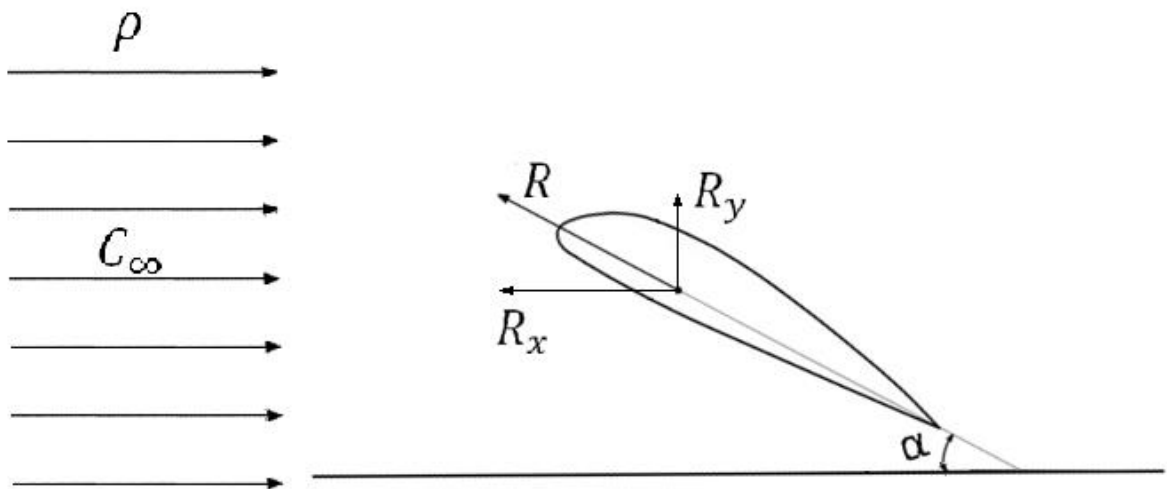


OKREŚLENIE WSPÓŁCZYNNIKA OPORU C_x CIAŁA O KSZTAŁCIE OPŁYWOWYM.

WIADOMOŚCI PODSTAWOWE.

Podczas opływu ciała stałego płynem lepkiem (lub gdy ciało porusza się w ośrodku nieruchomym), na ciało to działa reakcja płynu. Reakcja ta jest wypadkową elementarnych sił tarcia spowodowanych lepkością płynu i elementarnych sił ciśnieniowych. Siły tarcia są skierowane stycznie do elementarnej powierzchni ciała opływowego, zaś siły ciśnieniowe – normalnie.



Rys.1. Reakcja płynu na ciało stałe i jej składowe.

Reakcję R nazywaną całkowitą siłą aerodynamiczną i można ją rozłożyć (w prostym przypadku) na dwie składowe:

R_x – równoległą do kierunku przepływu niezakłóconego strumienia płynu ,

R_y – prostopadłą do tego kierunku.

Siły te nazywamy siłami aerodynamicznymi.

Składową prostopadłą do kierunku ruchu nazywamy siłą nośną a składową równoległą – siłą oporu lub oporem ciała. Wielkość tych sił, jest proporcjonalna do ciśnienia prędkości $\rho \frac{c^2}{2}$, powierzchni ciała S (o danym kształcie) oraz odpowiedniego współczynnika.

$$R = c_R \rho \frac{c^2}{2} S$$

$$R_x = c_x \rho \frac{c^2}{2} S \qquad R_y = c_y \rho \frac{c^2}{2} S$$

$$R = \sqrt{R_y^2 + R_x^2} \qquad c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}$$

gdzie:

R_x – siła oporu ciała

R_y – siła nośna

c_x – współczynnik siły oporu

c_y – współczynnik siły nośnej

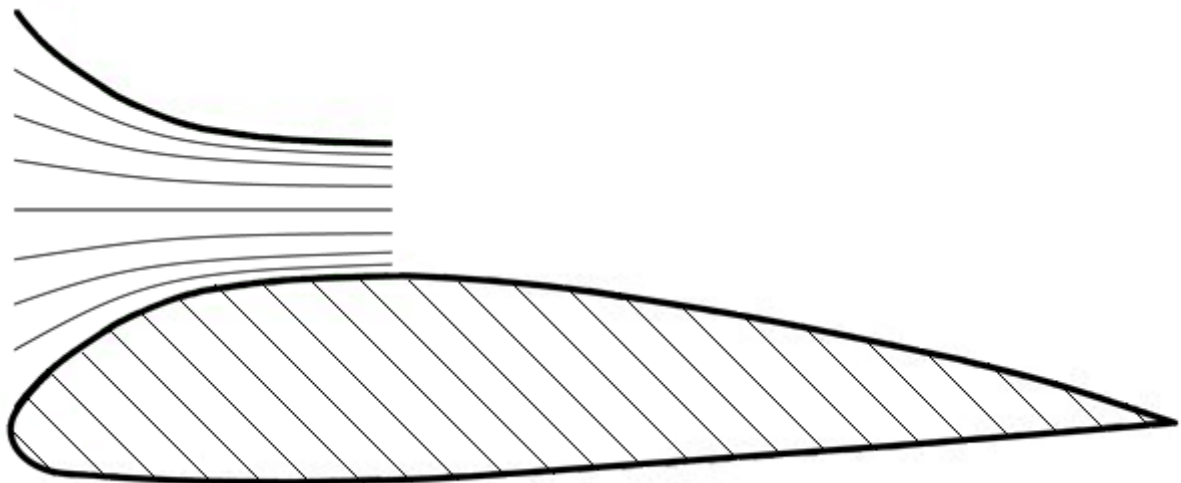
c – prędkość niezakłóconego strumienia płynu

ρ – gęstość płynu

S – powierzchnia odniesienia, zwykle prostopadła do kierunku strugi

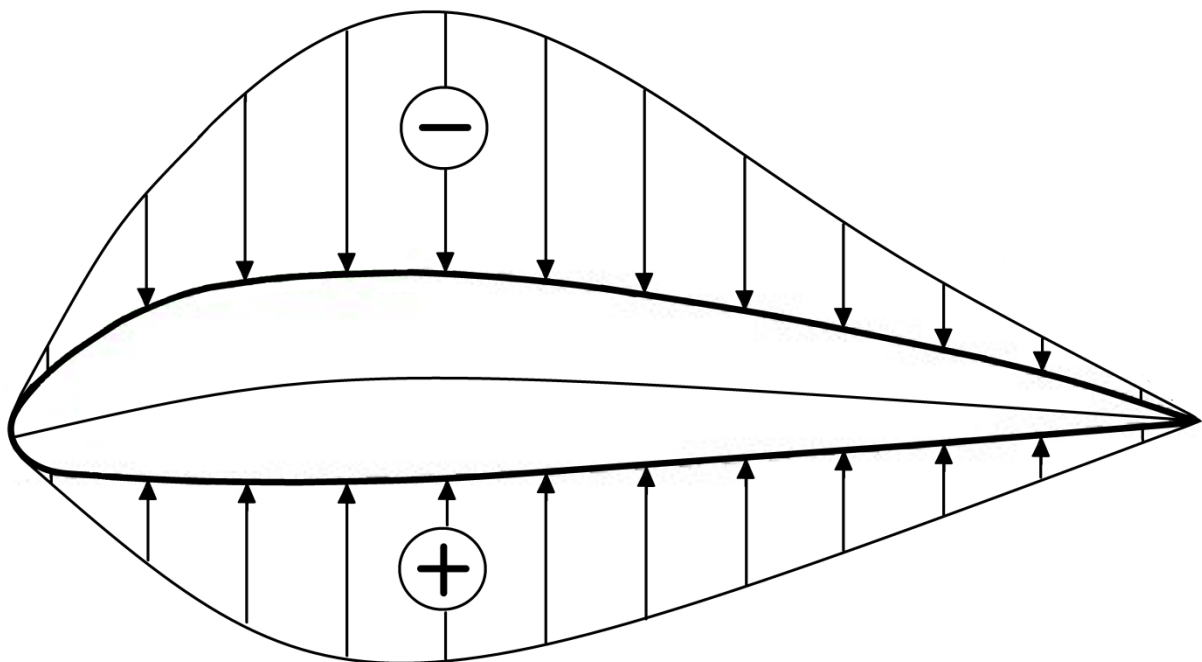
α – kąt natarcia

Siła nośna - powstaje w wyniku spadku ciśnienia nad, lub pod płatem. Z równania Bernoulliego wiadomo, że suma ciśnień statycznego i dynamicznego podczas przepływu strugi płynu jest stała. Gdy poruszający się płyn natrafi na zwężenie np. dyszę zbieżną, wzrasta jego prędkość a co za tym idzie ciśnienie dynamiczne, natomiast spada jego ciśnienie statyczne rys. 2. Odwrotnie sytuacja wygląda w przypadku elementu rozbieżnego.



Rys.2 . Profil z dyszą.

Jeżeli rozpatrzmy profil lotniczy (ciało o kształcie opływowym) zauważymy , że przód płata (nasek) stanowi dla powietrza przeszkodę o kształcie przypominającym dyszę zbieżną. To właśnie ta część decyduje o powstaniu siły nośnej. Wypukłość sprawia, że powietrze przemieszczające się nad skrzydłem ma większą prędkość niż pod nim, a co za tym idzie ciśnienie statyczne u góry jest niższe niż na spodzie. Z tych rozkładów ciśnienia wynikają parcie, na grzbiet i spód płata. Parcie na część dolną jest większe niż na górną, więc wypadkowe parcie skierowane jest do góry i nazywa się je siłą nośną R_y . Zwrot siły R_y zależy oczywiście od tego, gdzie wartość ciśnienia statycznego jest większa na grzbiecie czy na spodzie.



Rys.3. Rozkład ciśnień na płacie.

Wartość siły nośnej zależy od wielkości kąta natarcia α . Zwiększając jego wartość , prędkość na grzbiecie profilu będzie dalej rosła, a ciśnienie maleć, zaś na stronie dolnej zaobserwujemy sytuację odwrotną. Zatem siła nośna będzie się zwiększać. Kąt natarcia α , przy którym siła nośna osiąga maksymalną wartość, nazywamy krytycznym (α_{kr}) i w zależności od kształtu profilu wynosi od 10^0 do 18^0 . Przy dalszym zwiększaniu kąta α opływ wokół płata zaczyna się psuć, aż do chwili kiedy nastąpi oderwanie warstwy przyściennej (blisko krawędzi natarcia- noska). Prędkość strugi nie będzie już rosła a ciśnienie maleć – siła nośna zmaleje ,a siła oporu wzrośnie.

Należy zaznaczyć, że **każda bryła ma jedno szczególne położenie** względem kierunku przepływu niezakłóconego, w którym siła nośna jest równa zero, wówczas opór stanowi całkowitą reakcję ośrodka na ciało stałe.

Siła oporu - to siła styczna działająca na powierzchnię ciała, zgodnie z kierunkiem prędkości względnej płynu rys.1.

W przypadku kiedy siła nośna $R_y = 0$, mamy do czynienia tylko z siłą oporu, na którą składa się opór pochodzący od tarcia oraz opór wynikający z rozkładu ciśnień wokół opływającego ciała.

$$R_x = R_{xt} + R_{xp}$$

Wartość składowych oporu całkowitego R_x (nazywanego także profilowym) zależy oczywiście od kształtu ciała.

W przypadku ciał nieopływowych takich jak np. cylinder kołowy i kula udział oporu ciśnienia R_{xp} jest znacznie większy niż udział oporu tarcia, natomiast dla płytki umieszczonej równolegle w strumieniu, opór całkowity składa się tylko z oporu tarcia, a dla płytki ustawionej prostopadle do strumienia – tylko z oporu ciśnień. Opór wynikający z rozkładu ciśnień dookoła ciała jest ściśle związany ze zjawiskiem, jakim jest oderwanie warstwy przyściennej. Im większy obszar zaburzenia przepływu za ciałem (turbulencja) tym siła oporu jest większa. Ogólnie można powiedzieć, że przy opływie ciał z oderwaniem, zasadniczy wpływ na opór profilowy ma opór ciśnienia, natomiast dla ciał dobrze ukształtowanych aerodynamicznie, gdzie nie ma oderwania albo jest ono niewielkie, zasadnicze znaczenie ma opór tarcia.

Jeżeli poruszające się ciało wytwarza siłę nośną, powstaje jeszcze dodatkowo opór związany z wytwarzaniem siły nośnej, zwany oporem indukowanym. Jest to opór powstający w wyniku zawirowań na końcach płata spowodowany wyrównywaniem ciśnień na górnej i dolnej powierzchni płata.

Doskonałość aerodynamiczna.

Ważną wielkością ciał o kształcie opływowym jest stosunek siły nośnej do siły oporu, nosi on nazwę współczynnika doskonałości aerodynamicznej opływanej bryły . Decyduje on o najwyższej możliwej do osiągnięcia sprawności takich urządzeń jak turbiny, śmigła, śruby okrętowe, pompy, wentylatory (w przypadku kiedy łopatki w/w mają przekrój skrzydła lotniczego) . Wielkość ta ma podstawowe znaczenie w teorii maszyn przepływowych.

$$\frac{R_y}{R_x} = \frac{c_y}{c_x}$$

Dążenie do uzyskania najwyższych wartości powyższego stosunku jest jednak ograniczone ogólnymi założeniami konstrukcyjnymi oraz względami wytrzymałościowymi lub kosztami produkcji. Cechą charakterystyczną płatów nośnych jest to, że siła nośna jest 40 ÷ 50 a nawet więcej razy większa od oporu aerodynamicznego, czyli $\frac{R_y}{R_x} = 40 \div 50$ i w związku z tym w większości przypadków nadajemy profilom takie kąty natarcia, przy których

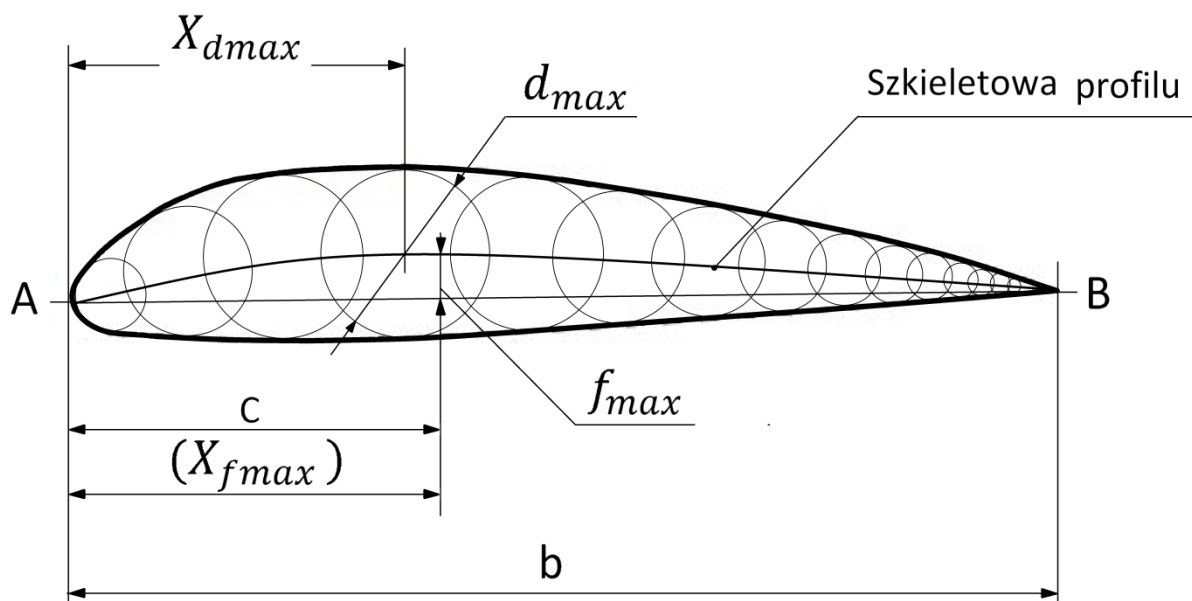
wielkości $\frac{c_y}{c_x}$ są maksymalne. Uzyskujemy wtedy w maszynach maksymalne spiętrzenie oraz sprawność. Wielkości te są ściśle związane z aerodynamicznymi własnościami profilu jaki zastosujemy dla danej łopatki. Istotnym powodem stosowania łopatek o kształcie profilu lotniczego jest przede wszystkim to, że na takich łopatkach istnieje mniejsza możliwość oderwania się strumienia, niż na łopatkach płaskich. Powoduje to znacznie mniejsze straty podczas przepływu przez wirnik, co w odniesieniu do znacznych prędkości jakie tam występują jest bardzo istotne.

Bryły aerodynamiczne – profile lotnicze.

Bryły o przekroju podobnym do skrzydła lotniczego nazywamy aerodynamicznymi, lub częściej, ciałami o kształcie opływowym. Podstawową cechą tych ciał jest mała wartość współczynnika oporu c_x , a co za tym idzie, mały opór R_x . Spowodowane jest to możliwością niewystępowania zjawiska oderwania warstwy przyściennej z czym związany jest brak strefy zaburzeń za opływającym ciałem, która w decydujący sposób wpływa na wielkość oporu. Jeżeli zaś oderwanie się pojawia, to powinno nastąpić w taki sposób, aby obszar zaburzony był możliwie jak najwęższy. Można to osiągnąć nadając ciału wydłużony kształt oraz dodatkowo powinno ono być zaostrome w kierunku opływu, by spływające z niego strumienie mogły się ześlizgiwać. Przednia część powinna być zaokrąglona by nie następował gwałtowny przyrost prędkości.

Profile wywodzą się z techniki lotniczej, a stosowane są jak już wspomniano także w maszynach przepływowych – turbinach, sprężarkach, wentylatorach i pompach. Ze względu na kształt profile dzieli się na: płaskie, łukowe, symetryczne, dwuwypukłe, płasko – wypukłe, wklęsło - wypukłe.

Zasadniczym zadaniem profilu jest wytworzenie siły nośnej R_y , prostopadłej do napływającego płynu. Profili nie projektuje się indywidualnie, lecz dobiera się z katalogów, gdzie podane są szczegółowe geometrie oraz charakterystyki aerodynamiczne.



Rys. 4. Geometria profilu .

- A nosek lub krawędź natarcia
- B ostrze lub krawędź spływu
- g grubość profilu
- b cięciwa profilu , to prosta łącząca punkty 1 i 2
- szkieletowa profilu – miejsce środków okręgów wpisanych w profil
- l długość profilu
- f strzałka profilu- największa odległość między cięciwą i szkieletową
- x_{max} - położenie maksymalnej strzałki
- $S = b \cdot l$ powierzchnia profilu

Siły aerodynamiczne w samochodach .

Aerodynamika kojarzy się najczęściej z opływowym nadwoziem i obniżeniem zużycia paliwa, jednak jej znaczenie jest dużo większe . Analizie poddaje się przede wszystkim siły jakie występują podczas ruchu pojazdu , tj. siłę oporu oraz siłę nośną (pionową). Powietrze opływające auto, może wytworzyć siłę nośną nawet do wartości 150 kG. W warunkach ograniczonej przyczepności (na zakręcie lub śliskiej nawierzchni) zmniejszenie nacisku o 150 kG może spowodować poślizg samochodu. Dlatego dąży się do uzyskania takiego opływu pojazdu aby siłę nośną (o zwrocie do góry) zredukować do minimum.

Współczynnik siły oporu c_x samochodu, odniesiony jest do czołowej powierzchni i zależy oczywiście od jego kształtu. Przez wiele lat „opływowe” kształty powstawały wyłącznie intuicyjnie i mimo aerodynamicznego wyglądu ich współczynnik oporu nie zawsze był niski. Jednym z celów badań aerodynamicznych jest takie zaprojektowanie samochodu, aby c_x był jak najniższy i pozostawał on stabilny nawet przy dużych prędkościach. Dla współczesnych aut osobowych c_x wynosi ok. 0,3, a np. dla bolidów F1, $c_x = 1$, dzieje się tak dlatego, że ważniejsza jest w tym przypadku stabilność auta i przyczepność niż małe zużycie paliwa. W dzisiejszych samochodach dzięki odpowiedniemu ukształtowaniu zarówno podwozia jak i nadwozia, a w szczególności maski i jej krawędzi, sposobowi przejścia z płaszczyzny szyby przedniej na płaszczyznę dachu i szyb bocznych oraz odpowiedniemu zakończeniu nadwozia, uzyskuje się małe wartości współczynników oporu. Nawet obniżenie zawieszenia o 1,5 cm okazuje się mieć pozytywny wpływ, a takie drobiazgi, jak anteny, lusterka boczne itp., mają ogromne znaczenie dla powstawania oporów – czasem te elementy powiększają c_x aż o 15%. Jedynym negatywnym skutkiem pędu do zmniejszenia oporów aerodynamicznych jest upodobnianie się aut do siebie – ale przecież fizyka dla wszystkich jest taka sama.

Dla samochodów ciężarowych $c_x = 0,7 \div 0,8$. Jednak zamontowanie na dachu kabiny, odpowiedniego odchylacza strug powietrza lub zainstalowanie łopatek (owiewek) w pobliżu naroży naczepy, (aby ukierunkować strumień powietrza i wymusić opływ naroża bez oderwania) znacznie zmniejsza c_x a w rezultacie zużycie paliwa.

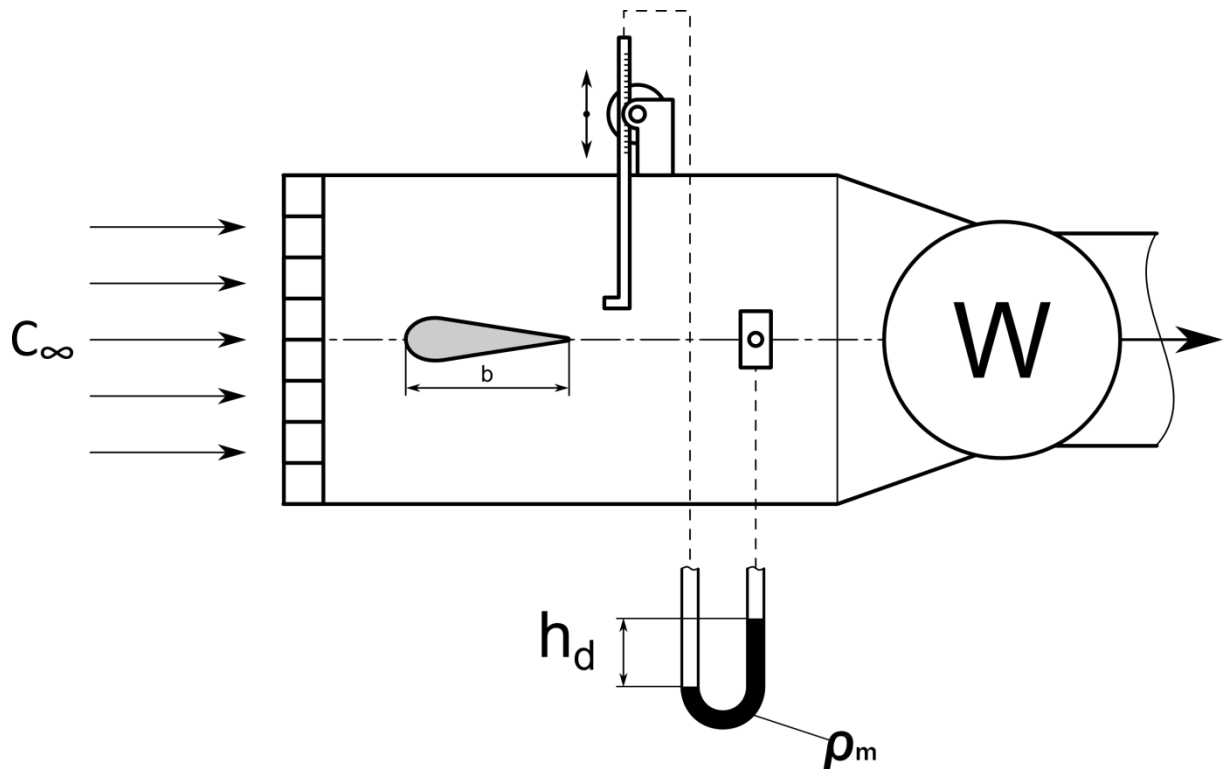
WYKONANIE ĆWICZENIA.

Cel ćwiczenia.

Celem ćwiczenia jest wyznaczenie wartości współczynnika oporu c_x ciała o kształcie opływowym metodą Johns’a.

Istnieją różne metody wyznaczenia współczynnika oporu c_x . Generalnie większość współczynników i wielkości aerodynamicznych wyznacza się na wadze aerodynamicznej, której konstrukcje są różne. Ze względu na to, że opór skrzyła jako ciała opływowego z definicji jest mały, dokładność jego pomiaru na wadze aerodynamicznej jest niewielka. W związku z tym opracowano metodę określenia jego oporu polegającą na pomiarze straty ciśnienia dynamicznego. Metoda ta oparta jest o zasadę zmiany ilości ruchu (pędu) strumienia powietrza, opływającego badany element, zwana inaczej metodą impulsów lub metodą Johns’a. Ze względu na swoją prostotę pomiaru, daje ona możliwość określenia oporu profilowego w praktyce laboratoryjnej, jak również np. przy badaniach w locie.

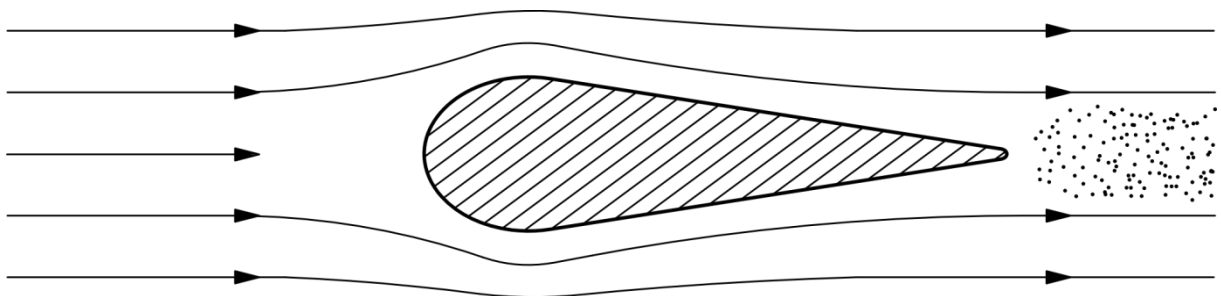
SCHEMAT STANOWISKA POMIAROWEGO.



Rys. 5.

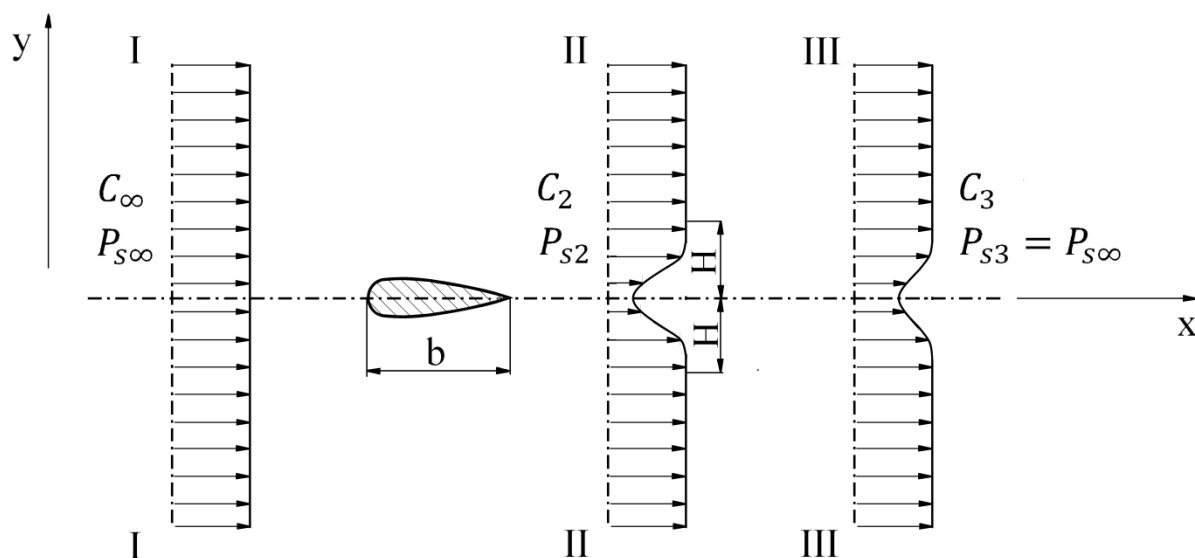
Rozpatrujemy opływ płata o profilu symetrycznym z zerowym kątem natarcia. Jego siła nośna jest równa zero, a więc całkowity opór równy jest oporowi profilowemu.

Na powierzchni każdego płata wytwarza się warstwa przyścienna, która spływając z płata tworzy ślad warstwy - ślad aerodynamiczny, w którym obierając przekrój kontrolny, mierzymy stratę ciśnienia dynamicznego.



Rys. 6. Ślad warstwy aerodynamicznej.

Metodyka pomiarów.



Rys. 7. Rozmieszczenie przekrojów kontrolnych .

Rozpatrywane są trzy płaszczyzny kontrolne w której umieszczono model płata o nieskończonej rozpiętości rys. 7.

- przekrój 1 – 1 jest umieszczony przed modelem; panuje w nim ciśnienie statyczne p_∞ , a prędkość równa jest c_∞

- przekrój 2 – 2 jest przekrojem pomiarowym, w którym zarówno prędkość c_2 jak i ciśnienie statyczne p_2 są funkcjami współrzędnej poprzecznej $c_2 = c_2(y)$; $p_2 = p_2(y)$,

- przekrój 3 - 3 jest umieszczony w takiej odległości za modelem, że panujące w nim ciśnienie statyczne jest stałe i równe ciśnieniu w przepływie niezakłóconym $p_3 = p_\infty$, natomiast prędkość $c_3 = c_3(y)$

Obierając trzy płaszczyzny kontrolne, przed i za skrzydłem oraz stosując do tych przekrojów zasadę ilości ruchu, to okazuje się, że zmiana ilości ruchu w jakimkolwiek kierunku jest równa impulsowi siły działającej w tym samym kierunku. Inaczej, **sekundowa zmiana ilości ruchu przepływającej cieczy przez odpowiednie przekroje jest równa oporowi płata.**

Dla przekrojów 1 i 3, przy założeniu, że gęstość płynu jest stała, równanie pędu przyjmuje postać:

$$dP_{xjedn} \cdot dt = \rho dV (c_\infty - c_3)$$

Lub

$$dP_{xjedn} = \rho d\dot{V} (c_{\infty} - c_3)$$

Ponieważ

$$d\dot{V} = c_3 dy,$$

$$dP_{xjedn} = \rho c_3 (c_{\infty} - c_3) dy$$

czyli

$$P_{xjedn} = \int_{-H}^H c_3 (c_{\infty} - c_3) dy \quad (4)$$

c_3 – prędkość strumienia w przekroju *III*

c_{∞} – prędkość strumienia w niezakłóconym strumieniu płynu

ρ – gęstość płynu

Straty energii między przekrojami *III* a przekrojem pomiarowym *II* są pomijalnie małe.

Można więc przyjąć, że wartość energii całkowitej między tymi przekrojami nie ulegnie zmianie. Dla przewodu poziomego, jest to równoznaczne z równością ciśnień całkowitych w przekrojach *II* i *III*:

$$p_{c_2} = p_{c_3},$$

Lub

$$p_{s_2} + \rho \frac{c_2^2}{2} = p_{s_3} + \rho \frac{c_3^2}{2}$$

Pamiętając, że w założeniu metody $p_{s_3} = p_{s_{\infty}}$,

Dla przekroju *III* można napisać;

$$\rho \frac{c_3^2}{2} = p_{c_3} - p_{s_3} = p_{c_2} - p_{s_3} = p_{c_2} - p_{s_{\infty}}$$

czyli

$$c_3 = \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_{c_2} - p_{s_{\infty}})} \quad (5)$$

i wówczas, wstawiając (5) do (4)

$$p_{xjedn} = \rho \int_{-H}^H \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_{c_2} - p_{s_{\infty}})} \left[\sqrt{\frac{2}{\rho} (p_{c_{\infty}} - p_{s_{\infty}})} - \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_{c_2} - p_{s_{\infty}})} \right] dy$$

Różnica ciśnień statycznych w strumieniu niezakłóconym i w przekroju pomiarowym *II* jest pomijalnie mała, czyli

$$p_{s_2} - p_{s_\infty} \approx 0$$

a zatem

$$p_{x \text{ jedn}} = 2 \int_{-H}^H \sqrt{p_{d_2}} (\sqrt{p_{d_\infty}} - \sqrt{p_{d_2}}) dy$$

$$\text{lub} \quad p_{x \text{ jedn}} = 2 \int_{-H}^H p_{d_\infty} \sqrt{\frac{p_{d_2}}{p_{d_\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{d_2}}{p_{d_\infty}}}\right) dy \quad (6)$$

Z drugiej strony, siła oporu przypadająca na jednostkę długości modelu wynosi :

$$p_{x \text{ jedn}} = c_x \cdot \rho \frac{c_\infty^2}{2} \cdot b \cdot 1 = c_x \cdot p_{d_\infty} \cdot b \quad (7)$$

Z porównania (6) i (7) otrzymuje się

$$c_x = \frac{p_{x \text{ jedn}}}{p_{d_\infty} \cdot b}$$

Ostatecznie

$$c_x = \frac{2}{b} \int_{-H}^H \sqrt{\frac{p_{d_2}}{p_{d_\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{d_2}}{p_{d_\infty}}}\right) dy, \quad (8)$$

gdzie: b – cięciwa profilu ($b = 0,100 \text{ m}$)

Całkę ze wzoru (8) można obliczyć przybliżoną metodą prostokątów:

$$\int_{-H}^H \sqrt{\frac{p_{d_2}}{p_{d_\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{d_2}}{p_{d_\infty}}}\right) dy = \frac{2H}{n} \sum_{i=1}^n \sqrt{\frac{2p_{d_{2i}}}{p_{d_\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{d_{2i}}}{p_{d_\infty}}}\right)$$

czyli, przy przyjętej ilości pomiarów w przekroju II , która wynosi $n = 30$

$$c_x = \frac{2}{b} \Delta y \sum_{i=1}^{30} \sqrt{\frac{p_{d_{2i}}}{p_{d_\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{d_{2i}}}{p_{d_\infty}}}\right) \quad (9)$$

Z wyrażenia (9) widzimy, że niezbędna jest znajomość rozkładu ciśnienia dynamicznego w przekroju pomiarowym oraz wartość tego ciśnienia w przepływie niezakłóconym aby wyznaczyć wartość współczynnika c_x .

$$\Delta y = \frac{2H}{n} = \frac{2 \cdot 0,15}{30} = 0,001 - \text{elementarny przedział całkowania}$$

$$2H = 0,03 - \text{przedział całkowania}$$

Wartości ciśnień oblicza się z zależności:

$$p = \rho_m \cdot g \cdot h_d \quad [Pa] \quad (10)$$

gdzie: $\rho_m = 825 \left[\frac{kg}{m^3} \right]$ – gęstość cieczy manometrycznej

h_d – wysokość słupa cieczy manometrycznej [m]

g – przyspieszenie ziemskie

- Dla wyznaczenia rozkładu ciśnień dynamicznych za opływającym modelem sondę ciśnienia całkowitego (rurkę Pitota) umieszczamy w przekroju pomiarowym II. Łączymy ją z manometrem, do którego doprowadzone jest również ciśnienie statyczne mierzone na ścianie kanału. Dzięki temu dokonujemy pomiaru ciśnienia dynamicznego rys. 5.

- Wykonujemy 30 pomiarów co 1 mm przesuwając sondę w jednym kierunku, a następnie powtarzamy pomiary, sondując przekrój w kierunku odwrotnym. Uśrednione wartości ciśnień wpisujemy do tabeli pomiarowej.

- Przyjmujemy, że potrzebna w obliczeniach wartość $p_{d\infty}$ jest równa maksymalnej wartości ciśnienia dynamicznego w przekroju pomiarowym II (punkt pomiarowy dostatecznie oddalony od strefy zakłóceń wywołanych opływającym modelem).

Tabela pomiarowo - obliczeniowa

Lp.	$h_i \downarrow$ [mm]	$h_i \uparrow$ [mm]	$h_{\xi r}$ [mm]	Pd_i [Pa]	Pd_{max} [Pa]	$\sqrt{\frac{Pd_i}{Pd_{max}}} \left(1 - \sqrt{\frac{Pd_i}{Pd_{max}}} \right)$
1.						
2.						
3.						
...						

Sprawozdanie powinno zawierać.

1. Cel ćwiczenia
2. Schemat stanowiska
3. Tabelę pomiarowo – obliczeniową oraz obliczoną wartość c_x
4. Wykres rozkładu ciśnień dynamicznych za płatem
5. Wnioski

Literatura

1. Instrukcja – Określenie współczynnika oporu ciała o kształcie opływowym
Katedra Maszyn i Urządzeń Energetycznych AGH.
2. Bukowski J.
Kijkowski P.- Kurs mechaniki płynów. PWN Warszawa 1980
3. Walczak J. - Inżynierska Mechanika płynów. Wydawnictwo Politechniki
Poznańskiej , Poznań 2006.
3. Drobnia S. – Laboratorium mechaniki płynów. Wydawnictwo Politechniki
Częstochowskiej. Częstochowa 1997.

OPRACOWAŁ :

Wojciech Knapczyk