

Laboratorium 2 : Pomiar geometryczny skrzydła i wyznaczenie podstawowych parametrów aerodynamicznych (Zlin-142)

Cel:

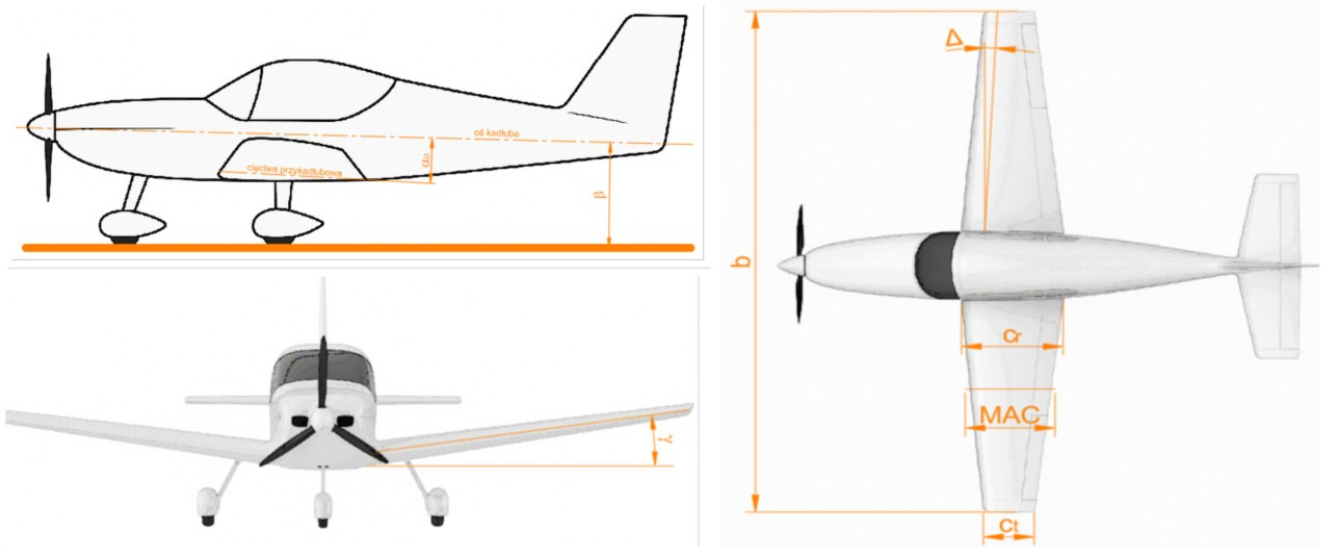
Celem ćwiczenia jest wykonanie **pomiarów geometrycznych skrzydła samolotu** na rzeczywistym obiekcie (samolot, zdemontowane skrzydło) oraz **wyznaczenie podstawowych parametrów aerodynamicznych** wynikających z jego geometrii. Ćwiczenie pozwala zrozumieć zależności między wymiarami skrzydła a jego właściwościami aerodynamicznymi.

1. Podstawy teoretyczne i definicje parametrów geometrycznych:

Skrzydło jest podstawowym elementem konstrukcyjnym samolotu odpowiedzialnym za wytwarzanie siły nośnej, umożliwiającej utrzymanie statku powietrznego w locie. Jego profil i geometria sprawiają, że podczas przepływu powietrza nad i pod jego powierzchnią powstaje różnica ciśnień – wyższe ciśnienie pod skrzydłem oraz niższe nad nim – co generuje siłę skierowaną ku górze. Wielkość i kształt skrzydła mają kluczowy wpływ na osiągi samolotu, w tym na jego prędkość, manewrowość, stabilność oraz zużycie paliwa.

Oprócz funkcji aerodynamicznej, skrzydło pełni także rolę konstrukcyjną i eksploatacyjną. Stanowi miejsce montażu zbiorników paliwa, mechanizacji (klap, lotek, slotów), a w wielu przypadkach również podwozia czy uzbrojenia. W nowoczesnych samolotach kształt i geometria skrzydła są wynikiem kompromisu między wymaganiami aerodynamicznymi, wytrzymałościowymi i eksploatacyjnymi, co czyni je jednym z najbardziej złożonych elementów całej konstrukcji lotniczej.

Podstawowe elementy geometrii skrzydła:



Rozpiętość skrzydła (b) :

Odległość między końcówkami skrzydeł – parametr, który ma ogromne znaczenie praktyczne w aerodynamice i eksploatacji samolotu. Im większa rozpiętość, tym mniejszy **opór indukowany**, czyli strata energii związana z tworzeniem się wirów na końcówkach skrzydeł i lepsza ekonomia lotu. Samolot o dużej rozpiętości ma lepszą **doskonałość aerodynamiczną** (stosunek wytwarzanej siły nośnej do siły oporu) i zużywa mniej paliwa.

Z drugiej strony, duża rozpiętość zmniejsza zwrotność, zwiększa masę konstrukcji i, utrudnia hangarowanie, dlatego w samolotach myśliwskich i akrobacyjnych skrzydła są krótsze. W praktyce więc rozpiętość jest kompromisem między **ekonomią lotu**, **wytrzymałością** i **manewrowością**.

Cięciwa (c):

Linia łącząca krawędź natarcia i spływu profilu. Określa lokalną szerokość skrzydła może się zmieniać na długości skrzydła. Cięciwa bezpośrednio wpływa na właściwości aerodynamiczne skrzydła i charakterystykę lotu samolotu. Długość cięciwy decyduje o **powierzchni nośnej** i tym samym o wielkości wytwarzanej **siły nośnej** – im większa cięciwa, tym większa siła nośna przy tym samym kącie natarcia. Z drugiej strony, duża cięciwa zwiększa również **opór**, dlatego jej wartość musi być dobrana tak, by zapewnić odpowiedni kompromis między nośnością a oporem. W praktyce, w samolotach szybkich i ekonomicznych stosuje się mniejsze cięciwy (smukłe skrzydła), natomiast w maszynach o małej prędkości, np. szkolnych czy rolniczych, większe cięciwy, które poprawiają sterowność przy niskich prędkościach i ułatwiają start oraz lądowanie.

Zwężenie (λ):

Stosunek cięciwy końcówki skrzydła do cięciwy przykadłubowej.

$$\lambda = c_t / c_r$$

Wpływa na rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości oraz na własności aerodynamiczne i konstrukcyjne skrzydła. W skrzydłach o większym zwężeniu (mniejsze λ) siła nośna rozkłada się bardziej równomiernie, co zmniejsza opór indukowany i poprawia doskonałość aerodynamiczną. Takie skrzydła są korzystne np. w samolotach o dużych prędkościach. Mniejsze zwężenie (λ bliższe 1) upraszcza konstrukcję dlatego jest stosowane np. w samolotach szkolnych i transportowych.

Powierzchnia nośna (S):

Jest wypadkową rozpiętości oraz rozkładu cięciwy. W zależności od geometrii skrzydła stosuje się odpowiednie wzory wykorzystujące dane o rozpiętości i cięciwach. Jest to **powierzchnia rzutowana skrzydła**, decydująca o sile nośnej.

Wzór na obliczenie powierzchni pojedynczego skrzydła metodą trapezów:

$$S_{1/2} = \sum_{i=1}^{n-1} \frac{(c_i + c_{i+1})}{2} \cdot \Delta y$$

Jeżeli obliczenia są prowadzone dla pojedynczego skrzydła należy uwzględnić, że powierzchnię nośną tworzą dwa skrzydła wraz z ich częściami 'wchodzącymi' w kadłub.

Średnia cięciwa aerodynamiczna (MAC):

Uśredniona cięciwa odpowiadająca aerodynamicznie całemu skrzydłu.

$$MAC = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

Jest to umowna cięciwa, której długość i położenie reprezentują aerodynamiczne właściwości całego skrzydła. Innymi słowy, jest to taka pojedyncza cięciwa, na której można przyjąć, że działa całkowita siła nośna skrzydła. Jest to parametr kluczowy w analizie stateczności i wyważenia samolotu — służy do określenia położenia punktów przyłożenia wypadkowej siły ciężkości (środek ciężkości CG) i wypadkowej siły nośnej (środek parcia CP). Współrzędne aerodynamiczne samolotu, takie jak tzw. procent MAC (np. CG = 25% MAC), pozwalają ocenić, czy samolot jest poprawnie wyważony i stabilny w locie. Dzięki temu MAC jest jednym z najważniejszych parametrów w projektowaniu i analizie konstrukcji lotniczych.

Krawędź natarcia średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła LEMAC.

Pozycja środka MAC w rozpiętości:

$$y_{MAC} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$

LEMAC (względem krawędzi natarcia przy kadłubie):

$$LEMAC = y_{MAC} \tan(A)$$

Wydłużenie (AR):

Stosunek kwadratu rozpiętości do powierzchni.

$$AR=b^2/S$$

Duże wydłużenie (długie, wąskie skrzydła), poprawia **doskonałość aerodynamiczną** i pozwala na bardziej ekonomiczny lot — dlatego stosuje się je w szybowcach i samolotach pasażerskich. Małe wydłużenie (krótkie, szerokie skrzydła) zwiększa **zwrotność** i wytrzymałość, dlatego występuje w samolotach myśliwskich i akrobacyjnych.

Kąt zaklinowania (α_0):

Kąt między osią kadłuba a cięciwą przykadłubową. Wpływa na to, przy jakim położeniu osi kadłuba skrzydło wytwarza siłę nośną. Dzięki odpowiedniemu zaklinowaniu skrzydło może generować siłę nośną nawet wtedy, gdy kadłub znajduje się w położeniu zbliżonym do poziomego, co poprawia komfort lotu, widoczność z kabiny i osiągi przy małych prędkościach. Zbyt duży kąt zaklinowania zwiększa opór i może pogorszyć ekonomię lotu przy dużych prędkościach, natomiast zbyt mały – utrudnia start i lądowanie. W praktyce dobiera się go jako kompromis między efektywnością w locie poziomym a bezpiecznym zachowaniem przy małych prędkościach.

Kąt wzniosu (γ):

Kąt między płaszczyzną skrzydła a poziomem; wpływa na **stateczność poprzeczną** samolotu, czyli jego zdolność do samoczynnego powrotu do lotu poziomego po przechyleniu. Dodatni wznios (końcówki skrzydeł uniesione wyżej niż nasada) powoduje, że samolot samoczynnie prostuje się po zakłóceniu – poprawia więc **stabilność i bezpieczeństwo lotu**, stosowany zwłaszcza w małych i szkolnych samolotach. Skrzydła o małym lub zerowym wzniosie dają lepszą **zwrotność**, dlatego stosuje się je w samolotach akrobacyjnych i wojskowych. W praktyce kąt wzniosu dobiera się jako kompromis między **statecznością a manewrowością**.

Skos skrzydła (Λ):

Kąt między linią $1/4$ cięciwy (dla skrzydeł o niewielkim zwężeniu można przyjąć krawędź natarcia) a prostopadłą do osi kadłuba. Skośne skrzydło opóźnia moment, w którym lokalna prędkość przepływu na profilu osiąga wartość dźwięku, dzięki czemu zmniejsza **opór falowy** i umożliwia **loty z prędkościami transsonicznymi i naddźwiękowymi**. Dlatego duży skos stosuje się w samolotach odrzutowych i pasażerskich dużych prędkości. W samolotach wolniejszych skos bywa niewielki lub zerowy, ponieważ skrzydło skośne ma gorsze własności przy małych prędkościach (np. dłuższy start, większa podatność na przeciągnięcie). W praktyce więc skos to kompromis między prędkością przelotową a zachowaniem przy starcie i lądowaniu.

Skreślenie geometryczne (ϵ):

Różnica kątów zawartych między cięciwami u nasady oraz w końcówce skrzydła a osią kadłuba. Wpływa na rozkład siły nośnej. **Ujemne skreślenie** (końcówka skrzydła ma mniejszy kąt zaklinowania niż nasada) powoduje, że samolot zachowuje **sterowność i stabilność** w krytycznych sytuacjach (np. podczas przeciągnięcia). W praktyce skreślenie geometryczne poprawia **bezpieczeństwo lotu, własności startu i lądowania** oraz łagodzi skutki przeciągnięcia, dlatego jest standardowo stosowane w większości współczesnych samolotów.

2. Procedura pomiarów skrzydła

a) Przygotowanie skrzydła i samolotu do pomiaru:

- Sprawdzić stabilność ustawienia skrzydła na podporach w pozycji poziomej cięciwy przykadłubowej.
- Określić krawędzie natarcia i spływu.
- Ustalić punkty pomiarowe wzdłuż rozpiętości co ok. 0,5 m (od nasady do końcówki).

- Wyznaczyć przebieg osi podłużnej samolotu - **umowna linia konstrukcyjna** – przebiega przez środek kadłuba od nosa do ogona i określa jego orientację w locie.
- b) Pomiar rozpiętości skrzydła (samolot lub skrzydło+kadłub):
 - Zmierzyć rozpiętość całkowitą **b**, czyli odległość między końcówkami skrzydeł lub połowę ($b/2$) dla jednego skrzydła uwzględniając szerokość kadłuba.
- c) Pomiar cięciwy przykadłubowej i końcowej (samolot lub skrzydło+kadłub):
 - Zmierzyć c_r w miejscu styku skrzydła z kadłubem.
 - Zmierzyć c_t w końcowym profilu skrzydła.
 - Zapisać wyniki.
- d) Pomiar cięciw pośrednich (samolot lub skrzydło+kadłub):
 - Wykonać pomiary lokalnych cięciw c_i ($i=2,3,\dots, c_l = c_r, c_{l_{max}} = c_t$) co 0,5 m wzdłuż rozpiętości.
 - Zanotować wyniki w tabeli pomiarowej,
 - Dane posłużyć do szkicu i obliczenia powierzchni metodą trapezów.
- e) Pomiar kątów geometrycznych (samolot):
 - Zmierzyć:

- **kąt pochylenia osi podłużnej** stojącego samolotu (β)

Pomiar pośredni. Zmierzyć położenie (wysokości) dwóch punktów osi podłużnej kadłuba (w rejonie nosa h_n i ogona h_o) względem podłoża oraz rzut poziomy odległości między tymi punktami (H). Korzystając z zależności trygonometrycznych obliczyć kąt (β):

$$\beta = \arctg \frac{(h_n - h_o)}{H}$$

- **kąt zaklinowania** (α_o),

Pomiar pośredni. Zastosować metodę j.w. Kąt zaklinowania skrzydła (α_o) jest określany **względem osi podłużnej samolotu**. Jeżeli pomiarów dokonuje się względem podłoża to uzyskany wynik należy skorygować o kąt pochylenia osi kadłuba względem poziomu.

$$\alpha_o = \alpha_z - \beta$$

gdzie: α_z – kąt zaklinowania zmierzony względem podłoża

- **kąt wzniosu** (γ)

Pomiar pośredni. Zastosować metodę jak dla β .

- **oszacować skos** (Λ).

Zidentyfikować występowanie skosu. Jeśli występuje to czy jest dodatni/ujemny. Oszacować wartość w ° (stopniach kąta).

- Zapisać wyniki.

- f) Pomiar skręcenia geometrycznego (twist):

- W tych samych przekrojach, w których mierzono cięciwy, określić lokalne kąty zaklinowania α_r , α_t , α_i poprzez pomiar kąta między cięciwami a płaszczyzną poziomą. Pomiar pośredni. Zastosować metodę j.w.
- Zanotować wyniki

3. Opracowanie wyników

- a) Sporządzenie szkicu skrzydła i obliczenie powierzchni:

- Na podstawie wyników pomiarów cięciw naszkicować geometrię skrzydła z zastosowaniem skali.
- Nanieść zmierzone cięciwy w odpowiednich odległościach wg skali i połączyć końce cięciw linią ciągłą.
- Obliczyć powierzchnię skrzydła metodą trapezów.

$$S = \sum_{i=1}^{n-1} \frac{(c_i + c_{i+1})}{2} \cdot \Delta y$$

b) Wykonać obliczenia:

- Zwężenie:

$$\lambda = c_t / c_r$$

- Wydłużenie:

$$AR = b^2 / S$$

- Średnią cięciwę aerodynamiczną:

$$MAC = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

- LEMAC (względem krawędzi natarcia przy kadłubie):

$$LEMAC = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \tan(\Lambda)$$

- Skręcenie geometryczne (ε) :

$$\varepsilon = \alpha_r - \alpha_t$$

- Sporządzić tabelę wyników i wykres rozkładu cięciw.

4. Wyniki i opracowanie sprawozdania:

- Uzupełnić tabele pomiarów.
- Sporządzić szkic skrzydła (cięciwy + obrys).
- Wpisać obliczone wartości: b , c_r , c_t , λ , S , MAC , AR , ε .

Wnioski

Wnioski powinny zawierać:

- ocenę dokładności pomiarów,
- interpretację wpływu zmierzonych/obliczonych parametrów na charakterystykę aerodynamiczną,
- krótkie porównanie z danymi katalogowymi Zlin-142.

Przykładowe pytania kontrolne

1. Jakie znaczenie ma zwężenie skrzydła dla rozkładu siły nośnej?
2. W jaki sposób skręcenie geometryczne wpływa na bezpieczeństwo lotu?
3. Jakie błędy mogą wystąpić przy pomiarze cięciw w hangarze?
4. Dlaczego wydłużenie skrzydła wpływa na doskonałość aerodynamiczną?
5. Jakie są zalety i wady dużego skosu skrzydła?