



---

## Ćwiczenie L16

# ***ROZKŁAD CIŚNIENIA I SIŁA NOŚNA PRZY OPŁYWIE PŁATA***

---

## 1. Cel ćwiczenia

Celem ćwiczenia jest doświadczalne wyznaczenie rozkładu ciśnienia na powierzchni płata o symetrycznym profilu aerodynamicznym i wykonanie jego charakterystyki aerodynamicznej.

## 2. Wstęp teoretyczny

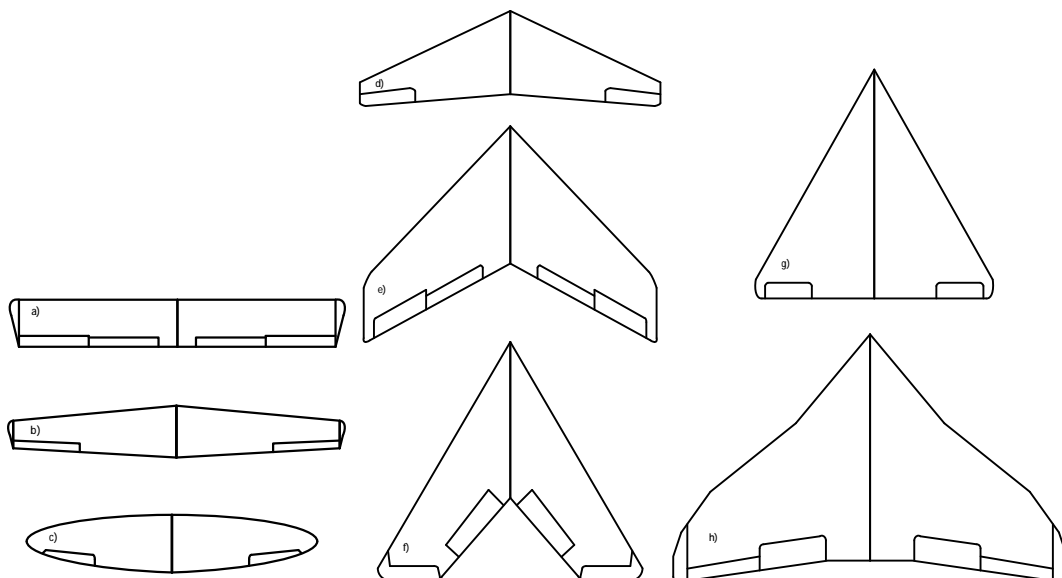
### 2.1. Ciała o kształcie opływowym i nieopływowym

Pod względem aerodynamicznym ciała opływane płynami lepкими (rzeczywistymi) można podzielić na ciała o kształcie opływowym i nieopływowym. Podział ten jest związany z oporem aerodynamicznym, a dokładnie z wartością współczynnika oporu aerodynamicznego. W przypadku ciał o kształcie opływowym współczynnik ten przyjmuje wartość mniejszą od 0,2, natomiast w przypadku ciał o kształcie nieopływowym jest większy. Ze względu na zastosowania, do ciał o kształtach opływowych zaliczamy: płaty lotnicze, łopatkę sprężarki i turbin oraz różnego rodzaju spoilery (rys. 1). Natomiast ciała o kształcie nieopływowym to np. walec i kula.



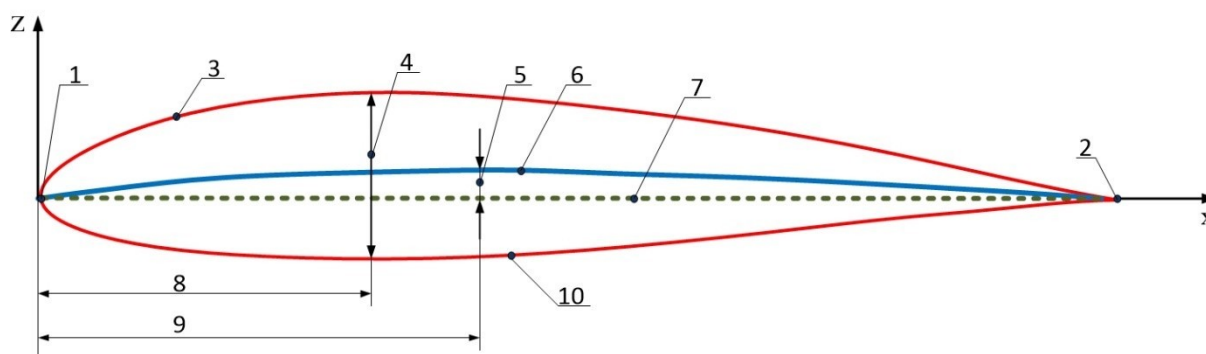
Rys. 1. Ciała opływowe: a) skrzydło; b) łopátka turbiny, c) łopátka sprężarki, d) spojler.

W lotnictwie stosowane są płaty nośne o różnych kształtach (rys. 2). W dalszej części ograniczono się wyłącznie tylko do opisu płatów nośnych.



Rys. 2. Płaty nośne stosowane w lotnictwie: a) prostokątne, b) stożkowe, c) eliptyczne, d) skośne, e) umiarkowanie skośne, f) mocno skośne, g) prosta delta, h) złożona delta.

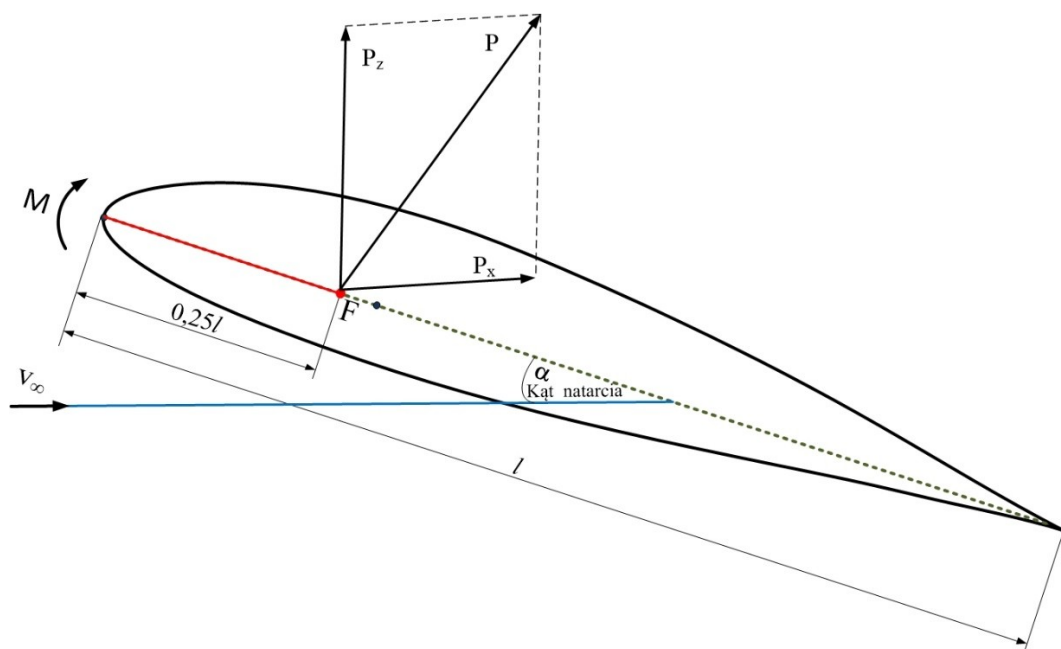
Właściwości aerodynamiczne płata nośnego wynikają z jego kształtu i profilu. Przez profil rozumie się kontur przekroju poprzecznego płata. Na rys. 3 pokazano przykładowy profil płata nośnego wraz z używanym nazewnictwem.



Rys. 3. Profil płata lotniczego: 1. krawędź natarcia, 2. krawędź spływu, 3. strona górna (ssąca), 4. maksymalna grubość profilu, 5. strzałka ugięcia  $f$ , 6. linia szkietowa profilu, 7. cięciwa  $l$ , 8. położenie osiowe maksymalnej grubości  $x_g$ , 9. położenie osiowe maksymalnej strzałki ugięcia  $x_f$ , 10. strona dolna (ciśnieniowa).

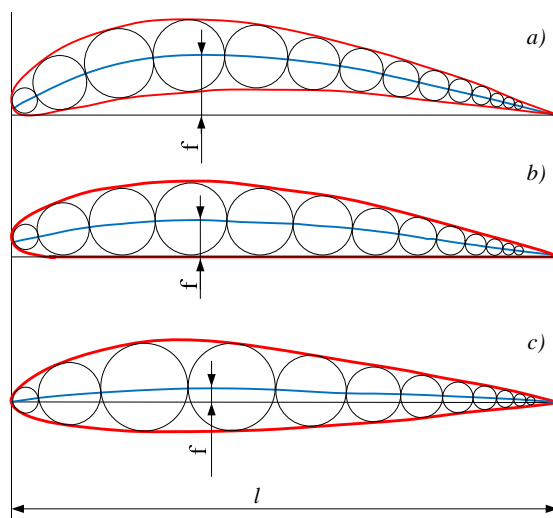
Profile płatów nośnych mogą być symetryczne lub niesymetryczne względem cięciwy (7), która jest odcinkiem łączącym krawędź natarcia (1) z krawędzią spływu (2). Krawędź natarcia jest to przednia część płata nośnego, natomiast krawędź spływu jest to jego tylna część. Linia szkietowa (6) łączy krawędź natarcia z krawędzią spływu przechodząc przez środki geometryczne okręgów wpisanych w profil (rys. 5). W przypadku profilu symetrycznego cięciwa i linia szkietowa pokrywają się, natomiast w przypadku profilu niesymetrycznego występuje odchylenie linii szkietowej od cięciwy. Maksymalna wartość tego odchylenia nazywa się strzałką ugięcia  $f$  (5), a położenie osiowe maksymalnej strzałki ugięcia to  $x_f$  (9). Maksymalna grubość profilu (4) jest to największa odległość między górną a dolną częścią profilu, a położenie osiowe maksymalnej grubości oznaczane jest jako  $x_g$  (8).

W przypadku płata, bardzo istotna jest znajomość położenia środka aerodynamicznego profilu, który na rys. 4 zaznaczono jako punkt F. Do wyjaśnienia znaczenia środka aerodynamicznego należy wykorzystać zasadę redukcji płaskiego układu sił. Siła aerodynamiczna  $P$ , działająca na profil, jest siłą wypadkową: siły nośnej  $P_z$  i siły oporu  $P_x$ . Siła nośna, jak i siła oporu nie są siłami skupionymi, działającymi w jednym punkcie, lecz siłami o rozkładzie ciągłym. Stosując wspomnianą zasadę redukcji układ ten można przedstawić, za pomocą równoważnego rzeczywistego układu zastępczego. W układzie tym w tzw. środku parcia (środku wyporu) przyłożono skupioną siłę aerodynamiczną  $P$ , którą rozłożono na dwie składowe: skierowaną pionowo siłę nośną  $P_z$  oraz skierowaną poziomo siłę oporu  $P_x$ . Wartość siły aerodynamicznej zależy od kąta natarcia. Stąd też punkt przyłożenia siły nośnej  $P_z$  (położenie środka wyporu), zależy również od kąta natarcia. Wiadomo jednak, że można znaleźć taki punkt, położony na cięciwie profilu i oddalony od krawędzi natarcia o  $1/4$  długości cięciwy, w którym moment siły nośnej  $P_z$  (względem tego punktu) i moment siły aerodynamicznej  $P$  (względem tego punktu) są stałe i nie zmieniają się ze zmianą kąta natarcia. Punkt ten nazywa się środkiem aerodynamicznym profilu.



Rys. 4. Profil płata lotniczego: M - Moment, F - środek aerodynamiczny profilu

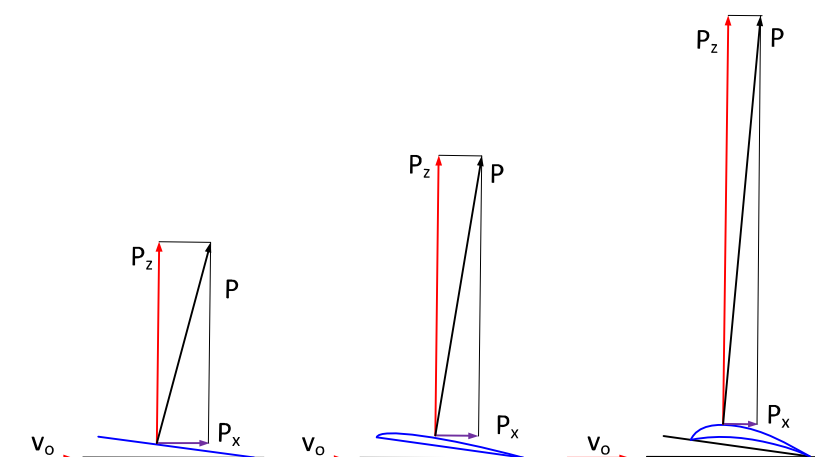
Na rys. 5 pokazano strzałkę ugięcia wybranych profili: wklęsło-wypukłego (rys. 5a), płasko-wypukłego (rys. 5b), dwuwypukłego (rys. 5c).



Rys. 5. Strzałka ugięcia profilu wklęsło-wypukłego (rys. 5a), płasko-wypukłego (rys. 5b) i dwuwypukłego (rys. 5c)

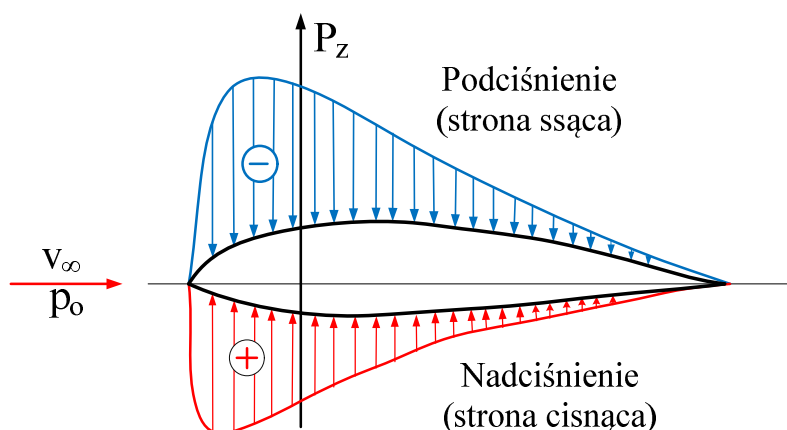
## 2.2. Mechanizm powstawania siły nośnej na płacie

O własnościach aerodynamicznych płata w dużym stopniu decyduje kształt jego przekroju poprzecznego, czyli kształt profilu aerodynamicznego. Kształt profilu nośnego musi być tak dobrany, aby można było uzyskać maksymalną wartość siły nośnej przy minimalnej wartości siły oporu. Przykładowe kształty profili i ich wpływ na wartość siły nośnej i siły oporu pokazano na rys. 6.



Rys. 6. Siła nośna i siła oporu przy optywie płaskiej płyty, profilu jedno wypukłego, profilu dwuwypukłego.

Powstanie siły nośnej na płacie najprościej uzyskać wtedy, kiedy profil płata przyjmuje kształt asymetryczny. Dzięki temu powstaje na nim tzw. optyw cyrkulacyjny. Oznacza to, że w górnej części płata prędkość optywającego płynu rośnie i jednocześnie ciśnienie maleje (strona ssąca), w dolnej części płata prędkość optywającego płynu maleje a ciśnienie rośnie (strona cisnąca), pokazano to na rys. 7. Powstała różnica ciśnień działająca na płat powoduje powstanie siły nośnej.

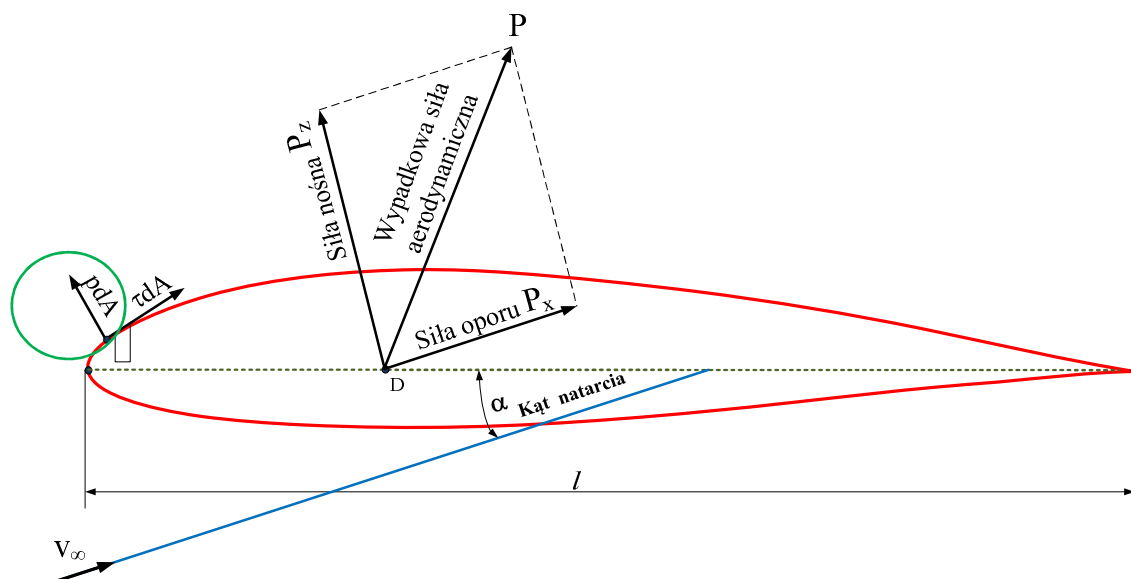


Rys. 7. Rozkład ciśnienia na powierzchni płata.

Cyrkulacyjny optyw płata uzyskuje się poprzez wygięcie profilu lub zmianę kąta natarcia. Najczęściej jednak stosuje się kombinację obu sposobów.

Na optywany płynem rzeczywistym profil działają: siła tarcia  $\tau dA$  (styczna) pochodząca od naprężeń wywołanych lepkością płynu (tarcie) oraz siła normalna  $p dA$  pochodząca od nierównomiernego rozkładu ciśnienia na optywanym profilu. Stąd wypadkową siłę aerodynamiczną działającą na profil można wyznaczyć na podstawie równania

$$P = \int_0^A \tau dA + \int_0^A p dA. \quad (1)$$



Rys. 8. Siły działające na płat aerodynamiczny.

Wynika stąd, że na każdy obiekt poruszający się w płynie działa wypadkowa siła aerodynamiczna lub hydrodynamiczna będąca sumą siły nośnej i oporu (rys. 8)

$$P = P_z + P_x. \quad (2)$$

Siła nośna  $P_z$  jest składową prostopadłą do kierunku prędkości i opisana zależnością

$$P_z = \frac{\rho v^2}{2} A c_z, \quad (3)$$

gdzie:  $c_z$  to współczynnik siły nośnej zależny od geometrii płata, kąta natarcia, liczby Reynoldsa i liczby Macha.

Siła oporu  $P_x$  jest składową równoległą do kierunku prędkości i opisana zależnością

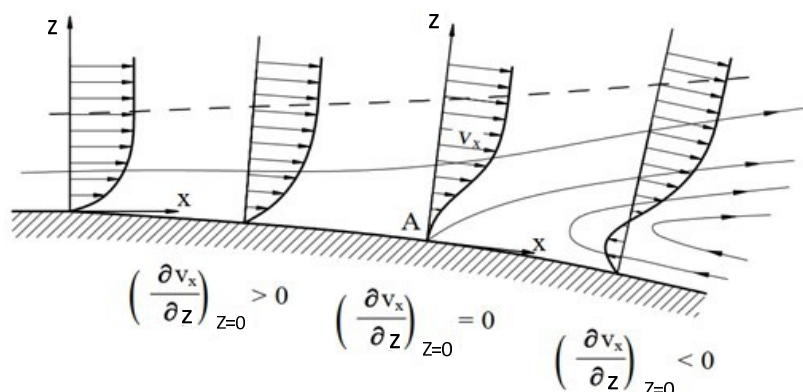
$$P_x = \frac{\rho v^2}{2} A c_x. \quad (4)$$

gdzie:  $c_x$  to współczynnik oporu aerodynamicznego zależny od tych samych wielkości co  $c_z$ ,  $A$  – powierzchnia płata (w przypadku profilu powierzchnia odcinka o jednostkowej rozpiętości).

W płynie lepkim cząsteczki opływające profil mają różną wartość prędkości zależną od odległości od jego powierzchni. Tuż przy samej powierzchni cząsteczki płynu „przyklejają” się do powierzchni i ich wartość prędkości jest równa 0. Ze wzrostem odległości od powierzchni wartość prędkości rośnie, osiągając w pewnej odległości prędkość tzw. strugi niezakłóconej czyli strugi w miejscu, w którym nie ma wpływu profilu na wartość prędkości. Warstwa, w której następuje zmiana prędkości od 0 przy ścianie do prędkości strugi niezakłóconej nazywana jest warstwą przyścienną. W warstwie przyściennej może występować przepływ laminarny lub turbulentny. W ruchu laminarnym torzy cząstek płynu nie przecinają się, a cząstki poruszają się tworząc kolejne warstwy o różnych prędkościach przepływu. Ze względu na różną prędkość poszczególnych warstw występuje pomiędzy nimi tarcie, którego wartość zależna jest od lepkości płynu (czyli rodzaju płynu, jego temperatury, ciśnienia, wilgotności)

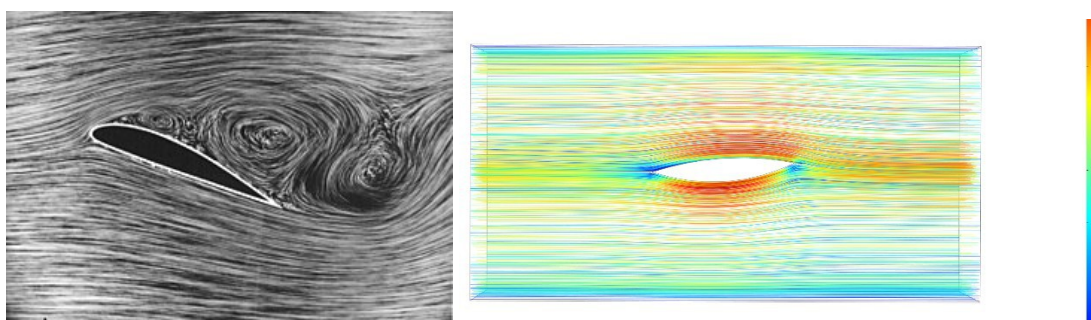
oraz szybkości ścinania (pochodnej prędkości w warstwie przyściennej w kierunku prostopadłym do przepływu). Natomiast w ruchu turbulentnym torę cząstek krzyżują się, czyli oprócz składowej prędkości zgodnej z kierunkiem przepływu, występuje także składowa prostopadła (tzw. składowa fluktuacyjna). Podczas opływu może wystąpić zjawisko oderwania się warstwy przyściennej od powierzchni profilu. Zjawisko to występuje wtedy, kiedy prędkość cząstek w pobliżu ścianki zmniejszy się do 0 lub prędkość jest stała (gradient prędkości przy ścianie jest równy 0) (rys. 9). Warunek ten przedstawiono za pomocą równania (5).

$$\left( \frac{\partial v_x}{\partial z} \right)_{z=0} = 0. \quad (5)$$



Rys. 9. Oderwanie warstwy przyściennej.

Energia kinetyczna cząstek płynu w pobliżu ściany maleje do 0. Na wartość prędkości cząstki płynu w warstwie przyściennej przy ścianie profilu wpływają dwie siły: siła ciśnieniowa wywołana różnicą ciśnień działających na przednią i tylną część cząstki oraz siła tarcia związana z lepkością płynu. Obie te siły zwrócone są w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu powodując zatrzymanie cząstki lub w pewnych sytuacjach odwrócenie jej kierunku przepływu. W miejscu zatrzymania cząstki płynu występuje zjawisko oderwania warstwy przyściennej. Zjawisko to powoduje zaburzenie profilu prędkości w warstwie przyściennej oraz wystąpienie zawirowań za miejscem oderwania (powstanie tzw. śladu Kármána), co pokazano na rys. 10.

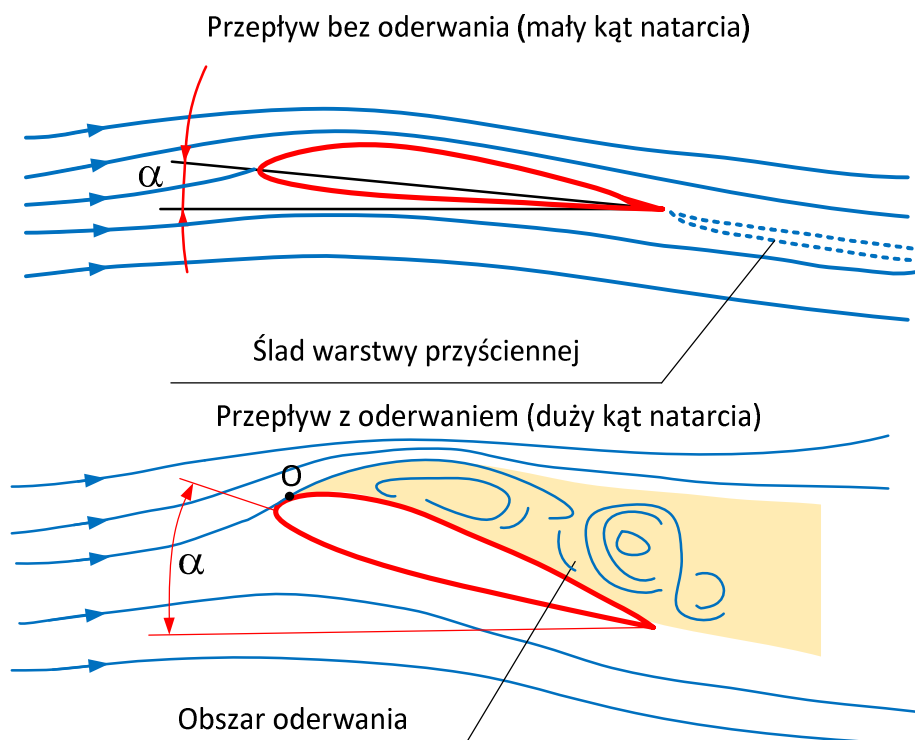


Rys. 10. Przepływ z oderwaniem warstwy przyściennej. [źródło [https://en.wikipedia.org/wiki/Lift\\_\(force\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Lift_(force))]

Położenie punktu oderwania warstwy przyściennej zależy od kształtu opływającego ciała, kąta natarcia i rodzaju warstwy przyściennej. W przypadku profilu lotniczego ustawionego pod małym kątem natarcia, warstwa przyścienna się nie odrywa. Natomiast w



przypadku ustawienia profilu pod dużym kątem położenie punktu oderwania warstwy przyściennej znajduje się w jego czołowej części (rys. 11 punkt O). Standardowo, dla samolotów kąt natarcia nie przekracza wartości ok.  $20^\circ$ , po przekroczeniu której następuje przeciągnięcie (czyli utrata nośności), a wartość kąta przy którym to zjawisko występuje nazywa się krytycznym kątem natarcia. Wyjątek stanowią samoloty wojskowe np. myśliwce, w przypadku których można stosować kąty natarcia przekraczające nawet  $45^\circ$ . Jest to możliwe dzięki zastosowaniu dodatkowych powierzchni aerodynamicznych.



Rys. 11. Przepływ bez oderwania i z oderwaniem warstwy przyściennej.

Rozkład ciśnienia na profilu aerodynamicznym (rys. 7) pomaga zrozumieć jego charakterystykę aerodynamiczną. Najbardziej miarodajnym jest pokazanie rozkładu ciśnienia w sposób bezwymiarowy, tak aby można było go porównać z innymi profilami lotniczymi o innych wymiarach i innych wartościach prędkości opływającego powietrza. W tym celu należy przeliczyć wszystkie wartości ciśnienia (na badanym profilu) na wartości współczynnika ciśnienia  $c_p$ . Jest on zdefiniowany jako stosunek ciśnienia w danym punkcie na powierzchni płata do ciśnienia dynamicznego na krawędzi natarcia (ciśnienia dynamicznego strugi niezakłóconej)

$$c_p = \frac{p}{\frac{\rho_p v_\infty^2}{2}} \quad (6)$$

### 2.3. Charakterystyki aerodynamiczne profilu

Charakterystyki aerodynamiczne profilu lotniczego są zbiorem krzywych określających zmienność współczynników aerodynamicznych profilu lotniczego w funkcji kąta natarcia. Charakterystyki te zazwyczaj przedstawiane są graficznie dla każdego profilu w postaci



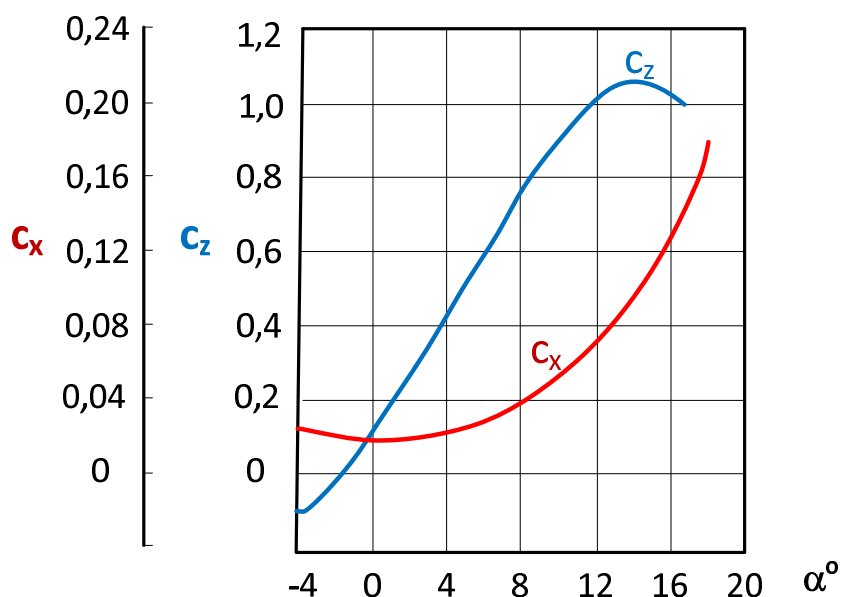
wartości współczynnika siły nośnej  $c_z$ , współczynnika oporu  $c_x$  i współczynnika momentu pochylającego  $c_m$  w funkcji kąta natarcia. Charakterystyki umożliwiają określenie aerodynamicznych właściwości profilu takich jak: kąt  $\alpha_0$  odpowiadający zerowej wartości siły nośnej (np.  $\alpha_0 = 0$  dla profili symetrycznych) i najmniejszemu oporowi profilowemu  $c_{x\min}$ , oraz krytyczny kąt natarcia  $\alpha_{kr}$  odpowiadający maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej  $c_{z\max}$ .

Do obliczenia osiągow (np. prędkość, wysokość, zasięg) samolotu wykorzystuje się dwie podstawowe charakterystyki aerodynamiczne płata nośnego samolotu. Jest to zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia  $c_z=f(\alpha)$  oraz zależność współczynnika oporu aerodynamicznego  $c_x=f(\alpha)$  od kąta natarcia. Po przekształceniu równań (3) i (4) współczynniki te zdefiniowane są następująco:

$$c_x = \frac{P_x}{\frac{\rho_p v_\infty^2}{2} A}, \quad (7)$$

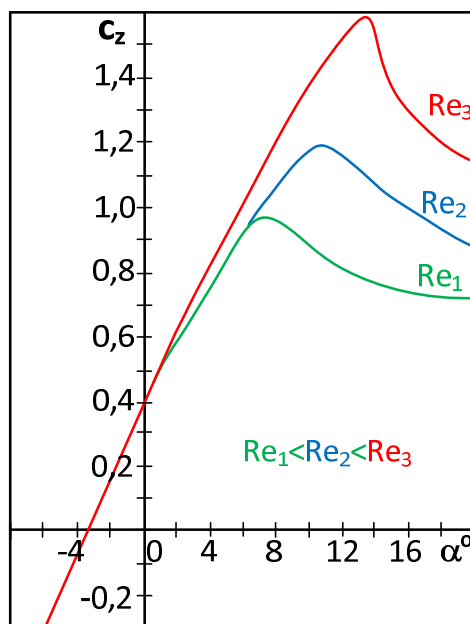
$$c_z = \frac{P_z}{\frac{\rho_p v_\infty^2}{2} A}. \quad (8)$$

Przebieg charakterystyk aerodynamicznych profilu zależy od warunków opływu takich jak np. prędkość, lepkość, gęstość powietrza oraz od kąta natarcia. Na rys. 12 pokazano przykładowe charakterystyki profilu o stałej wartości liczby Reynoldsa i Macha. Z charakterystyki współczynnika siły nośnej  $c_z$  (linia w kolorze niebieskim) odczytujemy jego maksymalną wartość, która w tym przypadku wynosi ok. 1,1 dla kąta natarcia równego  $13^\circ$ . Wartość tego kąta jest wartością krytyczną. Natomiast najmniejszy opór profilowy (linia w kolorze czerwonym) występuje w przypadku kąta natarcia o wartości ok  $3^\circ$ .



Rys. 12. Przykładowe charakterystyki współczynnika  $c_z$  i  $c_x$  w funkcji kąta natarcia, o stałej wartości liczby Reynoldsa i Macha.

Wpływ liczby Reynoldsa na wartość współczynnika siły nośnej przedstawiono na rysunku 13. Jak wynika z tego rysunku wartość współczynnika  $c_z$  rośnie wraz ze wzrostem liczby  $Re$ , osiągając wartość maksymalną dla krytycznej wartości kąta natarcia. Po jego przekroczeniu wartość współczynnika  $c_z$  gwałtownie maleje, co jest spowodowane oderwaniem się warstwy przyściennej od profilu.



Rys. 13. Wpływ liczby Reynoldsa na współczynnik  $c_z$ .

Istnieją rodziny charakterystyk  $c_x=f(\alpha)$  i  $c_z=f(\alpha)$  wyznaczone eksperymentalnie dla profili o systematycznie zmienianych parametrach takich jak np. wygięcie czy grubość profilu. Najbardziej znana jest rodzina profili NACA czyli National Advisory Committee for Aeronautics – obecnie NASA. Parametry profili są opisane ciągiem cyfr po słowie „NACA”. Pierwsza z nich oznacza maksymalną wartość wygięcia profilu, druga jego położenie od krawędzi natarcia, natomiast pozostałe dwie cyfry oznaczają grubość profilu. Wartości te są przedstawione w ujęciu procentowym w stosunku do długości cięciwy. Na przykład profil o oznaczeniu NACA 2412 to profil o maksymalnym 2% wygięciu położonym w odległości 40% od krawędzi natarcia, czyli 0,4 długości cięciwy oraz maksymalnej grubości profilu stanowiącej 12% długości cięciwy. Badany na stanowisku laboratoryjnym profil ma oznaczenie NACA 0020. Pierwsze dwie cyfry 0 oznaczają, że wygięcie profilu oraz jego odległość od krawędzi natarcia wynoszą 0%, czyli profil jest symetryczny. Dalsze dwie cyfry 2 i 0 wskazują, że grubość profilu stanowi 20% długości cięciwy.

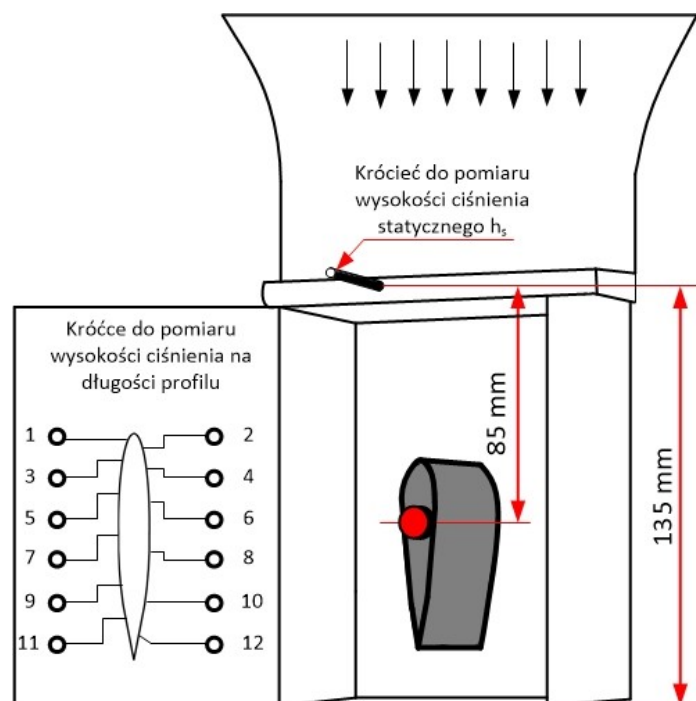
### 3. Opis stanowiska

Stanowisko składa się następujących elementów:

- tunelu aerodynamicznego z wentylatorem,
- zasuwę **1** do regulacji strumienia objętości powietrza,
- wielokanałowego manometru cieczowego M ze zbiornikiem wyrównawczym Zb,
- profilu aerodynamicznego NACA0020,

- mechanizmu do ustawienia kąta natarcia płata 2. Podziałka pokazuje kąt ustawienia profilu, w stosunku do kierunku przepływu powietrza,
- króćców do podłączenia manometru wielokanałowego.

Środek aerodynamiczny profilu znajduje się w odległości 85 mm od króćca mierzącego wysokość ciśnienia statycznego  $h_s$ . Długość części pomiarowej kanału wynosi 135 mm (rys. 14).



Rys.14. Element stanowiska do badań rozkładu ciśnienia na płacie.

W tabeli 1 przedstawiono położenia punktów pomiarowych wzdłuż profilu. Należy zauważyć, że punkty pomiarowe 1, 3, 5, 7, 9 i 11 znajdują się po lewej stronie profilu, natomiast punkty 2, 4, 6, 8, 10 i 12 znajdują się po prawej stronie i nie są ułożone symetrycznie względem cięciwy profilu. Parametry profilu aerodynamicznego NACA 0020 zamieszczono w tabeli znajdującej się w protokole pomiarowym.

Tabela 1. Rozmieszczenie króćców pomiarowych.

Nr króćca	Odległość króćca od krawędzi natarcia (mm)	Strona płata
1	1,0	Lewa
2	2,0	Prawa
3	4,5	Lewa
4	7,5	Prawa
5	11,0	Lewa
6	14,5	Prawa
7	20,0	Lewa
8	26,0	Prawa
9	32,1	Lewa
10	38,0	Prawa

11	44,0	Lewa
12	50,0	Prawa

#### 4. Procedura badawcza

- 1) Narysować schemat stanowiska i zlokalizować elementy zawarte w opisie.
- 2) Ustawić poziom cieczy w manometrze na poziomie 180 mm.
- 3) Za pomocą włącznika uruchomić wentylator.
- 4) Otworzyć przepustnicę **1** na ok.  $\frac{3}{4}$ .
- 5) Ustawić pokrętelem **2** kąt natarcia  $0^\circ$ .
- 5.1.) Odczytać i zapisać wartość wysokości ciśnienia całkowitego  $h_c$  (króciec pomiarowy w komorze rozprężnej w górnej części układu).
- 5.2.) Odczytać i zapisać wartość wysokości ciśnienia statycznego  $h_s$  (króciec pomiarowy ciśnienia statycznego znajduje się na początku kanału pomiarowego).
- 5.3.) Odczytać i zapisać wszystkie wychylenia manometru dla poszczególnych punktów pomiarowych na profilu, zgodnie z ich numeracją.
- 5.4.) Pomiary wykonać dla kątów natarcia 0; 5; 10; 15; 17,5; 20; 22,5; 25. Dla każdego kąta natarcia powtórzyć kroki 5.1, 5.2 i 5.3.

#### 5. Opracowanie wyników pomiarów

Do obliczenia prędkości strugi niezakłóconej opływającej płat potrzebna jest znajomość wysokości ciśnienia  $h_{pl}$  w kanale na poziomie środka aerodynamicznego profilu. Ze względu na obecność płata aerodynamicznego przekrój poprzeczny kanału ulega zwężeniu i prędkość przepływu powietrza jest większa niż w przekrojach, w których płata nie ma. Wysokość ciśnienia  $h_{pl}$  zostanie obliczona poprzez interpolację funkcją liniową pomiędzy mierzoną wysokością ciśnienia statycznego na wlocie kanału  $h_s$ , a wysokością ciśnienia barometrycznego na wylocie kanału  $h_b$  (rys. 12). Środek profilu aerodynamicznego znajduje się 85 mm od króćca pomiarowego  $h_s$ , natomiast wylot kanału 135 mm od tego króćca. Wysokość ciśnienia strugi niezakłóconej na poziomie środka aerodynamicznego profilu wynosi

$$h_{pl} = h_s - \frac{85}{135} h_s. \quad (9)$$

Wysokość prędkości  $h_d$  jest różnicą pomiędzy wysokością ciśnienia całkowitego  $h_c$  w komorze rozprężnej i wysokością ciśnienia statycznego  $h_{pl}$

$$h_d = h_c - h_{pl}. \quad (10)$$

Zgodnie z definicją ciśnienie dynamiczne strugi niezakłóconej opisane jest równaniem

$$p_d = \frac{\rho_p v_\infty^2}{2}, \quad (11)$$

natomiast na stanowisku mierzona jest wysokość prędkości  $h_d$  wyrażona w mm słupa wody

$$p_d = \rho_w g h_d. \quad (12)$$

Poprzez przyrównanie wzorów (9) i (10) obliczona została prędkość strugi niezakłóconej

$$v_{\infty} = \sqrt{2gh_d \frac{\rho_w}{\rho_p}}. \quad (13)$$

Następnie po podstawieniu wzoru (8) do (11) otrzymamy

$$v_{\infty} = \sqrt{2g(h_c - h_{pl}) \frac{\rho_w}{\rho_p}}. \quad (14)$$

Dla każdego punktu pomiarowego obliczyć współczynnik ciśnienia  $c_p$  z zależności

$$c_p = \frac{(h_n - h_{pl}) g \rho_w}{\frac{\rho_p v_{\infty}^2}{2}}, \quad (15)$$

gdzie  $h_n$  – to zmierzona wartość wysokości ciśnienia w poszczególnych punktach pomiarowych.

Wykonać:

Dla zadanych w ćwiczeniu kątów natarcia wykonać następujące obliczenia:

1. ze wzoru (9) obliczyć wysokość ciśnienia efektywnego na płacie  $h_{pl}$ ,
2. obliczyć prędkość w strudze niezakłóconej  $v_{\infty}$  z zależności (14),
3. dla każdego punktu pomiarowego na płacie obliczyć  $c_p$  z zależności (15),
4. Wykonać charakterystyki nośności płata  $c_p$  od  $x/c$ .

Procedurę od punktu 1 do punktu 4 wykonać dla każdego zmierzonego kąta natarcia.

## 6 Pytania kontrolne

- 1) Jakie są rodzaje przekrojów płatów ?
- 2) Podaj zależność opisującą  $c_x$ ,  $c_z$ ?
- 3) Co to jest cięciwa płata ?
- 4) Co to jest krawędź natarcia ?
- 5) Co oznacza przeciągnięcie ?
- 6) Co to jest krytyczny kąt natarcia?
- 7) Wyjaśnij mechanizm powstawania siły nośnej?
- 8) Co to jest ciało opływowe?
- 9) Charakterystyki omówić.
- 10) Składowe siły aerodynamicznej ?

**Tabela pomiarowa do L18**
**Data wykonania pomiarów:.....**

Nr odczepu	Pozycja odczepu. Odległość od krawędzi czołowej (mm)	0	5	10	15	17,5	20	22,5	25
1	1,0								
2	2,0								
3	4,5								
4	7,5								
5	11,0								
6	14,5								
7	20,0								
8	26,0								
9	32,1								
10	38,0								
11	44,0								
12	50,0								
	$h_c$								
	$h_s$								

Typ płata	NACA 0020 (symetryczny)
Długość cięciwy profilu	63 mm
Rozpiętość płata	49 mm
Powierzchnia efektywna	3100 mm <sup>2</sup>

Sekcja nr			
Lp.	Nazwisko	Imię	Nr albumu
1.			
2.			
3.			
4.			

Data, podpis prowadzącego