

Laboratorium 3 : Pomiar i analiza geometrii profilu skrzydła samolotu (Zlin-142)

Cel:

Celem ćwiczenia jest poznanie geometrii profilu skrzydła rzeczywistego samolotu na przykładzie Zlin-142, wykonanie pomiarów podstawowych parametrów profilu aerodynamicznego na rzeczywistym obiekcie (samolot, zdemontowane skrzydło) oraz obliczenie wartości parametrów geometrycznych charakterystycznych dla profilu. Ćwiczenie pozwala zrozumieć zależności wpływu kształtu profilu na właściwości aerodynamiczne skrzydła.

1. Podstawy teoretyczne.

1.1 Znaczenie kształtu profilu skrzydła

Kształt profilu skrzydła jest jednym z kluczowych czynników decydujących o własnościach aerodynamicznych statku powietrznego. Profil determinuje nie tylko wartość i charakterystykę siły nośnej, ale również momenty aerodynamiczne, opory oraz zachowanie samolotu w różnych fazach lotu. Dobór profilu to kompromis pomiędzy wymaganiami nośności, prędkości, stateczności i manewrowości. W locie poziomym siła nośna generowana przez skrzydło musi równoważyć ciężar samolotu. Wielkość tej siły zależy m.in. od kształtu profilu. Profil o większym ugięciu (strzałka ugięcia/camber) daje większą siłę nośną przy zerowym kącie natarcia, ale jednocześnie wytwarza większy moment pochylający. Z kolei profil symetryczny, choć nie generuje nośności przy zerowym kącie natarcia, jest bardziej neutralny pod względem momentów — dlatego używa się go w usterzeniu poziomym i w niektórych akrobacyjnych konstrukcjach. .

Profile aerodynamiczne opracowuje się w oparciu o doświadczenie empiryczne, dane eksperymentalne oraz współczesne metody analizy numerycznej. Pierwsze profile powstawały na podstawie badań tunelowych, w których obserwowano rzeczywiste rozkłady ciśnienia i opływ powietrza wokół modeli skrzydeł. Obecnie proces projektowania profili opiera się głównie na analizie numerycznej przepływu, pozwalającej komputerowo modelować i optymalizować kształt w celu uzyskania pożądanych właściwości aerodynamicznych w określonych warunkach lotu (prędkość, liczba Macha, liczba Reynoldsa). Wykorzystuje się również metody parametryczne, oparte na matematycznych opisach kształtu – klasycznym przykładem są czterocyfrowe profile NACA, które można łatwo generować i modyfikować dzięki prostym równaniom. W najnowszych konstrukcjach stosuje się ponadto metody optymalizacji wielokryterialnej, łączące analizę numeryczną i eksperymentalną w celu uzyskania kompromisu między oporem falowym, siłą nośną i momentem pochylającym, co umożliwia projektowanie wysokoefektywnych profili. Lotnicze profile aerodynamiczne usystematyzowane są w rodziny, które dzielą się na serie. Rodzina jest to zespół profili, który składa się z jednego profilu podstawowego i z szeregu profili powstałych przez zmianę jednego lub kilku parametrów profilu podstawowego. Seria jest to zespół profili o tym samym kształcie różniących się grubościami względnymi.

Najpowszechniejszym systemem klasyfikacji profili jest system NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), w którym profil opisuje się za pomocą zestawu cyfr:

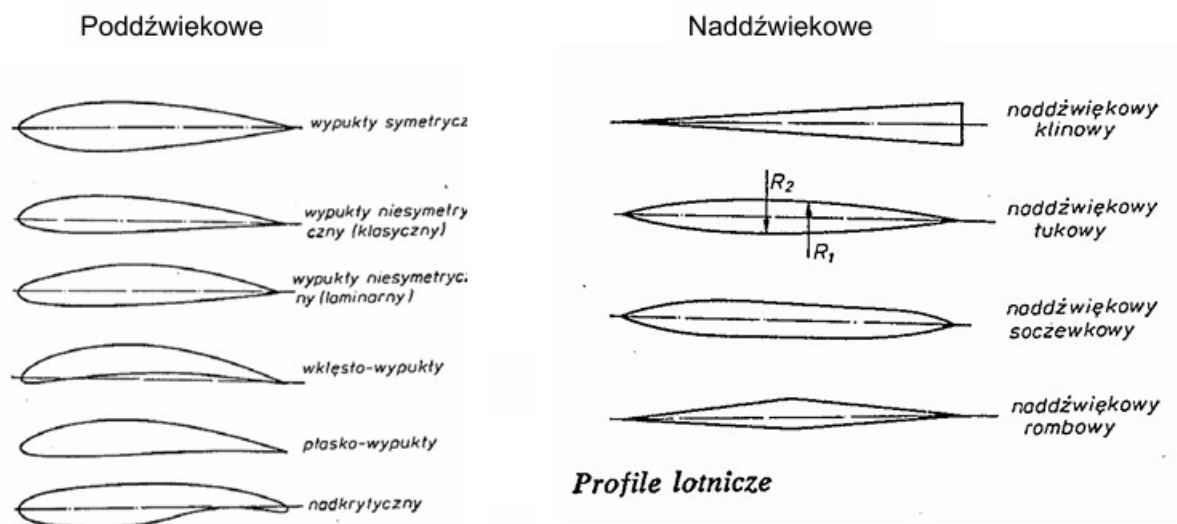
np.: NACA 2412 -(2 → maksymalne ugięcie = 2% cięciwy, 4 → położenie maksymalnego ugięcia = 40% cięciwy od krawędzi natarcia, 12 → maksymalna grubość = 12% cięciwy).

1.2 Typowe kształty profili skrzydeł

Profiłem lotniczym nazywa się kształt (obrys) przekroju płata w płaszczyźnie prostopadłej do osi biegnącej wzdłuż rozpiętości. Najczęściej występujące obrysy mające praktyczne zastosowanie to:

1. Symetryczny – linia szkieletowa pokrywa się z cięciwą (np. profile NACA 00xx); brak siły nośnej przy zerowym kącie natarcia ($\alpha = 0^\circ$), stosowany w usterzeniu.
2. Asymetryczny (wypukło-wklęsły) – linia szkieletowa leży powyżej cięciwy; generuje siłę nośną przy $\alpha = 0^\circ$, stosowany w skrzydłach samolotów.

3. Z dużym ugięciem – duża strzałka ugięcia, dobre własności przy małych prędkościach, większy moment pochylający.
4. Superkrytyczny – spłaszczony wierzch, stosowany w lotnictwie odrzutowym, zmniejsza opory falowe.



Rys.1 Profile lotnicze

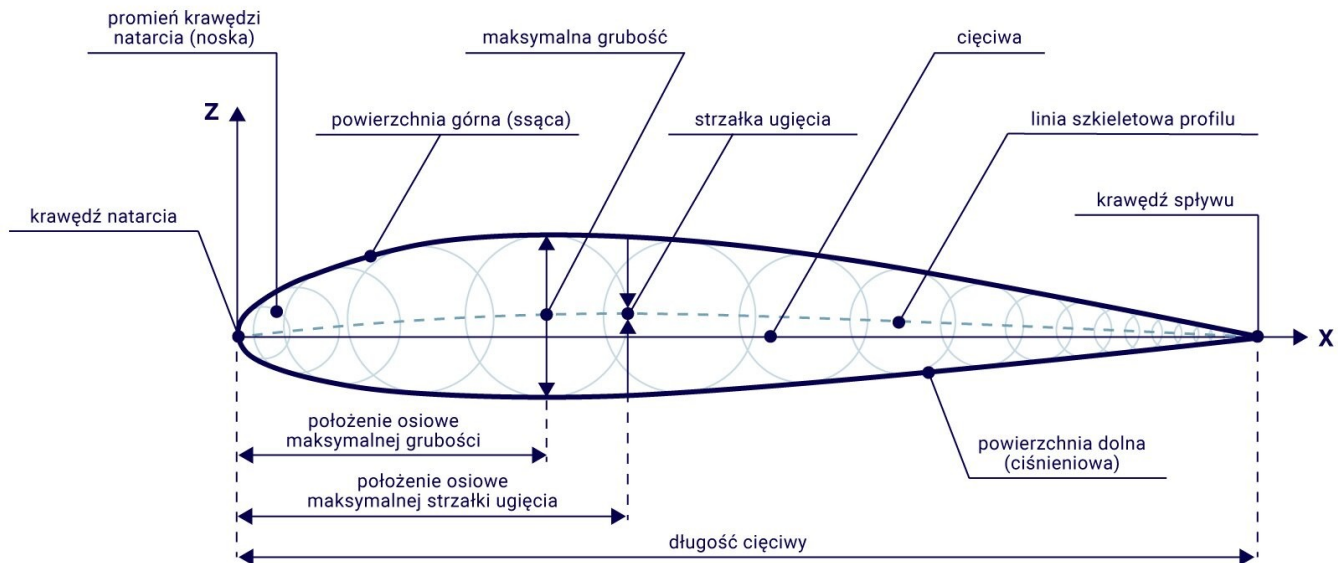
| Typ statku powietrznego | Charakterystyka aerodynamiczna | Przykład |
|---|---|--|
| Samoloty szkolno-treningowe | Umiarkowane ugięcie, dobra siła nośna przy małych prędkościach, łagodne przeciągnięcie | Cessna 172, Zlin-142, samoloty szkolne |
| Samoloty akrobacyjne | Brak ugięcia, brak momentu pochylającego, jednakowa charakterystyka przy dodatnich i ujemnych kątach natarcia | Extra 300, Zlin 50, |
| Samoloty komunikacyjne | Niewielkie ugięcie, opływowy kształt, kompromis między nośnością a ekonomią lotu | ATR-72 |
| Samoloty odrzutowe (transportowe i pasażerskie) | Płaska górna powierzchnia, duża grubość tylnej części, redukcja oporu falowego w locie transsonicznym | Boeing 737, Airbus A320 |
| Samoloty szybkiego lotu (wojskowe, myśliwce) | Cienkie, ostre profile, minimalny opór falowy, mała nośność przy małych prędkościach | F-16, MiG-29 |
| Szybowce | Duże ugięcie, wysokie CL_{max} , mały opór przy małych liczbach Re | Szybowce wyczynowe |
| Samoloty lekkie, ultralekkie | Proste konstrukcyjnie, duże ugięcie, łagodne przeciągnięcie | ULM, LS-8, lekkie konstrukcje amatorskie |

1.3 Elementy charakterystyczne profilu

Profil aerodynamiczny posiada szereg charakterystycznych elementów geometrycznych, które pozwalają opisać jego kształt w sposób ilościowy i porównywalny. Znajomość tych elementów jest kluczowa dla analizy właściwości aerodynamicznych skrzydła, gdyż decydują one o rozkładzie ciśnienia, sile nośnej i momencie pochylającym.

Na rysunku poglądowym (rys. 2) przedstawiono najważniejsze elementy profilu aerodynamicznego.

GEOMETRIA PROFILU



Rys.2. Geometria profilu

Źródło: Englishsquare.pl sp. z o.o., licencja: CC BY 3.0.

| Symbol | Nazwa | Definicja / opis |
|-------------------|--|---|
| c | Cięciwa profilu | Odcinek łączący krawędź natarcia (LE) i spływu (TE). |
| t | Grubość profilu | Odległość między górną i dolną powierzchnią profilu mierzona prostopadłe do cięciwy. |
| t_{\max} | Maksymalna grubość | Największa wartość t; określana jako ułamek cięciwy, np. $t_{\max} = 0.14c$. |
| $x_{t\max}$ | Położenie maks. grubości | Odległość od LE do punktu maks. grubości, najczęściej 25–35% cięciwy. |
| f | Strzałka ugięcia (camber) | Odległość między linią szkieletową a cięciwą w danym punkcie. |
| f_{\max} | Maksymalna strzałka ugięcia | Największa wartość f, typowo 2–5% cięciwy. |
| $x_{f\max}$ | Położenie maks. ugięcia | Zwykle 40–50% cięciwy od LE. |
| r_{LE} | Promień krawędzi natarcia | Krzywizna krawędzi natarcia decydująca o charakterze przepływu przy małych kątach natarcia. |
| LE, TE | Krawędź natarcia i spływu | Odpowiednio początek i koniec profilu aerodynamicznego. |
| Linia szkieletowa | Linia łącząca środki odcinków między górną i dolną powierzchnią profilu. | Miejsce geometryczne środków okręgów wpisanych w obrys profilu. |
| W_n | Współczynnik wypełnienia noska profilu | Grubość noska profilu w odległości 1% cięciwy od jej przedniego skrajnego punktu |

1.4 Podstawowe zależności - wzory**Grubość względna (w %) -**

$$\overline{t}_{max} = \frac{t_{max}}{c} \times 100 \quad [\%]$$

Wygięcie względne (w %) -

$$\overline{f}_{max} = \frac{f_{max}}{c} \times 100 \quad [\%]$$

Promień krawędzi natarcia – dla profilu o znanym opisie geometrycznym (np. NACA) można przybliżyć (wzór orientacyjny, do porównania z pomiarem rzeczywistym, \overline{t}_{max} – wyrażone liczbowo) :

$$r_{L\ E} \approx 1.1019 \overline{t}_{max}^2 c$$

Względne wypełnienie noska

$$\overline{w}_n = \frac{w_n}{t_{max}}$$

2. Przebieg ćwiczenia

1. Zapoznać się z budową skrzydła Zlin-142 i określić miejsce pomiaru przekroju,
2. Ustalić orientację cięciwy – zaznaczyć punkty LE i TE,
3. Zmierzyć długość cięciwy c ,
4. Na profilu co 10% cięciwy zaznaczyć punkty pomiarowe ($x/c = 0,1; 0,2; \dots; 1,0$),
5. W każdym punkcie zmierzyć grubość profilu $t(x)$ – odległość między górną a dolną powierzchnią,
6. Zlokalizować punkt t_{max} i jego położenie x_{tmax} ,
7. Określić linię szkieletową: wyznaczyć środki między górną i dolną powierzchnią w punktach pomiarowych,
8. Na podstawie punktów linii szkieletowej wyznaczyć f_{max} i x_{fmax} .
9. Określić wartość promienia krawędzi natarcia.

3. Opracowanie wyników

3.1 Na podstawie wyników pomiarów (t , f) wykonać szkic profilu w skali z naniesieniem wszystkich charakterystycznych punktów.

3.2 Obliczyć:

- grubość względną,
- wygięcie względne,
- względne położenia punktów x_{tmax} i x_{fmax} wyrażone w procentach długości cięciwy profilu c ,
- przybliżony promień krawędzi natarcia,
- względne wypełnienie noska.

4. Wyniki i opracowanie sprawozdania:

- Uzupełnić tabele pomiarów.
- Sporządzić szkic profilu (obrys, cięciwa, linia szkieletowa, promień noska, punkty charakterystyczne).
- Wpisać obliczone wartości.

5. Wnioski

We wnioskach należy sklasyfikować typ kształtu profilu i odnieść się do zależności między **rzeczywistym kształtem profilu skrzydła** a jego **właściwościami aerodynamicznymi**. Należy wskazać, czy uzyskane wartości maksymalnej grubości, strzałki ugięcia i ich położen odpowiadają typowym parametrom profili stosowanych w samolotach szkolno-treningowych, takich jak Zlin-142. Należy zwrócić uwagę na **praktyczne znaczenie geometrii profilu** dla bezpieczeństwa i charakterystyki lotu.

Przykładowe pytania kontrolne

1. Jak zmiana maksymalnej grubości wpływa na wartość siły nośnej?
2. Czym różni się profil symetryczny od asymetrycznego?
3. Jakie są zalety i wady profilu o dużej strzałce ugięcia?
4. W jakim celu wyznacza się linię szkieletową profilu?
5. Jakie błędy pomiarowe mogą wystąpić przy pomiarze $t(x)$ i $f(x)$?