytowanym tam piśmiennictwie.

Zarówno balistyczne tory prób, jak i przeciwnieprądowe urządzenia hiperprędkościowe są bardzo kosztowne, toteż tylko specjalistyczne ośrodki naukowe w bogatych krajach

mogą sobie na nie pozwolić. Niżej zostanie opisana metoda lotu swobodnego w wersji przystosowanej do pomiarów w typowych tunelach hiperdźwiękowych, w jakie wyposażonych jest wiele laboratoriów aerodynamicznych. W tym przypadku niezbędne oprzyrządowanie dodatkowe składa się z urządzeń do wprowadzania modelu do przestrzeni



Rys. 21. Wpływ liczby Macha i rodzaju użytego gazu na pochodną stateczności statycznej $C_{m\alpha}$ modelu pokazanego na rys. 18, znajdującego się w locie swobodnym w przeciwnieprądowym urządzeniu hiperprędkościowym [13]



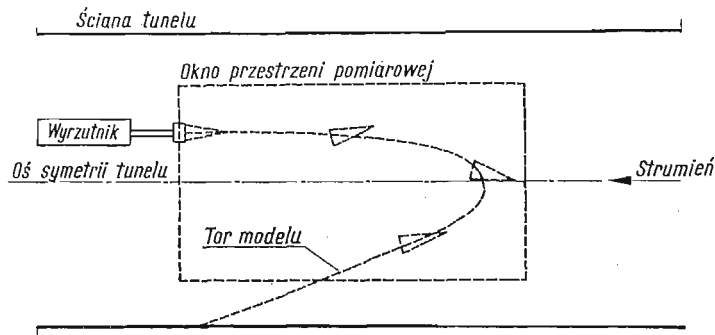
Rys. 22. Wpływ liczby Macha i rodzaju użytego gazu na pochodną stateczności dynamicznej ($C_{m\dot{q}} + C_{m\dot{\alpha}}$) modelu pokazanego na rys. 18, znajdującego się w locie swobodnym w przeciwnieprądowym urządzeniu hiperprędkościowym [13]

pomiarowej tunelu oraz z układu optycznego i kamery filmowej do rejestracji ruchu modelu. W tunelach, w których jest możliwe wykonywanie pomiarów na modelach na tyle dużych, że wewnątrz nich zmieści się czujnik do pomiaru ciśnienia lub temperatury i telemetryczny nadajnik do przekazywania danych⁽⁴⁾, pożądanym wyposażeniem dodatkowym byłoby urządzenie odbiorcze, ewentualnie z układem do automatycznego przetwarzania danych.

(4) Współczesne kompletne urządzenia tego typu wykonane w kształcie walca mają średnicę podstawy i wysokość poniżej 20 mm.

W zasadzie zostanie opisana metoda pomiaru współczynnika oporu C_x oraz pochodnych stateczności $C_{m\alpha}$ i $(C_{m\alpha} + C_{m\dot{\alpha}})$, z powodzeniem zastosowana w hiperdźwiękowym tunelu helowym [33] o poziomo usytuowanych wymiennych dyszach na liczby Macha 7, 9 i 17 i o użytecznej średnicy strumienia rzędu 7,5 cm [23]. Zostaną jednak zasygnalizowane także niektóre inne warianty, wynikające z odmiennego programu prób lub odmiennej konstrukcji tunelu.

Zasada metody jest pokazana schematycznie na rys. 23. Po uruchomieniu tunelu, model jest wprowadzany do przestrzeni pomiarowej za pomocą wyrzutnika, który rozpędza model do odpowiedniej prędkości, zwykle od kilku do kilkunastu m/s. Prędkość



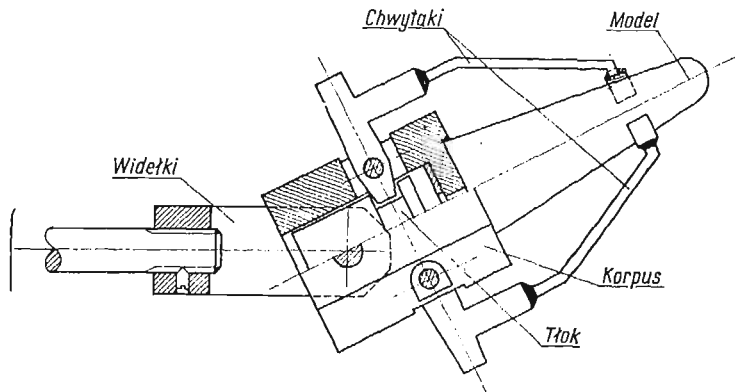
Rys. 23. Schematyczne przedstawienie ogólnej zasady metody lotu swobodnego zastosowanej w tunelu hiperdźwiękowym [23]

ta powinna być tak dobrana do wymiarów okna w przestrzeni pomiarowej, masy modelu i ciśnienia dynamicznego strumienia, aby model, który pojawi się w górnym tylnym rogu (patrząc od strony napływającego gazu) pola widzenia, będąc już w locie swobodnym, pod działaniem siły ciężkości i oporu aerodynamicznego zdołał dolecieć do przedniej krawędzi okna, po czym unoszony w strumieniu osiągnąć tylną i dolną krawędź okna. Taki tor modelu zapewnia możliwie najdłuższy czas obserwacji modelu. Fakt, że prędkość początkowa modelu jest bardzo mała w porównaniu z prędkością modelu wystrzelianego w balistycznym torze prób oznacza, że również maksymalne przyspieszenia mogą być stosunkowo niewielkie (poniżej 100 g), co umożliwia budowę lekkich i delikatnych modeli, np. z plastiku i umieszczanie w nich precyzyjnych przyrządów. Taki sposób wprowadzania modelu do przestrzeni pomiarowej ma jeszcze i tę zaletę, że przy odpowiednio dużym polu widzenia możliwa jest obserwacja modelu przez czas około 0,1 sek., a więc tego samego rzędu, co w bez porównania większym urządzeniu, jakim jest balistyczny tor prób.

W przypadku, gdy nawet przyspieszenia rzędu kilkudziesięciu gramów są niedopuszczalne, model może być wprowadzony do przestrzeni pomiarowej w ten sposób, że będzie podwieszony, np. na drucie przed oknem, a po uruchomieniu tunelu drut zostanie przerwany lub przepalony i model, opadając pod wpływem grawitacji, a jednocześnie będąc unoszony przez strumień, będzie mógł być obserwowany w czasie przelotu przed oknem przestrzeni pomiarowej.

Najwygodniejszym rozwiązaniem jest oczywiście tunel o dyszy pionowej, wówczas bowiem wprowadzenie modelu do przestrzeni pomiarowej jest łatwe (np. za pomocą wysięgnika, który po uruchomieniu tunelu zostanie wycofany), a czas obserwacji ruchu modelu, o ile ten ruch jest stateczny i prędkość strumienia odpowiednio dobrana, jest ograniczony jedynie długością cyklu pracy tunelu.

W przypadku gdy model ma być wprowadzony do przestrzeni pomiarowej za pomocą wyrzutnika, urządzenie to powinno umożliwiać nadawanie modelom prędkości początkowych zawartych w szerokim przedziale, aby obserwowane części torów modeli były możliwie najdłuższe. Poza tym powinna istnieć możliwość regulacji początkowego kąta natarcia modelu. Warunki te stosunkowo najłatwiej spełnić stosując wyrzutnik typu pneumatycznego, składający się z cylindra i tłoka z trzonem zakończonym uchwytem modelu, gdyż zmieniając ciśnienie gazu zasilającego wyrzutnik można łatwo zmienić początkową



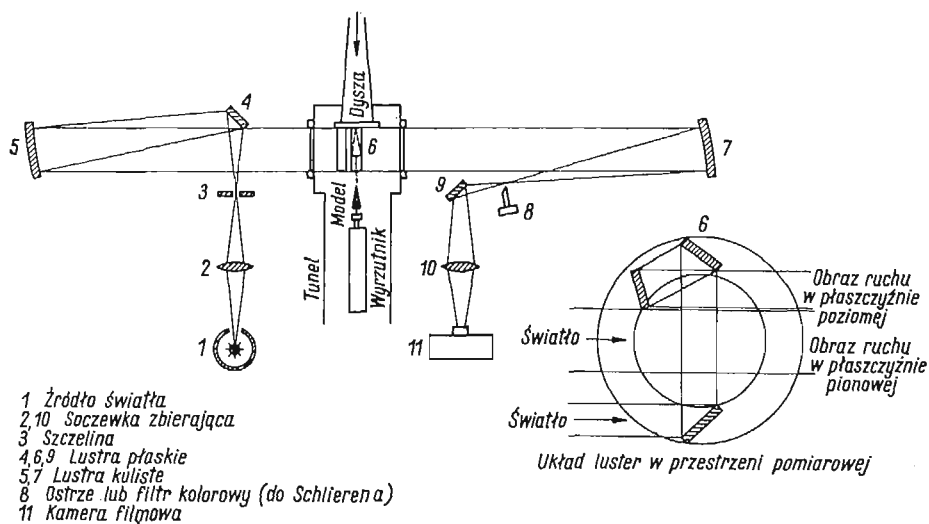
Rys. 24. Schemat uchwyty modelu w kształcie stożka [23]

prędkość modelu. Uchwyt modelu powinien utrzymywać model w zadanym położeniu w czasie rozruchu tunelu oraz w czasie rozpędzania modelu do prędkości początkowej po czym powinien umożliwiać wyrzucenie modelu pod określonym kątem natarcia. Tam gdzie to ma znaczenie, uchwyt powinien zapewniać lub wykluczać obrót modelu wokół jego osi podłużnej. Jedno z rozwiązań konstrukcyjnych uchwyty modelu, zastosowane do modeli stożkowych, jest schematycznie pokazane na rys. 24.

Uchwyt składa się z korpusu zamocowanego wahliwie w widelkach, w których może być ustawiony pod dowolnym kątem i w tym położeniu zablokowany. Wewnątrz korpusu znajduje się tłok, który przesuwając się do przodu otwiera, a do tyłu — zamyka dwa chwytaki obejmujące model i dociskające go podstawą do korpusu. Trzon tłoka wyrzutnika, a więc i cały uchwyt modelu, jest zabezpieczony podczas ruchu przed obrotem dokoła osi podłużnej. Działanie uchwyty jest następujące: po ustawieniu odpowiedniego kąta zaklinowania uchwyty w widelkach i przesunięciu uchwyty w tylne skrajne położenie, następuje umieszczenie modelu w uchwycie oraz zablokowanie chwytaków przez dosunięcie zderzaków należących do nieruchomej części wyrzutnika. W ten sposób model jest zabezpieczony przed zdmuchnięciem z wyrzutnika w chwili rozruchu tunelu. W mo-

mencie rozpoczęcia wyrzutu modelu uchwyt przesuwa się do przodu ruchem przyspieszonym, a chwytaki odsuwają się od zderzaków, mimo to są nadal dociskane do modelu dzięki sile bezwładności działającej do tyłu na tłok znajdujący się wewnątrz korpusu uchwytu. Gdy uchwyt dochodzi do skrajnego przedniego położenia, następuje gwałtowne zahamowanie jego ruchu; na tłok działa siła bezwładności tym razem skierowana do przodu, dzięki czemu następuje rozchylenie chwytaków i wyrzucenie modelu z uchwytu.

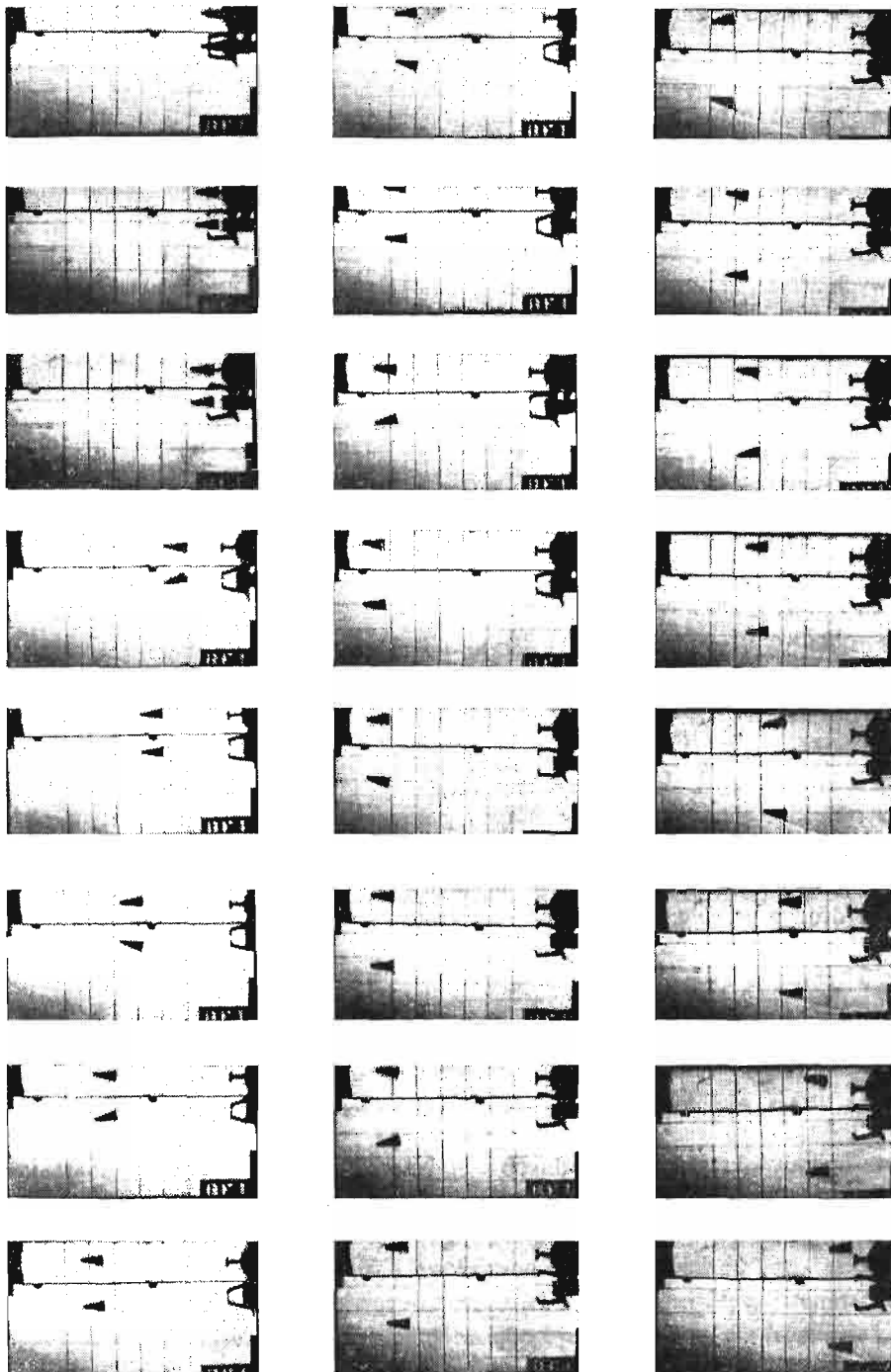
Ze względu na wielką różnorodność możliwych kształtów modeli i programów badań, nie jest możliwe ustalenie ogólnych kryteriów jakie modele powinny spełniać. Jeżeli pomiary mają na celu określenie pochodnych stateczności dynamicznej, model powinien wykonać w okresie czasu, podczas którego jest obserwowany, możliwie maksymalną liczbę oscylacji, a więc powinien mieć możliwie mały promień bezwładności wokół osi



Rys. 25. Schemat układu optycznego z jedną kamerą filmową [23]

poprzecznych przechodzących przez środek ciężkości. Zwykle stosowane są modele wewnątrz puste, formowane pod ciśnieniem, z plastiku, np. polistyrenu, co zapewnia mały rozrzut parametrów konstrukcyjnych. Ma to duże znaczenie dla powtarzalności pomiarów, gdyż modele nadają się z zasady tylko do jednokrotnego użycia. Wymagane położenie środka ciężkości uzyskuje się przez umieszczenie balastu wewnątrz modelu. Każdy model musi być starannie zważony oraz mieć określone położenie środka ciężkości i moment bezwładności wokół osi poprzecznych przechodzących przez środek ciężkości. Pomiar tego ostatniego może być wykonany np. na zasadzie wahadła skrętnego. W przypadku lekkich modeli, oddziaływanie powietrza otaczającego model może skazić wynik, toteż czasami niezbędne jest wykonanie pomiaru pod zmniejszonym ciśnieniem.

Do rejestracji ruchu modelu używana jest kamera filmowa. Na rys. 25 jest pokazany schemat układu optycznego, który pozwala na jednoczesną obserwację ruchu modelu w płaszczyźnie pionowej i poziomej, a także — dzięki zastosowaniu Schlierena — umożliwia wizualizację przepływu. Przykład typowych zdjęć filmowych jest pokazany na rys. 26.



Rys. 26. Przykład zdjęć filmowych modelu zatępiętego stożka znajdującego się w locie swobodnym w tunelu hiperdźwiękowym [23]

Górna część zdjęć obrazuje ruch w płaszczyźnie poziomej, a dolna (większa) w płaszczyźnie pionowej. Zarejestrowanie ruchów w obu płaszczyznach na jednym zdjęciu umożliwiłoby użycie tylko jednej kamery, dzięki czemu odpada konieczność kłopotliwej zwykle synchronizacji zdjęć otrzymanych z dwóch kamer, jak to ma miejsce w układzie pokazanym na rys. 16.

Na podstawie odczytów zdjęć filmowych znana jest historia ruchu modelu. Współczynnik oporu i pochodne stateczności mogą być określone w ten sam sposób, jak przy pomiarach w balistycznych torach prób lub w przeciwnych urządzeniach hiperprędkościowych z tym, że w równaniach (4.1.1) i (4.1.2) jako zmienną niezależną wygodniej jest przyjąć czas, a nie odległość. Po takiej zamianie zmiennych równanie (4.1.3) przybiera postać

$$(4.1.6) \quad C_{m\alpha} = - \frac{\omega_1 \omega_2 I_0}{q_\infty S d},$$

a wyrażenie (4.1.4):

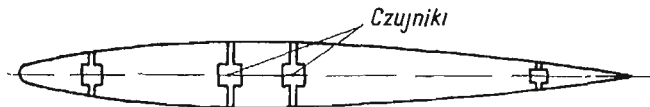
$$(4.1.7) \quad \lambda_1 + \lambda_2 = \frac{\rho_\infty S V_\infty}{2m} \cdot \left[(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \left(\frac{d}{\sigma} \right)^2 - C_{z\alpha} \right].$$

Przykładowe wyniki pomiarów otrzymanych metodą lotu swobodnego są przedstawione na rys. 7, gdzie dla porównania naniesione są także rezultaty otrzymane metodą drgań swobodnych i wyniki obliczeń teoretycznych.

Zastosowanie urządzeń telemetrycznych w metodzie lotu swobodnego jest omówione w [12].

5. Metoda pomiaru ciśnień

Wszystkie dotychczas omówione metody polegały na pomiarze całkowitych sił działających na model. Czasami, zwłaszcza w przypadkach sprawdzania teorii, wygodniej jest zmierzyć rozkład ciśnień na modelu. Znajomość rozkładu ciśnień umożliwia oczywiście na drodze prostego całkowania określenie sił sumarycznych.



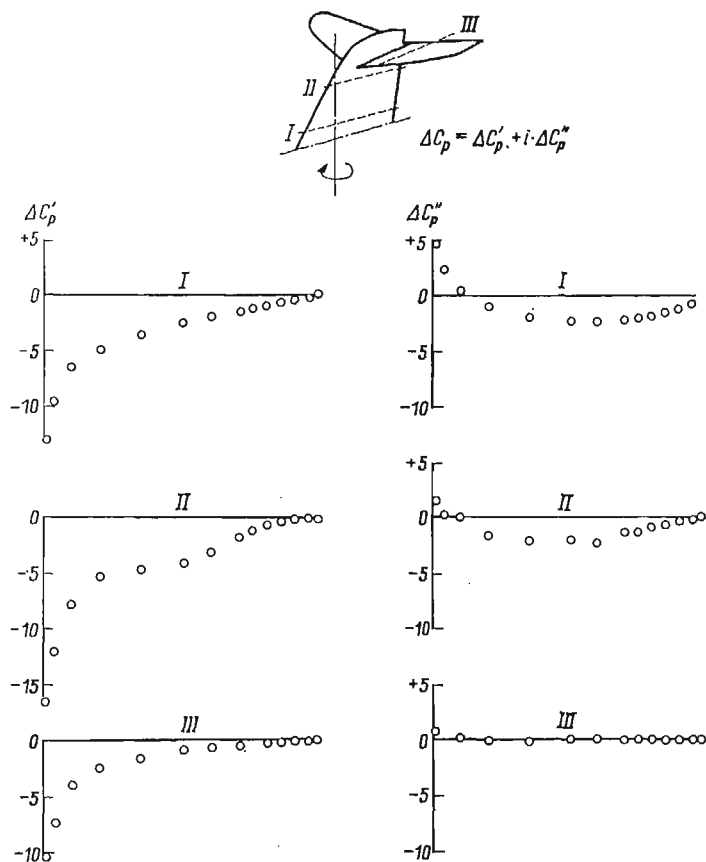
Rys. 27. Schemat modelu do pomiaru rozkładu ciśnień [4]

Istota metody określania pochodnych aerodynamicznych na drodze pomiaru ciśnień polega na wyznaczeniu w różnych punktach modelu wielkości składowych wektorów ciśnień będących w fazie zgodnej i przesuniętej o $\pi/2$ w stosunku do ruchu modelu.

Znane są dwa warianty techniki pomiarowej. W pierwszym — membrana czujnika ciśnienia stanowi część pokrycia modelu, dzięki czemu możliwy jest pomiar absolutnej wartości ciśnienia, ale model musi być odpowiednio duży, aby płaska membrana czujnika nie zniekształcała przeważnie zakrzywionego pokrycia. W drugim — czujnik znajduje się pod pokryciem modelu i jest połączony z jego powierzchnią krótkim kanałem (rys. 27), co umożliwia pomiar bardziej «punktowy», a nie średni ze stosunkowo dużej powierzchni, a poza tym, stosując czujniki różnicowe można bezpośrednio określić różnicę ciśnień,

np. między dolną i górną powierzchnią modelu, co w przypadku pomiarów na płacie jest przeważnie główną wielkością poszukiwaną.

Przy pomiarach ciśnień jednocześnie w wielu punktach drgającego modelu na ogół stosuje się tyle czujników, ile jest punktów pomiarowych. System taki jest jednak kosztowny, a czasami, zwłaszcza na małych modelach, bardzo trudny do realizacji. W [2] podana została metoda pomiaru, sprawdzona doświadczalnie, w której zastosowano tylko dwa czujniki ciśnienia, przy czym tylko jeden jest umieszczony wewnątrz płata. Stosując częściowo zautomatyzowany układ pomiarowy, w czasie 3—4 minut można zarejestrować ciśnienie w 30 punktach na płacie.



Rys. 28. Rozkład ciśnień na drgającym usterzeniu samolotu [2]

Dziedziną badań, w której metoda pomiaru ciśnień jest szczególnie przydatna, jest określenie sił działających na modelach odkształcalnych.

Głównym problemem w opisywanej metodzie jest dobór właściwego typu czujników do zamierzonego programu badań; czujniki bowiem powinny czynić zadość następującym warunkom:

- 1) mała wrażliwość na przyspieszenia i wpływy temperatury,
- 2) stała czułość w szerokim zakresie częstotliwości,
- 3) zaniedbywalne przesunięcie fazy.

Kilka typów stosowanych obecnie czujników ciśnienia zostanie omówionych w rozdz. 7. Wszystkie one mają na ogół stosunkowo duże wymiary, toteż i badane modele muszą być odpowiednio duże.

Przekazywanie wyników pomiarów z czujników do przyrządów rejestrujących odbywa się przeważnie na drodze elektrycznej, przewodowo, a w przypadku metody lotu swobodnego — telemetrycznie.

Na rys. 28 podane są przykładowe wyniki pomiarów rozkładu ciśnień na drgającym usterzeniu zmierzone metodą podaną w [2].

6. Oddziaływanie tunelu

Omówione tu metody pomiarów pochodnych aerodynamicznych odnoszą się do warunków laboratoryjnych, a więc takich, w których model jest badany w tunelu lub w podobnym urządzeniu, symulującym warunki lotu rzeczywistego. Naśladowanie to nigdy jednak nie jest zupełne, dlatego też wyniki pomiarów laboratoryjnych często nie mogą być w całości i bezpośrednio przenoszone na warunki lotu rzeczywistego. Wpływ tych odmiennych warunków jest uwzględniony w postaci tzw. poprawek tunelowych, z których niektóre, typowe dla pochodnych dynamicznych, zostaną w tym rozdziale zasygnalizowane.

Bezpośredni wpływ obecności ścian tunelu na pomiary pochodnych dynamicznych przy prędkościach poddźwiękowych był badany teoretycznie i sprawdzony doświadczalnie przez wielu autorów, zarówno w przypadku przepływów dwu- jak i trójwymiarowych [1, 15—17, 36 i 37]. W pracach tych wykazano, że w przypadku dwuwymiarowym ściany tunelu mogą istotnie zmienić pochodne tłumienia, zwłaszcza przy małych wartościach parametru częstości. W przypadku trójwymiarowym, według przewidywań teoretycznych wpływ ten jest na ogół znacznie mniejszy, natomiast poważniejsze zmiany mogą wystąpić w pochodnych sztywności, przy czym wpływ jest tego samego rzędu, jak w przypadku statycznym, co sugeruje, że kryteria dotyczące wielkości modelu mogą być takie same, jak w przypadku statycznym.

Przy prędkościach zbliżonych do prędkości dźwięku może wystąpić «rezonans akustyczny» [40] polegający na oddziaływaniu na model zaburzeń wytworzonych przez drgający płat i odbitych od ścian tunelu. Efekt jest szczególnie wyraźny gdy zaburzenie odbite dochodzi do modelu w fazie przeciwnej niż aktualnie wytwarzane. Zachodzi to przy określonej częstości zależnej od geometrii tunelu i liczby Macha (częstość maleje do zera, gdy liczba Macha dąży do 1), jednak nawet przy częstościach drgań płata odległych od częstości rezonansu akustycznego, siły działające na płat mogą być poważnie zmniejszone.

W przypadkach, gdy rezonansu akustycznego nie udaje się uniknąć, jego wpływ może być zmniejszony przez wyłożenie wewnętrznych ścian tunelu materiałem dźwiękochłonnym, zastosowanie porowatych ścian lub szczelin. Wpływ dwóch ostatnich rozwiązań był badany teoretycznie [7—9], przy czym wykazano, że w określonych warunkach możliwy jest znaczny wpływ porowatych ścian i szczelin, zwłaszcza na pomiary tłumienia aerodynamicznego.

Oddziaływanie nierównomierności ścieżki wirowej za drgającym płatem wywołanych przez wentylator w tunelu, ulownice lub powstałych w wyniku dyssypacji było dla przy-

padku dwuwymiarowego badane teoretycznie i częściowo sprawdzone doświadczalnie [18, 21, 22]. Wykazano, że przy małych wartościach parametru częstości wpływ nierównomierności może być istotny, a przy wartościach większych, np. odpowiadających flatterowi wpływ ten może być zaniedbany, gdy nierównomierność pojawia się nie bliżej niż w odległości rzędu 10 cięciw płata za krawędzią spływu.

Przy małych liczbach Reynoldsa położenie punktu przejścia warstwy przyściennej z laminarnej w burzliwą ma tendencję oscylacji wraz ze zmianą kąta natarcia płata, co może wywoływać efekty nieliniowe [10, 24 i 39]. Można je wyeliminować stosując np. turbulizatory, które wymuszają przejście warstwy przyściennej w określonym miejscu modelu, ale z kolei same zmieniają opływ dokoła badanego płata.

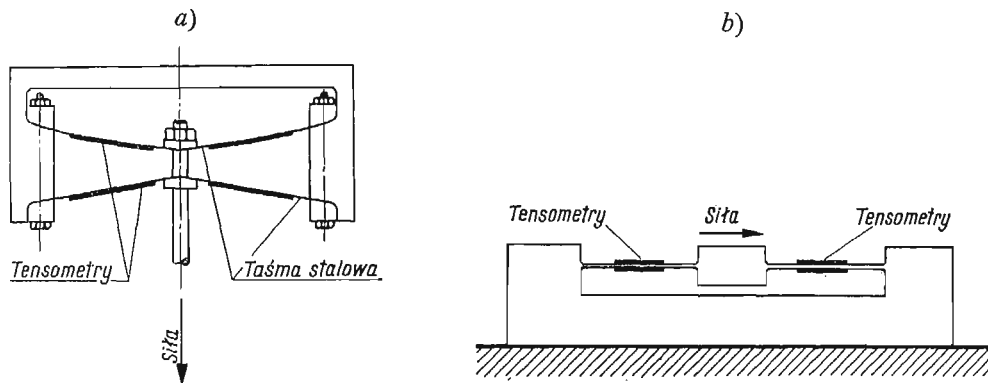
Osobny rodzaj oddziaływania stanowi wpływ mechanicznego zawieszenia modelu, zasygnalizowany już poprzednio w rozdz. 4.

W tunelach hiperdźwiękowych często przeprowadza się próby w atmosferze innego gazu (np. helu), a nie powietrza. Taka zamiana czynnika roboczego na ogół wymaga korelacji wyników [11, 20].

7. Pewne metody pomiarowe

W zamieszczonych w poprzednich rozdziałach opisach wyposażenia do pomiarów pochodnych aerodynamicznych stosunkowo mało uwagi zostało poświęcone sprawie metod pomiaru i konstrukcji przyrządów do wyznaczania wielkości sił, ciśnień, przemieszczeń, przesunięcia fazowego, częstości itd. Obecnie sprawy te będą potraktowane bardziej szczegółowo. Podane w tym rozdziale przykłady rozwiązań konstrukcyjnych w większości zostały zaczerpnięte z prac [4] i [25] lub z cytowanego w nich piśmiennictwa.

7.1. Pomiar przemieszczeń, sił i ciśnień. Wśród wielu metod pomiaru wymienionych w tytule wielkości chyba najbardziej rozpowszechniona jest metoda tensometryczna. Jej

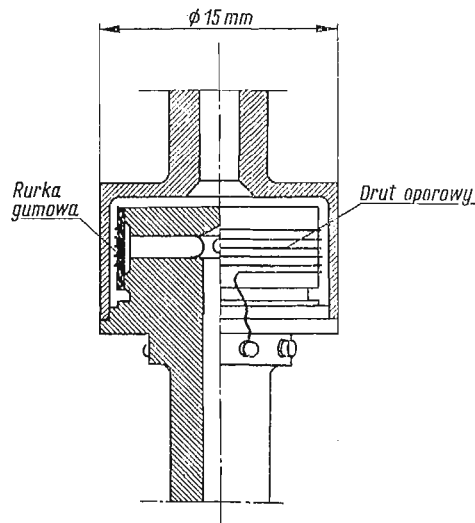


Rys. 29. Schematy czujników tensometrycznych do pomiaru sił: a) czujnik do małych sił [25], b) czujnik do dużych sił [4]

niewątpliwą zaletą jest prostota, gdyż współczesne tensometry oporowe są na tyle małe i lekkie, że mogą być naklejane wprost na modelu, nie zmieniając przy tym jego własności mechanicznych. Poza tym tensometry mogą być połączone w układzie mostkowym, co powiększa czułość oraz umożliwia kompensację wpływu temperatury.

Przy pomiarze przesunięć tensometry są naklejane na jakieś łatwoodkształcalne elementy modelu, np. na pióra łożysk sprężynowych. Jeżeli zachodzi konieczność budowy specjalnego czujnika przemieszczeń, może nim być np. taśma z blachy stalowej lub rurka (zwłaszcza przy pomiarze skręcania), na którą nakleja się tensometry. Ważne jest, aby częstość drgań własnych tych dodatkowych dołączonych do modelu czujników była znacznie większa niż częstość drgań modelu, gdyż wtedy postać zginania lub skręcania czujnika nie będzie zależeć od częstości drgań modelu.

Zasada budowy czujników sił jest taka sama jak czujników przesunięć z tym, że przy pomiarze sił elementy, na które nakleja się tensometry, są zwykle sztywniejsze niż przy pomiarze odkształceń. Schematy dwóch czujników sił są przedstawione na rys. 29.



Rys. 30. Różnicowy czujnik tensometryczny do pomiaru ciśnień [25]

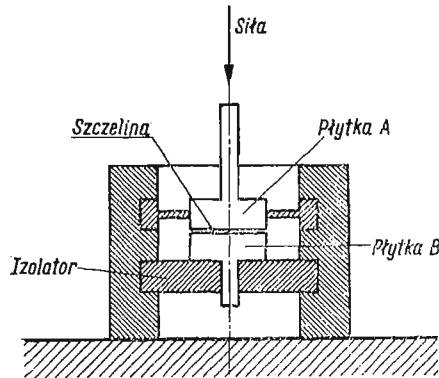
W czujnikach ciśnienia tensometry są zwykle naklejane na membranę, która ugina się pod wpływem różnicy ciśnień po jej obu stronach. Do pomiaru różnic ciśnień przy małych częstościach i prędkościach bardzo przydatny okazał się czujnik przedstawiony schematycznie na rys. 30, w którym drut oporowy jest naklejony na zewnętrzną powierzchnię rurki gumowej.

Główną wadą układów z tensometrami oporowymi jest ich stosunkowo mała czułość, co zmusza do stosowania znacznych wzmocnień i dlatego tego typu czujniki bywają stosowane głównie tam, gdzie odkształcenia elementów są znaczne.

Bardziej kłopotliwe w obsłudze, ale za to znacznie czulsze są czujniki typu pojemnościowego. Czujnik taki jest zwykle włączany w układ strojenia generatora o stosunkowo wysokiej częstości (rzędu megaherców) i zmiana pojemności czujnika wywołana przemieszczeniem jakiegoś elementu moduluje częstość generatora. Zmiany częstości są następnie przekształcane na zmiany napięcia, przy czym łatwo jest uzyskać czułość rzędu $1\text{V}/1\text{pF}$. Czujniki przesunięć są zwykle wykonywane w formie typowych kondensatorów o zmiennej pojemności. Przykładowy czujnik siły jest przedstawiony schematycznie na rys. 31. Typowa wielkość szczeliny jest rzędu $0,025\text{ mm}$, a jej zmiana pod wpływem przy-

łożenia siły, dla uniknięcia efektów nieliniowości powinna być rzędu 1% grubości szczeliny. W czujnikach ciśnienia typu pojemnościowego płytka *A* na rys. 31 jest zastąpiona cienką stalową membraną.

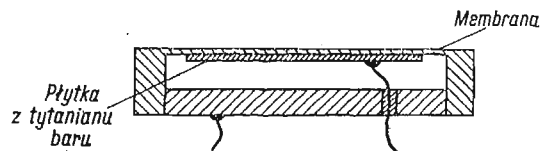
Główną wadą czujników pojemnościowych jest ich duża wrażliwość na zmiany temperatury, powodujące zmianę grubości szczeliny. Efekt ten jest szczególnie istotny w przypadku pomiarów przy dużych prędkościach, którym towarzyszą zwykle znaczne gra-



Rys. 31. Pojemnościowy czujnik do pomiaru siły [4]

denty temperatury. Istnieją co prawda układy, w których czujniki są specjalnie chłodzone; są to jednak rozwiązania kłopotliwe i dlatego stosowane jedynie w przypadkach wyjątkowych.

Innym typem czujników, stosowanych zwłaszcza do pomiaru ciśnień, są czujniki piezoelektryczne (rys. 32). Nadają się one szczególnie do pomiaru ciśnień absolutnych, np. na powierzchni płata. Są stosunkowo czułe i mogą być znacznie zminiaturyzowane. Ich



Rys. 32. Piezoelektryczny czujnik do pomiaru ciśnienia [4]

istotną wadą jest jednak duża wrażliwość na przyspieszenia i zmiany temperatury oraz ograniczony dolny zakres częstości roboczej, co wymaga stosowania układów kompensacyjnych i specjalnych układów wzmacniających.

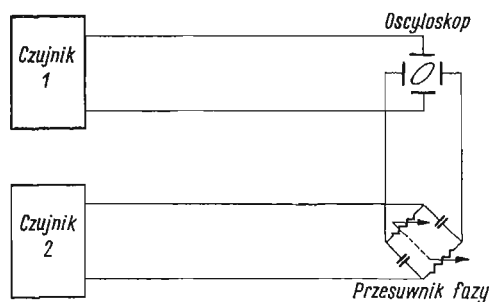
Poza opisanymi, bywają też stosowane czujniki indukcyjne, magnetostrykcyjne, optyczne itp. Tam gdzie nie jest wymagane otrzymanie wyników w postaci sygnałów elektrycznych możliwa jest rejestracja danych bezpośrednio na filmie lub światłoczułym papierze.

7.2. Pomiar amplitudy i fazy. W przypadku, gdy sygnały z czujników oraz sygnał odniesienia są rejestrowane fotograficznie lub w podobny sposób, amplituda i faza mogą być określone wprost z zapisu. Jeżeli jednak sygnał jest słaby w stosunku do poziomu

szumów, taki sposób — zwłaszcza przy małych kątach przesunięcia fazowego — nie może być zastosowany i wówczas konieczne jest korzystanie z metod, które redukują wpływ szumów na wynik pomiarów.

Jeżeli sygnał przekazywany jest elektrycznie, to dla zmierzenia amplitudy wystarczy zwykle odpowiedni woltomierz lampowy, zawierający wzmacniacz, prostownik i tłumiony miernik prądu stałego. Jeżeli poziom szumów nie jest zbyt duży w porównaniu z sygnałem, to w procesie uśredniania wskazań przyrządu zostanie on wyeliminowany, a odczyt będzie proporcjonalny do amplitudy.

Większe trudności sprawia zwykle pomiar kąta przesunięcia fazowego. Istnieją co prawda wykonane fabrycznie mierniki fazy, jednakże ich dokładność jest często niewystarczająca do omawianych tu celów. Niżej zostaną opisane metody dające na ogół zadowalającą dokładność, a jednocześnie możliwe do zastosowania w przeciętnie wyposażonym laboratorium aerodynamicznym.



Rys. 33. Schemat urządzenia do pomiaru kąta przesunięcia fazowego [4]

Stosunkowo najprostsza jest metoda pomiaru kąta przesunięcia fazowego przedstawiona schematycznie na rys. 33. Sygnał z jednego czujnika (np. przesunięcie) jest przyłożony do jednej pary płytek (np. pionowych) oscyloskopu, a sygnał z drugiego czujnika (np. siła) do drugiej pary płytek, ale nie bezpośrednio lecz poprzez nastawny przesuwnik fazy. Na ekranie oscyloskopu w przypadku ogólnym pojawi się elipsa, przy czym jeżeli oba sygnały są dokładnie w fazie zgodnej lub przeciwnej, elipsa ta ulegnie degeneracji do odcinka linii prostej. Jeżeli oba sygnały są przesunięte względem siebie w fazie o dowolny kąt, to zmieniając fazę w przesuwniku na ekranie oscyloskopu można otrzymać odcinek linii prostej. Jeżeli przesuwnik fazy jest wycechowany, można w ten sposób określić przesunięcie fazy między sygnałami pochodzącymi z obu czujników. Cechowanie urządzenia łatwo jest wykonać przykładając, zamiast sygnałów z czujników, np. sygnały z dwóch prądniczek prądu zmiennego osadzonych na wspólnej osi w ten sposób, że może być zmieniany kąt wzajemnego ustawienia ich wirników. Cechowanie takie należy przeprowadzić dla kilku częstości, pokrywających zakres częstości drgań modelu.

Gdy wzbudzenie drgań odbywa się na drodze mechanicznej, to zamiast oddzielnego określania amplitudy i fazy drgań wygodniej jest mierzyć składową wektora będącą w fazie zgodnej z sygnałem odniesienia i przesuniętą o 90° . W tym przypadku na osi wzbudnika umieszcza się dodatkowy komutator (rys. 34) spełniający rolę prostownika. Gdy czujnik jest połączony z kontaktami A komutatora, przełączanie końcówek czujnika w stosunku

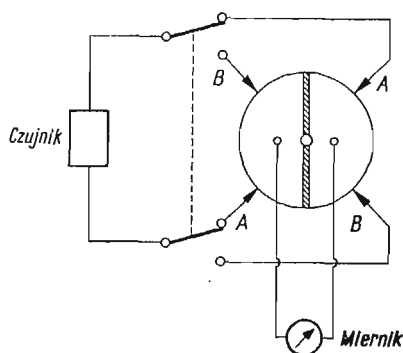
do końcówek miernika następuje, gdy kąty obrotu wzбудnika mają wartość 0° , 180° , 360° itd., a gdy czujnik jest połączony z kontaktami B , zmiana biegunowości następuje przy kątach obrotu wzбудnika 90° , 270° , 450° itd. Jeżeli sygnał ma postać $v \sin(\omega t + \psi)$, w wyniku prostowania poprzez kontakty A średnia wartość sygnału określona przez miernik jest równa

$$(7.2.1) \quad v_{\text{w tznle}} = \frac{2}{\pi} v \cos \psi,$$

a po przyłączeniu czujnika do kontaktów B

$$(7.2.2) \quad v_{90^\circ} = \frac{2}{\pi} v \sin \psi.$$

W metodzie tej istotną rolę odgrywa dokładnie sinusoidalna postać sygnału, gdyż na wartość średnią mają wpływ również nieparzyste harmoniczne. Poza tym przyrząd mierzący powinien być dobrze tłumionym miernikiem prądu stałego.



Rys. 34. Schemat prostownika komutatorowego [4]

Gdy w grę wchodzi pomiar kąta przesunięcia fazowego, np. między ruchem płata i lotki, lub statecznika i steru, opisana metoda może być nadal stosowana z tym, że zamiast prostownika komutatorowego zastosowane muszą być inne mechaniczne układy prostujące, np. omówione w [25].

Jeżeli w charakterze czujników zostaną użyte tensometry oporowe, pomiar składowych sygnału będących w fazie zgodnej z jakimś sygnałem odniesienia i przesuniętych o 90° może być wykonany w ten sposób, że czujnik będzie zasilany kolejno z dwóch generatorów prądu zmiennego, zamocowanych na wspólnym wale ze wzбудnikiem i wytwarzających prądy sinusoidalne przesunięte względem siebie o 90° . Jeżeli odkształcenia każdego ramienia mostka tensometrycznego są proporcjonalne do $\pm s \sin(\omega t + \psi)$, a natężenie prądu zasilającego czujnik jest $i \sin \omega t$, to w pierwszym przypadku średnie napięcie zmierzone na wyjściu z mostka będzie

$$(7.2.3) \quad v_{\text{w tznle}} = Cs i \cos \psi,$$

a w drugim

$$(7.2.4) \quad v_{90^\circ} = Cs i \sin \psi,$$

gdzie C jest wielkością stałą.

Jeżeli prądy z generatorów mają dokładnie przebiegi sinusoidalne, to sygnał z tensometrów nie musi być sinusoidalny, gdyż napięcie na wyjściu nie będzie zniekształcone przez obecność harmonicznych. Jeżeli natomiast sygnał z czujnika jest dokładnie sinusoidalny, wówczas prąd zasilający tensometry może być prądem stałym o kierunku zmienianym przez odpowiednio ustawione komutatory, zamocowane na wspólnym wale ze wzбудnikiem.

Znana jest też metoda oparta na zastosowaniu transformatorów obrotowych, w których napięcie wtórne jest proporcjonalne do iloczynu napięcia pierwotnego i sinusa lub cosinusa kąta obrotu wału transformatora względem wzбудnika. Stosując dwa transformatory obrotowe, zamocowane na wspólnej osi ze wzбудnikiem i przesunięte względem siebie o 90° , i zasilając kolejno, raz jeden, a potem drugi napięciem pochodzącym z czujnika, można otrzymać wartości średnie sygnałów określone przez wyrażenia podobne do (7.2.3) i (7.2.4), skąd można obliczyć amplitudę i kąt przesunięcia fazowego.

Poza omówionymi, znane są jeszcze inne metody pomiaru amplitudy i kąta przesunięcia fazowego, z których kilka jest omówionych w [4] i [25] i w cytowanej tam literaturze.

7.3. Pomiar częstości. Istnieje wiele metod pomiaru częstości, np. poprzez rejestrację sygnału i jednoczesny zapis skali czasu, metody stroboskopowe itd.; w wielu przypadkach ich dokładność jest jednak niewystarczająca do opisywanych tu celów.

W pomiarach pochodnych aerodynamicznych powszechne zastosowanie znalazła metoda pomiaru częstości za pomocą zegara elektronowego sprzężonego z licznikiem impulsów. Przyrządy takie są wykonywane fabrycznie, ale mogą też być zestawione z pojedynczych podzespołów. Urządzenie składa się ze stabilizowanego kryształem generatora oraz z licznika, który sumuje liczbę impulsów z generatora, wytworzonych w określonym czasie, np. między jakimś cyklem przyjętym za zerowy i n -tym cyklem ruchu modelu. Przy odpowiednio dobranej częstości generatora liczba impulsów jest bezpośrednio równa liczbie jednostek czasu, np. milisekund. Typowe przyrządy tego typu umożliwiają pomiar z dokładnością rzędu 10^{-6} .

Literatura cytowana w tekście

1. W. E. A. ACUM, *Wall corrections for wings oscillating in wind tunnels of closed rectangular section. Part I. Theory and tables. Part II. Application to a delta planform in a 9 ft \times 7 ft tunnel*, A. R. C., R. and M. 3312, January, 1958.
2. H. BERGH, *A new method for measuring the pressure distribution on harmonically oscillating wings of arbitrary planform*, Proc. 4th Congr. Internat. Council Aeronaut. Sci., Paris 1964. Washington D. C. Spartan Books, London, Macmillan and Co., 1965, 281-294.
3. A. L., BRASLOW, H. G. WILEY and C. Q. LEE, *A rigidly forced oscillation system for measuring dynamic-stability parameters in transonic and supersonic wind tunnels*, NASA TN D-1231, March, 1962.
4. J. B. BRATT, *Wind-tunnel techniques for the measurement of oscillatory derivatives*, A. R. C., R. and M. 3319, August, 1960.
5. D. J. COLLINS, *Laser photography and shadowgraphs in a free-flight range*, AIAA Journ. 3, 5 (1967), 605-606.
6. F. L. DAUM, *Summary of ARL symposium on magnetic wind tunnel model suspension and balance systems*, ARL 66-0135, Wright-Patterson AFB, Ohio, July, 1966.

7. D. G. DRAKE, *The oscillating two-dimensional aerofoil between porous walls*, Aero. Quart. Vol. VIII, Part 3, August, 1957, 226-239.
8. D. G. DRAKE, *Quasi-steady derivatives for the subsonic flow past an oscillating aerofoil in a porous wind tunnel*, Aero. Quart, Vol. X, Part 3, August, 1959, 211-229.
9. D. G. DRAKE, *Wind tunnel interference for oscillating wings at transonic speeds*, A. R. C. 21,489, December, 1959.
10. T. H. GREIDANUS, A. I. VAN de VOOREN and H. BERGH, *Experimental determination of the aerodynamic coefficients of an oscillating wing in incompressible two-dimensional flow*, NLL Report F. 101, (Netherlands), January, 1952.
11. J. E. HARRIS, *Force-coefficient and moment-coefficient correlations and air-helium simulation for spherically blunted cones*, NASA TN D-2184, November, 1964.
12. R. J. HRUBY, J. B. MCDEVITT et al., *FM telemetry and free-flight techniques for aerodynamic measurements in conventional wind tunnels*, NASA TN D-3319, March, 1966.
13. P. F. INTRIERI, *Study of the stability and drag at Mach numbers from 4.5 to 13.5 of a conical Venus-entry body*, NASA TN D-2827, May, 1965.
14. P. F. INTRIERI, *Experimental stability and drag of a pointed and a blunted 30° half-angle cone at Mach numbers from 11.5 to 34 in air*, NASA TN D-3193, January, 1966.
15. W. P. JONES, *Wind tunnel interference effect on the values of experimentally determined derivative coefficients for oscillating aerofoils*, A. R. C., R. and M. 1912, August, 1943.
16. W. P. JONES, *Wind tunnel interference effects on measurements of aerodynamic coefficients for oscillating aerofoils*, A.R.C. R. and M. 2786, September, 1950.
17. W. P. JONES, *Wind tunnel wall interference effects on oscillating aerofoils in subsonic flow*, A. R. C., R and M. 2943, December, 1953.
18. P. F. JORDAN, *The harmonically oscillating wing with finite vortex trail*, A.R.C., R. and M. 3038, July, 1953.
19. L. H. JORGENSEN, J. R. HAGEN, *Measured and computed static aerodynamic characteristics of ablating conical teflon models at Mach number 14*, NASA TN D-4022, June, 1967.
20. C. L. LADSON and T. A. BLACKSTOCK, *Air-helium simulation of the aerodynamic force coefficients of cones at hypersonic speeds*, NASA TN D-1473, October, 1962.
21. W. ŁUCJANEK, *Sily aerodynamiczne na harmonicznie drgającym profilu w przypadku nieciągłości cyrkulacji w ścieżce wirowej za profilem*, Arch. Bud. Maszyn, 2, 9 (1962), 275—294.
22. W. ŁUCJANEK, *Wpływ nierównomierności prędkości unoszenia wirów za harmonicznie drgającym profilem na sily aerodynamiczne działające na profil*, Arch. Bud. Maszyn, 1, 9 (1964), 179—186.
23. W. W. ŁUCJANEK and P. A. ADAMS, *Development of free-flight technique for NAE helium hypersonic wind tunnel*, DME/NAE Quarterly Bulletin, 3, 1966, Ottawa, October, 1966, 61—104.
24. W. G. MOLYNEUX and F. RUDDIESDEN, *Derivative measurements and flutter tests on a rectangular wing with a full span control surface, oscillating in modes of wing roll and aileron rotation*, A.R.C., R. and M. 3010, February, 1955.
25. W. G. MOLYNEUX, *Measurement of the aerodynamic forces on oscillating aerofoils*, AGARD Report 35, April, 1956.
26. C. H. MURPHY, *An erroneous concept concerning nonlinear aerodynamic damping*, AIAA Journ., 6, 1, June, 1963, 1418—1419.
27. JOHN D. NICOLAIDES, *On the free flight motion of missiles having slight configurational asymmetries*, BRL Rep. 858, Aberdeen Proving Ground, Md., 1953.
28. C. O. OLSSON and K. ORLIK-RÜCKEMANN, *An electronic apparatus for automatic recording of the logarithmic decrement and frequency of oscillations in the audio and sub-audio frequency range*, The Aeronautical Research Institute of Sweden, F.F.A. Report 52, February, 1954.
29. K. J. ORLIK-RÜCKEMANN, *Measurement of aerodynamic damping and stiffness derivatives in free oscillation with automatically recycled feedback excitation*, NRC, NAE Aero, Report LR-246, June, 1959.
30. K. J. ORLIK-RÜCKEMANN, *Oscillatory experiments in a helium hypersonic wind tunnel*, NRC, NAE Aero, Report LR-335, March, 1962.
31. K. J. ORLIK-RÜCKEMANN, *Wind tunnel measurements of dynamic derivatives*, NRC, August, 1963.

32. K. J. ORLIK-RÜCKEMANN, *Travel summation and time summation methods of free-oscillation data analysis*, AIAA Journ., 7, 1, (1963), 1698—1700.
33. K. J. ORLIK-RÜCKEMANN and J. G. LAGERGE, *NAE helium hypersonic wind tunnel*, DME/NAE Quarterly Bulletin, 3, 1965, Ottawa, October, 1965, 1—31.
34. V. OSKAY, *Interferometry with hypersonic free-flight models*, AIAA Journ, 1, 5, (1967), 156—157.
35. H. R. PRISLIN, *High amplitude dynamic stability characteristics of blunt 10-degree cones*, AIAA 4th Aerospace Sciences Meeting, Los Angeles, June, 1966, Paper No. 66—465.
36. E. REISSNER, *Wind tunnel corrections for the two-dimensional theory of oscillating aerofoils*, Cornell Aeronautical Laboratory Inc., Report 58-318-5-3, April, 1957.
37. R. TIMMAN, *The aerodynamic forces on an oscillating aerofoil between two parallel walls*, Applied Scientific Research (The Hague), Vol. A. 3, No. 1, 1951.
38. M. ТОВАК and W. R. WEHREND, *Stability derivatives of cones at supersonic speeds*, NACA TN 3788, September, 1956.
39. K. C. WIGHT, *Measurements of two-dimensional derivatives on a wing aileron tab system*. A.R.C., R. and M. 2934, October, 1952.
40. D. S. WOOLSTON and H. L. RUNYAN, *Some considerations on the air forces on a wing oscillating between two walls for subsonic compressible flow*, J. Ae. Sci., Vol. 22, No. 1, January, 1955, 41—50.
41. Sprawozdanie Nr 1 z prac Zespołu Mechaniki Lotu, PAN. Inst. Podst. Probl. Techniki, 1954.

Р е з ю м е

ЛАБОРАТОРНЫЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОИЗВОДНЫХ

В работе дается описание современных лабораторных методов измерения аэродинамических коэффициентов, в частности производных, связанных с осциллирующими движениями.

Производятся схемы применяемых устройств, замечания относительно процедуры расчета и ожидаемой точности, а также примерные результаты типовых замеров, выполненных различными методами. Отмечены некоторые корректирующие поправки, вызванные влиянием тоннеля.

S u m m a r y

LABORATORY METHODS OF THE MEASUREMENTS OF AERODYNAMIC DERIVATIVES

In the paper, a description is given of the different laboratory techniques which are available today for the measurement of aerodynamic coefficients, especially the oscillatory derivatives.

The schemes of the equipment, the remarks on the procedures of calculations and the expected accuracy as well as the samples of results, typical for the particular techniques, are incorporated. Some tunnel corrections are also mentioned.

POLITECHNIKA WARSZAWSKA
KATEDRA MECHANIKI WYDZIAŁU
MECHANICZNEGO, ENERGETYKI
I LOTNICTWA

Praca została złożona w Redakcji dnia 26 listopada 1967 r.