

Laboratorium 4 : Wyznaczenie podstawowych parametrów i charakterystyk aerodynamicznych skrzydła płatowca.

Cel:

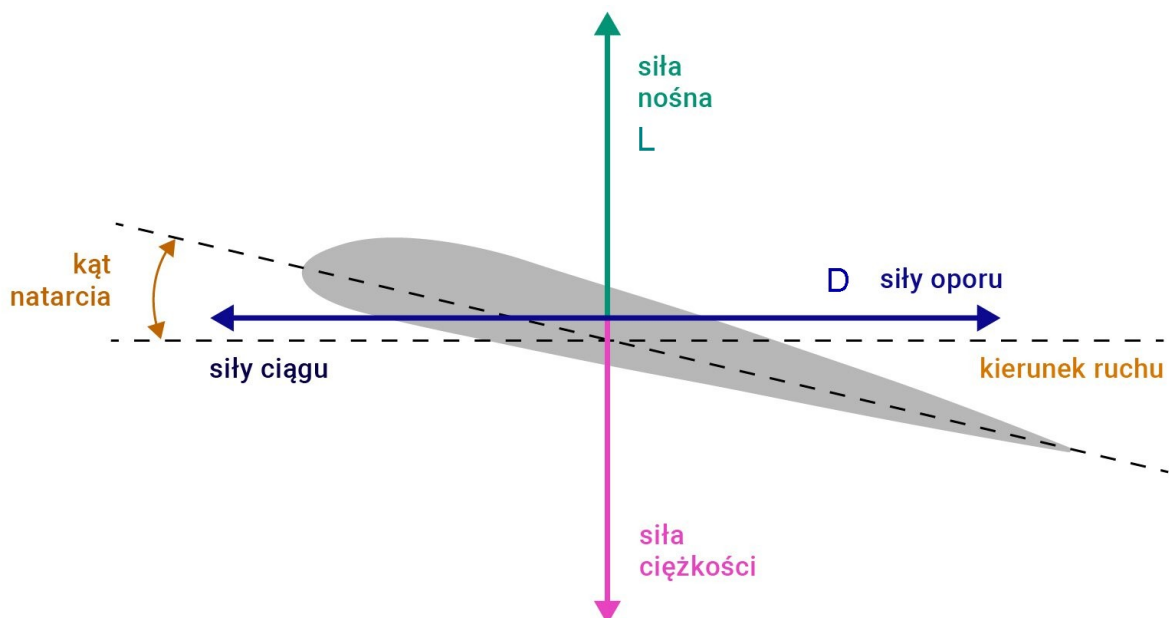
Celem laboratorium jest wyznaczenie podstawowych parametrów i charakterystyk aerodynamicznych skrzydła samolotu na podstawie jego geometrii oraz znanych zależności teoretycznych. Na podstawie danych z geometrii skrzydła zostaną obliczone współczynniki nośne i oporowe oraz wyznaczona doskonałość aerodynamiczna. Ćwiczenie pozwala zrozumieć, jak kształt i proporcje geometryczne wpływają na osiągi aerodynamiczne.

1. Podstawy teoretyczne.

Podstawowe parametry i charakterystyki aerodynamiczne skrzydła opisują zależność pomiędzy jego geometrią a zdolnością do wytwarzania siły nośnej i oporu w locie. Do najważniejszych charakterystyk aerodynamicznych zalicza się przede wszystkim: **charakterystykę nośną** $CL(\alpha)$, **charakterystykę oporu** $CD(\alpha)$, **polarę aerodynamiczną** $CD(CL)$ oraz **doskonałość aerodynamiczną** $K=CL/CD$.

Znajomość tych zależności pozwala na ocenę efektywności aerodynamicznej skrzydła i całego samolotu. Na podstawie charakterystyki nośnej można określić zakres kątów natarcia, w których skrzydło pracuje stabilnie, oraz moment wystąpienia przeciągnięcia. Charakterystyka oporu pozwala ocenić straty energetyczne i dobrać optymalne warunki lotu. Polara aerodynamiczna umożliwia analizę zależności pomiędzy nośnością a oporem, natomiast doskonałość K wskazuje, jak efektywnie skrzydło zamienia energię napędu w siłę nośną. W praktyce inżynierskiej parametry te stanowią podstawę do projektowania skrzydeł, obliczeń osiągow samolotu i analizy jego zachowania w locie.

1.1 Siły aerodynamiczne działające na skrzydło



Rozkład sił działających na skrzydło samolotu
Źródło: Englishsquare.pl sp. z o.o., licencja: CC BY 3.0.

Siły aerodynamiczne działające na skrzydło związane z jego ruchem w powietrzu są opisane zależnościami:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

gdzie:

L – siła nośna [N],

D – siła oporu [N],

ρ – gęstość powietrza [kg/m^3],

V – prędkość przepływu [m/s],

S – powierzchnia nośna [m^2],

C_L, C_D – współczynniki aerodynamiczne.

1.2 Charakterystyka nośna

Charakterystyka nośna opisuje zależność między współczynnikiem siły nośnej C_L a kątem natarcia α . Jest to jedna z podstawowych charakterystyk aerodynamicznych skrzydła, określająca, jak zmienia się generowana siła nośna w miarę zwiększania kąta natarcia. W zakresie małych kątów natarcia zależność ta ma charakter liniowy i może być zapisana w postaci równania liniowego.

$$C_L = C_{L0} + a \cdot \alpha$$

gdzie:

C_L – współczynnik siły nośnej,

C_{L0} – współczynnik siły nośnej przy zerowym kącie natarcia,

a – przyrost współczynnika nośnego na jednostkę kąta natarcia,

α – kąt natarcia [rad lub $^\circ$].

Charakterystyka nośna pozwala wyznaczyć czułość skrzydła na zmianę kąta natarcia, określić moment przeciągnięcia oraz porównać efektywność różnych konfiguracji aerodynamicznych. W praktyce inżynierskiej jest podstawą do analizy równowagi i stateczności samolotu w locie.

Przyrost a określa, jak szybko rośnie współczynnik siły nośnej C_L wraz ze wzrostem kąta natarcia α . Wartość a zależy od geometrii skrzydła, jego wydłużenia, skosu oraz sprawności aerodynamicznej. Parametr ten pozwala określić „czułość” skrzydła na zmianę kąta natarcia i jest kluczowy przy analizie siły nośnej oraz charakterystyki lotu samolotu. Współczynnik przyrostu siły nośnej a można wyznaczyć doświadczalnie lub teoretycznie wg wzoru:

$$a = \frac{2 \pi AR}{2 + \sqrt{4 + (AR \beta / \eta)^2 (1 + \tan^2 \Lambda)}}$$

gdzie:

AR – wydłużenie skrzydła,

Λ – kąt skosu skrzydła,

$\beta = (1 - M^2)^{1/2}$ – określa wpływ ściśliwości powietrza, dla prędkości lotu $M < 0.3M$ przyjmuje się $\beta \approx 1$.

η – współczynnik sprawności aerodynamicznej skrzydła, uwzględnia nieidealny rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości; dla skrzydeł trapezowych przyjmuje się $\eta = 0.95$.

Anderson, J. D. (2017) – *Fundamentals of Aerodynamics*

Uproszczony wzór (dla $\Lambda \approx 0^\circ$, $\beta = 1$, $\eta = 0.95$):

$$a = \frac{2 \pi AR}{2 + \sqrt{4 + (AR/\eta)^2}}$$

1.3 Opór całkowity

Na opór całkowity skrzydła składają się dwa główne składniki: **opór zerowy** C_{D0} i **opór indukowany**. Opór zerowy obejmuje opory tarcia i opory czołowe, które występują nawet wtedy, gdy skrzydło nie generuje siły nośnej. Z kolei opór indukowany $k C_L^2$ jest skutkiem powstawania wirów na końcach skrzydeł i wzajemnego oddziaływania pól ciśnień po obu stronach płata. Wraz ze wzrostem siły nośnej rośnie wykładniczo (kwadratowo), przez co stanowi główne ograniczenie efektywności aerodynamicznej przy większych kątach natarcia. W praktyce inżynierskiej suma tych dwóch składników pozwala określić całkowite straty energii aerodynamicznej skrzydła w locie.

$$C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2$$

$$k = \frac{1}{\pi e AR}$$

gdzie:

- C_{D0} – współczynnik siły oporu,
- C_{D0} – współczynnik siły oporu przy zerowej sile nośnej (tarcie, opór czołowy, opory interferencyjne),
- k – współczynnik oporu indukowanego,
- e – **współczynnik sprawności Oswalda**, określający stopień zbliżenia rzeczywistego rozkładu siły nośnej do rozkładu idealnie eliptycznego (dla większości lekkich samolotów przyjmuje się $e=0.8-0.9$). Im większe e , tym bardziej równomierny rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości i mniejszy opór indukowany.

1.3 Doskonałość aerodynamiczna

Doskonałość aerodynamiczna K określa, jak efektywnie skrzydło lub samolot przekształca energię napędu w siłę nośną. Wartość K jest określana jako **stosunek siły nośnej do siły oporu** — im większa doskonałość, tym mniejsze straty energii na pokonanie oporu przy danej sile nośnej. W praktyce inżynierskiej parametr ten decyduje o zasięgu i ekonomiczności lotu. Samolot o większej doskonałości może lecieć dalej, zużywając mniej paliwa lub szybciej wznosić się przy tej samej mocy. Maksimum K wyznacza najbardziej efektywny aerodynamicznie punkt pracy skrzydła, często odpowiadający prędkości przelotowej lub szybowaniu przy minimalnym opadaniu.

$$K = \frac{C_L}{C_D}$$

2. Przebieg ćwiczenia

1. Przyjąć dane geometryczne skrzydła z ćwiczenia 2 (realizowanego wcześniej),
2. Przyjąć: $\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$, $e=0.85$, $C_{D0}=0.025$, $C_{L0}=0.2$.
3. Oblicz współczynnik a na podstawie uproszczonego wzoru.
4. Oblicz k ,
5. Obliczyć C_L , C_{D0} , K , dla kątów natarcia od -4° do $+20^\circ$ (co 2° przy obliczeniach „ręcznych”, co 0.5° przy obliczeniach wykonywanych z użyciem komputera)

3. Opracowanie wyników

- 3.1 Obliczyć C_L , C_{D0} , K , dla kątów natarcia od -4° do $+14^\circ$ (co 2° przy obliczeniach „ręcznych”, co 0.5° przy obliczeniach wykonywanych z użyciem komputera)
- 3.2 Sporządzić wykresy: $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$, $C_D(C_L)$, $K(\alpha)$.

4. Wyniki i opracowanie sprawozdania:

- Uzupełnić tabele danych.
- Opisać wykresy, zaznaczyć punkty charakterystyczne (typ charakterystyki, ekstrema i kąt natarcia dla punktu ekstremum).
- Przeanalizować uzyskane charakterystyki.

5. Wnioski

We wnioskach należy przeanalizować uzyskane charakterystyki. Opisać wpływ wartości kąta natarcia na C_L , C_D , K . Porównać kształt charakterystyk $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ z teorią. Określić kąt natarcia odpowiadający maksimum doskonałości K . Należy zinterpretować wpływ geometrii skrzydła (wydłużenie, zwężenie, sprawność e) na uzyskane wartości współczynników aerodynamicznych. Określić, czy uzyskane **wyniki obliczeń** są realistyczne i spójne z literaturą dla lekkiego samolotu. Przeanalizować i wskazać możliwe źródła błędów.

Przykładowe pytania kontrolne

1. Czym jest doskonałość aerodynamiczną płatowca.
2. Jak zmienia się opór indukowany wraz ze wzrostem siły nośnej i jaki ma to wpływ na doskonałość aerodynamiczną skrzydła?
3. Co oznacza współczynnik sprawności Oswalda e i jak jego wartość wpływa na całkowity opór aerodynamiczny samolotu?
4. W jakim zakresie kątów natarcia skrzydło pracuje najbardziej efektywnie i co dzieje się z charakterystyką aerodynamiczną po przekroczeniu tego zakresu?