



Zasady Lotu

Aeroklub Bielsko-Bialski
Przemysław Ochal

1. Przypomnienie niezbędnych wiadomości z mechaniki ogólnej

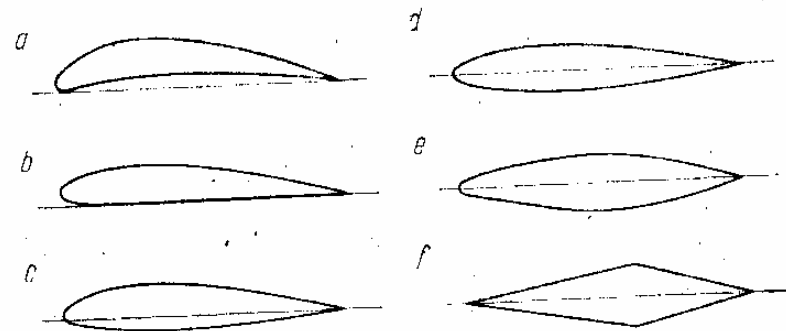
- **Mechanika lotu** zajmuje się badaniem zachowania się ciał poruszających się w powietrzu. Na poruszający się w atmosferze płatowiec działają siły, zwane siłami aerodynamicznymi.
- **Aerodynamika** zajmuje się siłami działającymi na ciało poruszające się w powietrzu.
- Spotykane wielkości fizyczne zaliczane są albo do **skalarów** (np. temperatura, masa, gęstość, praca), albo do **wektorów** (np. siły, prędkość, przyspieszenie).
- Do określenia skalara wystarczy podanie jego wartości liczbowej, aby zaś określić wektor, należy podać aż cztery jego cechy: punkt przyłożenia, wartość, kierunek i zwrot.
- Dowolne dwie siły przyłożone do jednego punktu można zastąpić **jedną siłą wypadkową** przyłożoną również do tego samego punktu, będącą przekątną równoległoboku zbudowanego na wektorach poszczególnych sił.
- **Ruchem** nazywana jest zmiana położenia jednego ciała względem innych ciał, odbywająca się w czasie. Ze względu na kształt toru, ruch punktu materialnego może być prostoliniowy - gdy tor jest linią prostą, lub krzywoliniowy – gdy tor jest linią zakrzywioną
- **Prędkość średnia** nazywa się iloraz długości drogi i czasu, w jakim ta droga została przebyta.

Zasady Lotu

- Jeżeli prędkość w czasie ruchu zmienia się, to można mówić tylko o **prędkości chwilowej**.
- **Przyspieszeniem średnim** jest stosunek przyrostu prędkości do przyrostu czasu, w jakim nastąpił przyrost prędkości.
- **Moment siły** względem punktu jest iloczyn siły i odległości tej siły od punktu obrotu.
- **Dynamika** określa związki pomiędzy ruchem ciała a siłami działającymi na ciała (3 zas. dynamiki Newtona).
- **Praca** równa jest iloczynowi siły i przesunięcia drogi w kierunku działania tej siły (Joul).
- **Moc** jest to praca wykonywana w czasie jednej sekundy. (Watt)
- **Energia** zdolność ciała do wykonania pracy (Joul)
- Zasada równowartości energii kinetycznej i pracy: $\Delta E_k = E_2 - E_1 = \Sigma F_i * l_i$

2. Kształty aerodynamiczne - geometria profilów, kąt natarcia

- Najważniejszymi siłami aerodynamicznymi są: **siła nośna CZ** i **siła oporu CX** (zależy od: gęstości ośrodka, prędkości i powierzchni czołowej i kształtu ciała), jest tym większy, im więcej zawirowań tworzy się za ciałem przy jego poruszaniu się w powietrzu.
- **Kształtami aerodynamicznymi** nazywa się takie ciała opływowe, które poruszając się napotykają małe opory i mają duże wartości siły nośnej. Zaliczamy do nich przede wszystkim profile lotnicze. Należy więc zapewnić jak największy stosunek siły nośnej do siły oporu.
- **Podstawowe rodzaje profilów lotniczych:** wklęsłowypukły, płaskowypukły, dwuwypukły (symetryczny i niesymetryczny), laminarny, naddźwiękowy.



Geometryczny opis profilu

Cięciwa Profilu c : Odcinek charakteryzujący długość profilu , czyli szerokość płata. Odcinek łączący dwa najbardziej odległe punkty profilu.

Grubość profilu g : największa odległość , prostopadła do cięciwy między górnym i dolnym obrysem profilu – określa się zazwyczaj w procentach % tzn. jako stosunek maksymalnej grubości do cięciwy. (cienkie 6-8% , grube powyżej 15%)

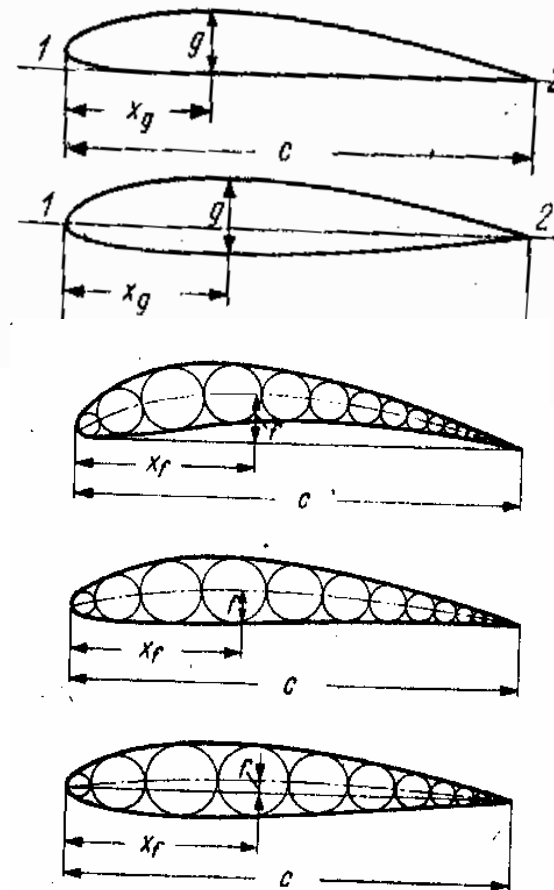
Krawędź natarcia : linia łącząca noski profilów , prostopadła do płaszczyzny profilów.

Krawędź spływu : linia łącząca końcowe punkty profilu (ostrza) , również prostopadła ...

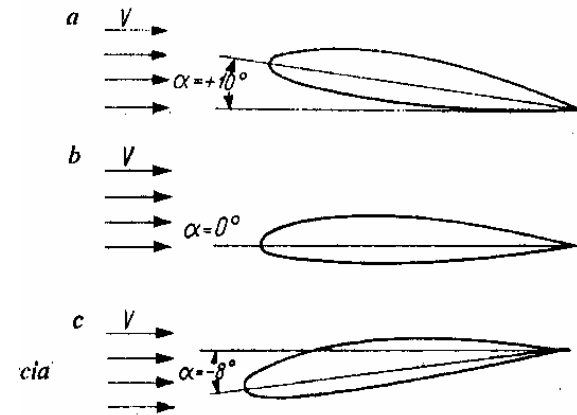
Linia szkieletowa : linia łącząca środki geometryczne kół wpisanych w profil

Strzałka f : największa odległość linii szkieletowej od cięciwy profilu. Podawana zazwyczaj w procentach. (miejsce położenia maksymalnej grubości strzałki ..)

Promień zaokrąglenia noska lub ostrza.



- **Kąt natarcia :**
- Kąt zawarty między kierunkiem prędkości niezakłóconej (kier. napływających strug powietrza) a cięciwą profilu.



- **Geometryczny opis skrzydła:**

- Powierzchnia – S
- Rozpiętość – b
- Średnia cięciwa geometryczna skrzydła $c = \frac{S}{b}$
- Wydłużenie płata $L = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{c}$
- Kąt wzniosu
- Kąt skosu

3. Podstawowe prawa aerodynamiki i mechaniki lotu

Zasada ciągłości przepływu :

Przepływ przez kanał o zmiennym przekroju poprzecznym:

$$m_1 = \rho_1 \cdot V_1 = \rho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t$$

$$m_2 = \rho_2 \cdot V_2 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t$$

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t = \rho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t$$

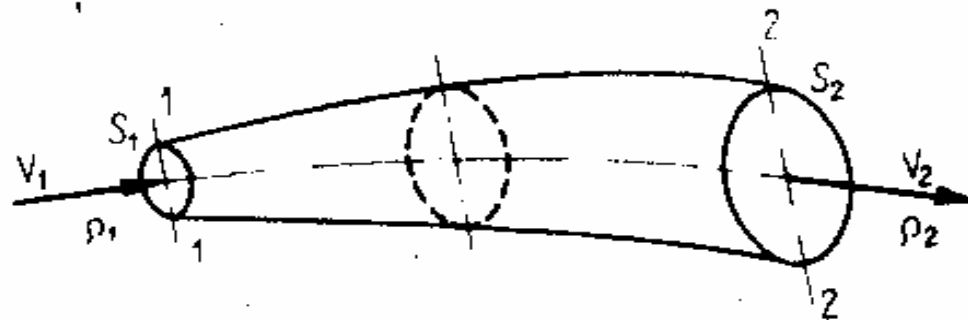
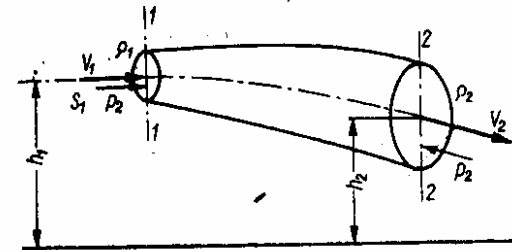
stąd

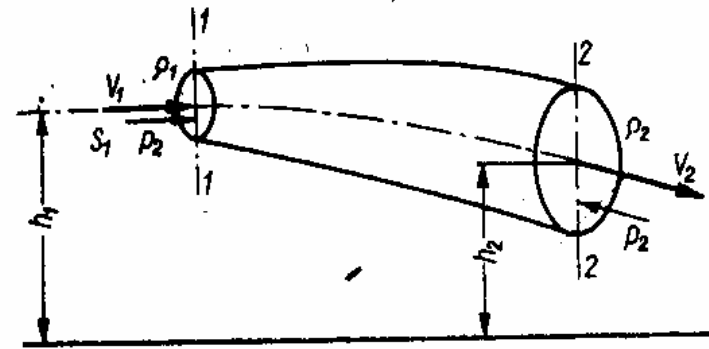
wiedząc, że: $m_1 = m_2$
założenie nieściśliwości : $\rho_1 = \rho_2 = \rho$

$$S_1 \cdot v_1 = S_2 \cdot v_2 = S \cdot v = \text{const} \quad (\text{Prawo ciągłości przepływu})$$

Co oznacza stałość wyrażenia $S \cdot v$ w każdym przekroju ?

Jeżeli przekrój maleje to prędkość rośnie i odwrotnie.





- **Prawo Bernoulliego:**
- Z zasady równości energii kinetycznej i pracy $\Delta E_k = E_2 - E_1 = \sum F_i \cdot l_i$ dla przepływu w przekrojach S_1 i S_2 mamy

$$\frac{1}{2} m_2 \cdot v_2^2 - \frac{1}{2} m_1 \cdot v_1^2 = (p_1 \cdot S_1) \cdot (v_1 \cdot t) - (p_2 \cdot S_2) \cdot (v_2 \cdot t)$$

$$m = V \cdot \rho = S \cdot v \cdot t \cdot \rho$$

$$\frac{1}{2} \rho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \cdot t \cdot v_2^2 - \frac{1}{2} \rho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 \cdot t \cdot v_1^2 = (p_1 \cdot S_1) \cdot (v_1 \cdot t) - (p_2 \cdot S_2) \cdot (v_2 \cdot t)$$

$$\frac{1}{2} \rho_2 (v_2^2 - v_1^2) = p_1 - p_2$$

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho_1 \cdot v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho_2 \cdot v_2^2 = p + \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 = \text{const}$$

$$p + \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 = \text{const}$$

Zasady Lotu

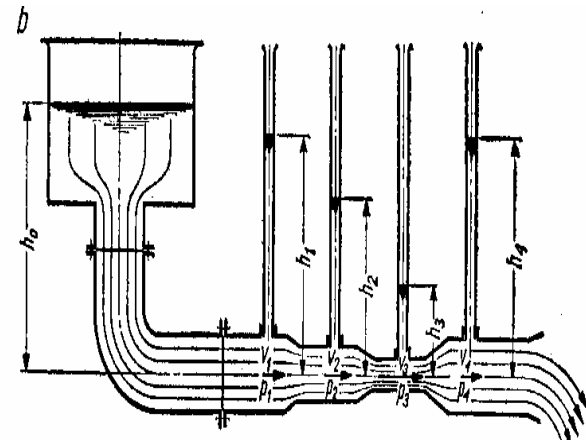
Bardzo ważne i potrzebne w dalszych rozważaniach prawo, które mówi, że suma ciśnień statycznego i dynamicznego wzdłuż strugi przepływającego powietrza ma wartość stałą. Wynika stąd, że wzrost prędkości w jakimś punkcie przepływu wywołuje spadek ciśnienia i na odwrót.

Największe ciśnienie występuje, więc w punktach przepływu, gdzie prędkość jest równa zero. Wprowadza się również pojęcie ciśnienia całkowitego p_0 , równego sumie ciśnienia dynamicznego i statycznego

$$p_0 = p_s + \frac{1}{2} \rho * v^2$$

Wzór ten odnosi się zarówno do cieczy jak i gazów (płyny!) przy następujących założeniach:

- przepływ jest nieściśliwy
- przepływ jest nielepki
- przepływ jest ustalony



Siły aerodynamiczne – siły i momenty działające na ciała poruszające się w powietrzu. Wypadkowa siła aerodynamiczna działająca na ciało ustawione pod pewnym kątem do kierunku ruchu (kątem natarcia) zależy od następujących czynników: ρ , S , v , C

$$R = 1/2 \rho * S * v^2 * C$$

$$P_z = 1/2 \rho * S * v^2 * C_z - \text{siła nośna}$$

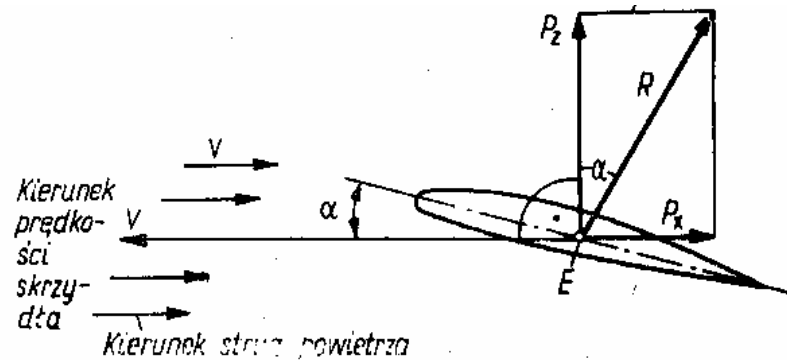
$$P_x = 1/2 \rho * S * v^2 * C_x - \text{siła oporu}$$

C_z - współczynnik siły nośnej

C_x - współczynnik oporu

V - prędkość

ρ - gęstość powietrza



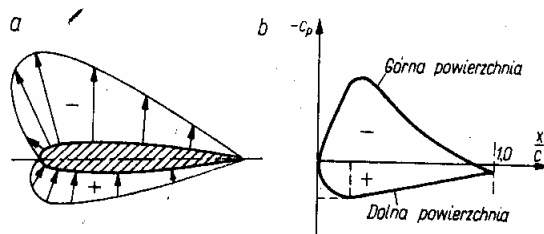
Punkt , w którym linia działania wypadkowej siły aerodynamicznej R przecina cięciwę profilu, nazywa się **środkiem parcia**. Położenie środka parcia nie jest stałe , ze wzrostem kąta natarcia przesuwa się do przodu.

Przez analogie moment sił aerodynamicznych można wyrazić następująco:

$$M = 1/2 \rho * S * v^2 * c * C_m$$

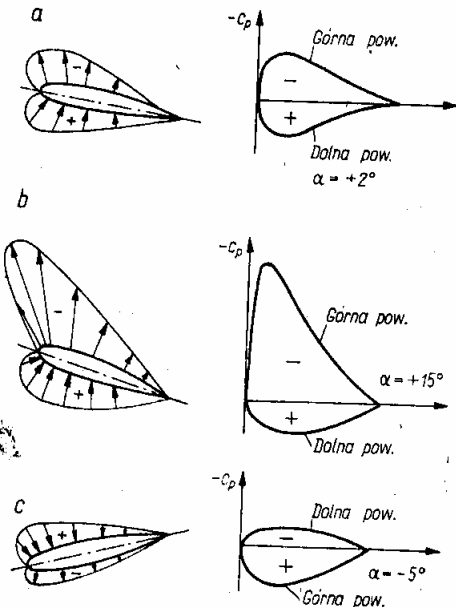
4. Mechanizm powstawania sił aerodynamicznych.

Rozkład ciśnień na profilu



Rys. 6.6. Rozkład ciśnień na profilu

Prędkość cząstek powietrza na górnej powierzchni jest większa niż na dolnej – efekt prawa ciągłości przepływu (wysklepienie profilu, zwiększa ich drogę) Zgodnie z prawem Bernoulliego ciśnienie na górnej powierzchni spadnie a na dolnej wzrośnie. W stosunku do ciśnienia otaczającego na górnej pow. Wytworzy się podciśnienie na dolnej nadciśnienie.



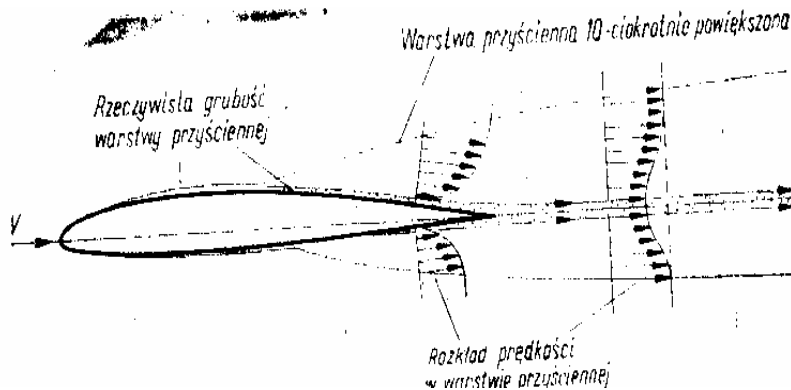
Podciśnienie na górnej powierzchni jest przeciętnie dwukrotnie większe niż nadciśnienie na spodzie profilu, ich różnica daje siłę skierowaną do góry o kierunku prostopadłym do niezakłóconego kierunku prędkości. Nazywa się ją siłą nośną P.

Każdy profil niesymetryczny można ustawić pod takim kątem natarcia, że siłą nośną na profilu jest równa zero – jest to **kąt zerowej siły nośnej**.

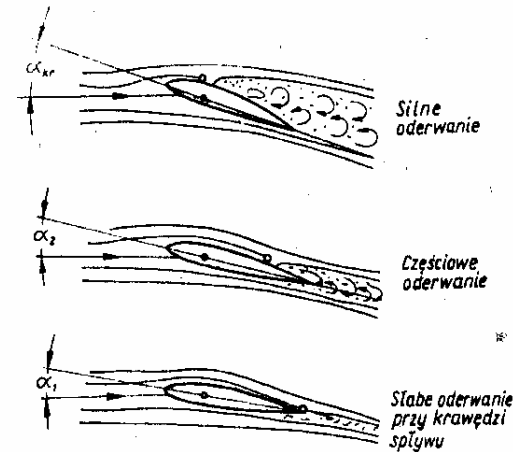
Wynika stąd że siłą nośną zależy od kąta natarcia.

5. Mechanizmy powstawania sił oporu.

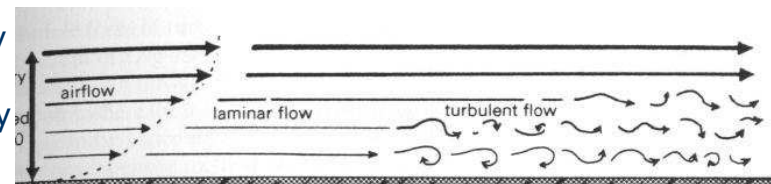
Jednak wzrost siły nośnej wraz ze wzrostem kąta natarcia ma miejsce tylko do pewnego kąta natarcia, począwszy od tego momentu na górnej powierzchni profilu zaczyna pojawiać się odrywanie strug powietrza. Powoduje to gwałtowny wzrost oporu i spadek siły nośnej. Kąt przy którym siła nośna osiągnęła wartość maksymalną jest **krytycznym kątem natarcia**.



Ruch cząsteczek w warstwie przyściennej może mieć różny charakter; laminarny lub turbulentny (burzliwy). Z doświadczenia wiadomo, że opór tarcia laminarnej warstwy przyściennej jest kilkakrotnie mniejszy niż warstwy turbulentnej.

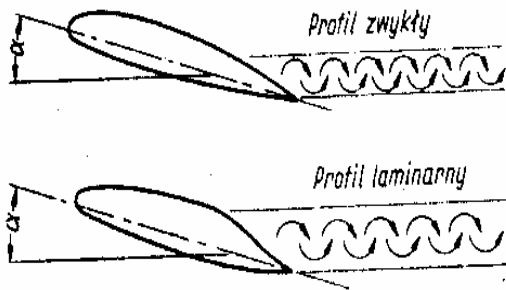
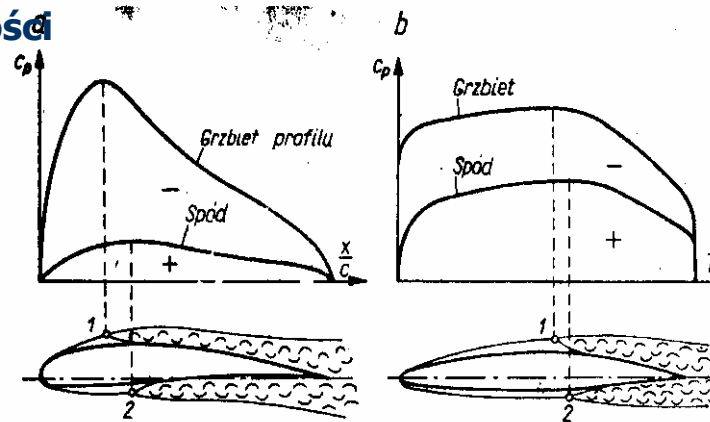


Opór tarcia – wynika z lepkości powietrza. W bezpośredniej bliskości powierzchni profilu powstanie cienka warstwa, w której prędkość zmienia się od zera do wartości prędkości przepływu niezakłóconego.

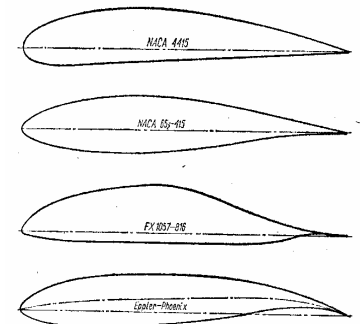


Profile laminarne i ich własności

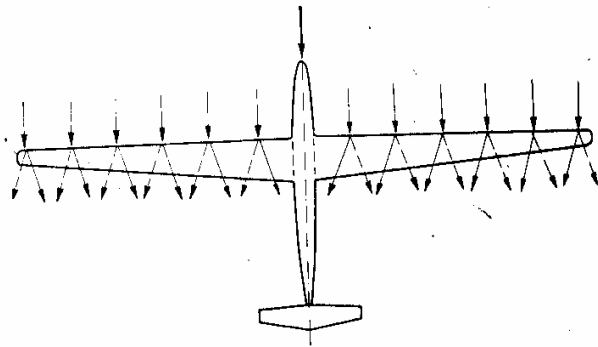
Przejście przepływu laminarnego w turbulentny zależy od rozkładu ciśnień (od położenia punktu maksymalnego podciśnienia). Profile laminarne charakteryzują się znacznym przesunięciem maksymalnej grubości profilu do tyłu (50%-70% cięciwy) co oznacza przesunięcie punktu maksymalnego ciśnienia.



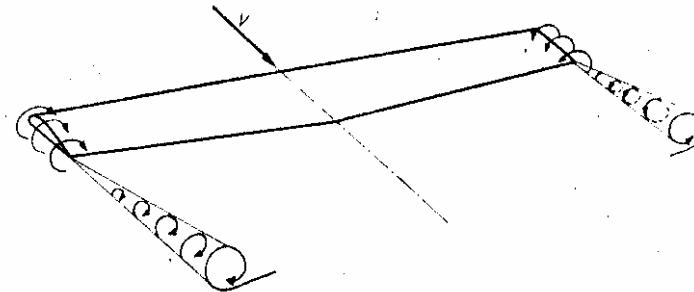
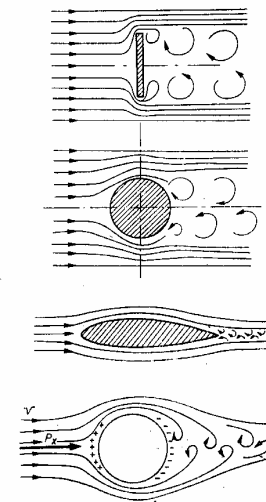
UWAGA ! Profile laminarne mają gorsze własności nośne niż profile klasyczne przy dużych kątach natarcia ze względu na mniejszy promień zaokrąglenia noska profilu.



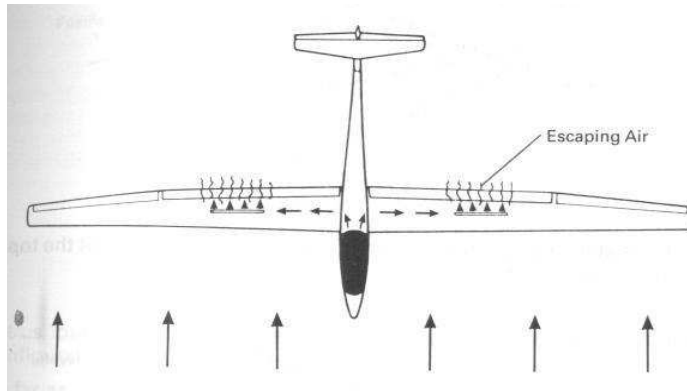
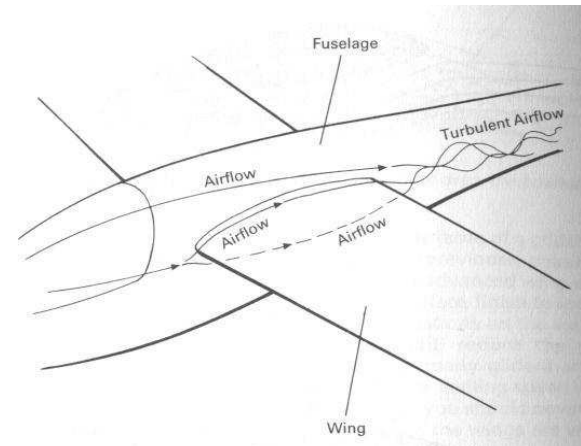
Opór indukowany – wynika ze skończonej rozpiętości płata nośnego i dążenia do wyrównania ciśnienia na jego końcach.



Opór kształtu

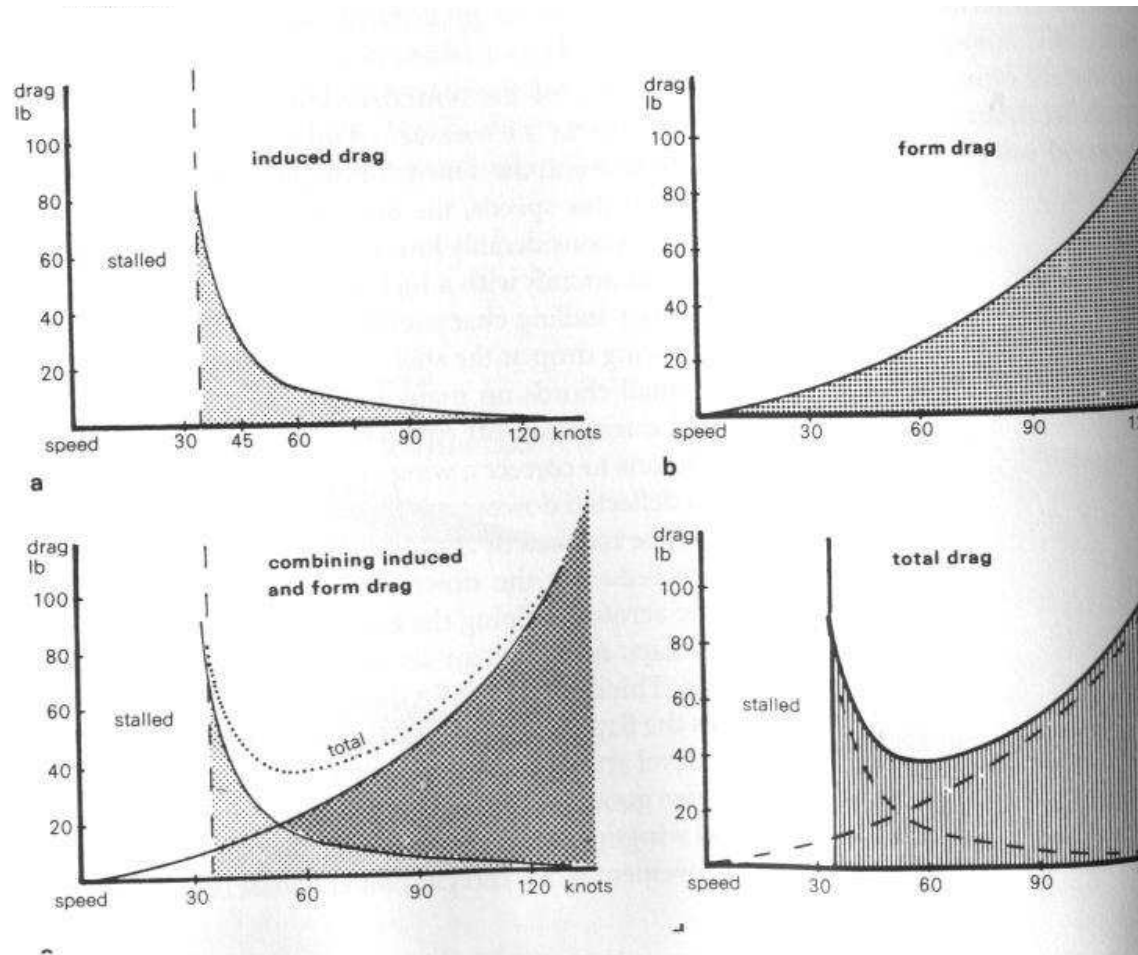


Opór interferencyjny – wynika z wzajemnego oddziaływania na siebie poszczególnych elementów szybowca, takich jak kadłub i skrzydło.



Opór szczelinowy – niekorzystne zjawisko wynikające z obecności szczelin np. na skrzydle; klapy, lotki. Powoduje przepływ pomiędzy dolną i górną powierzchnią, które są źródłem zawirowań (Zwracać uwagę na zaklejenie szczeliny skrzydło-kadłub)

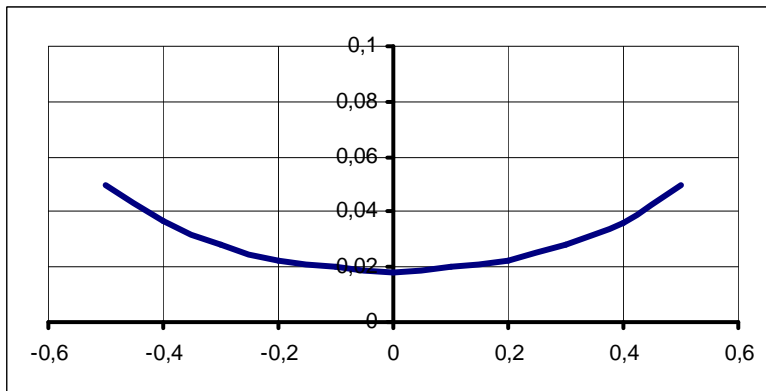
Opory całkowite - podsumowanie



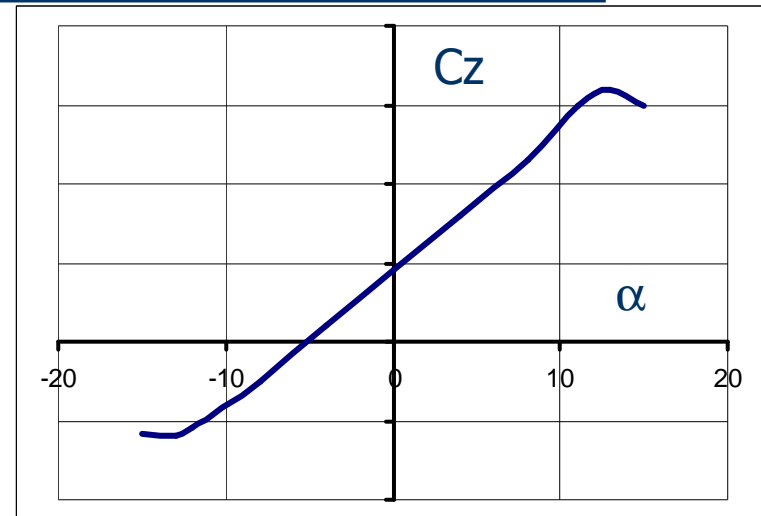
6. Charakterystyki aerodynamiczne.

Zależność współczynników C_{x_i} C_z przedstawia się zazwyczaj na wspólnym wykresie (lub wykresach) . Biegunowe profilu klasycznego ,profilu lamin., skrzydła , szybowca.

Punkty char profil odczytane z biegunowej to: $C_{z_{max}}$, α_{kr} , $C_{x_{min}}$ oraz doskonałość C_z / C_x prowadząc odpowiednia styczną.

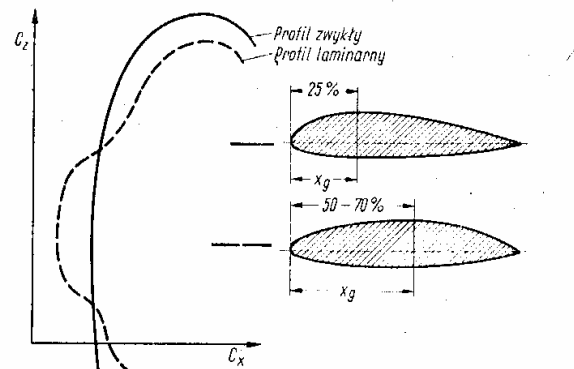


Biegunowa profilu – krzywa Lilienthala C_z (C_x)

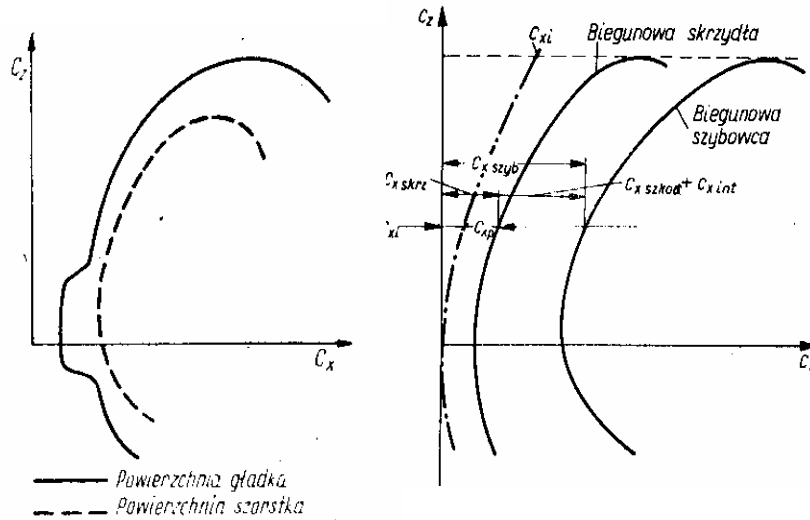


Zależność C_z (α)

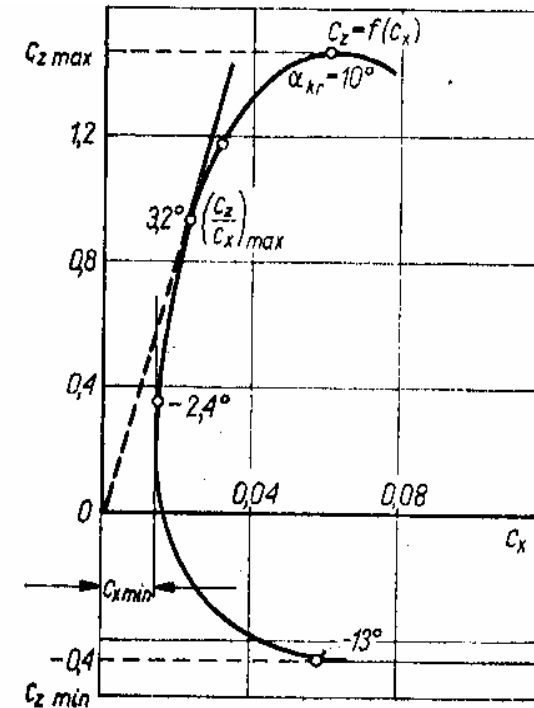
7. Charakterystyki profili.



Rys. 7.3. Biegunowe profili zwykłych i laminarnych

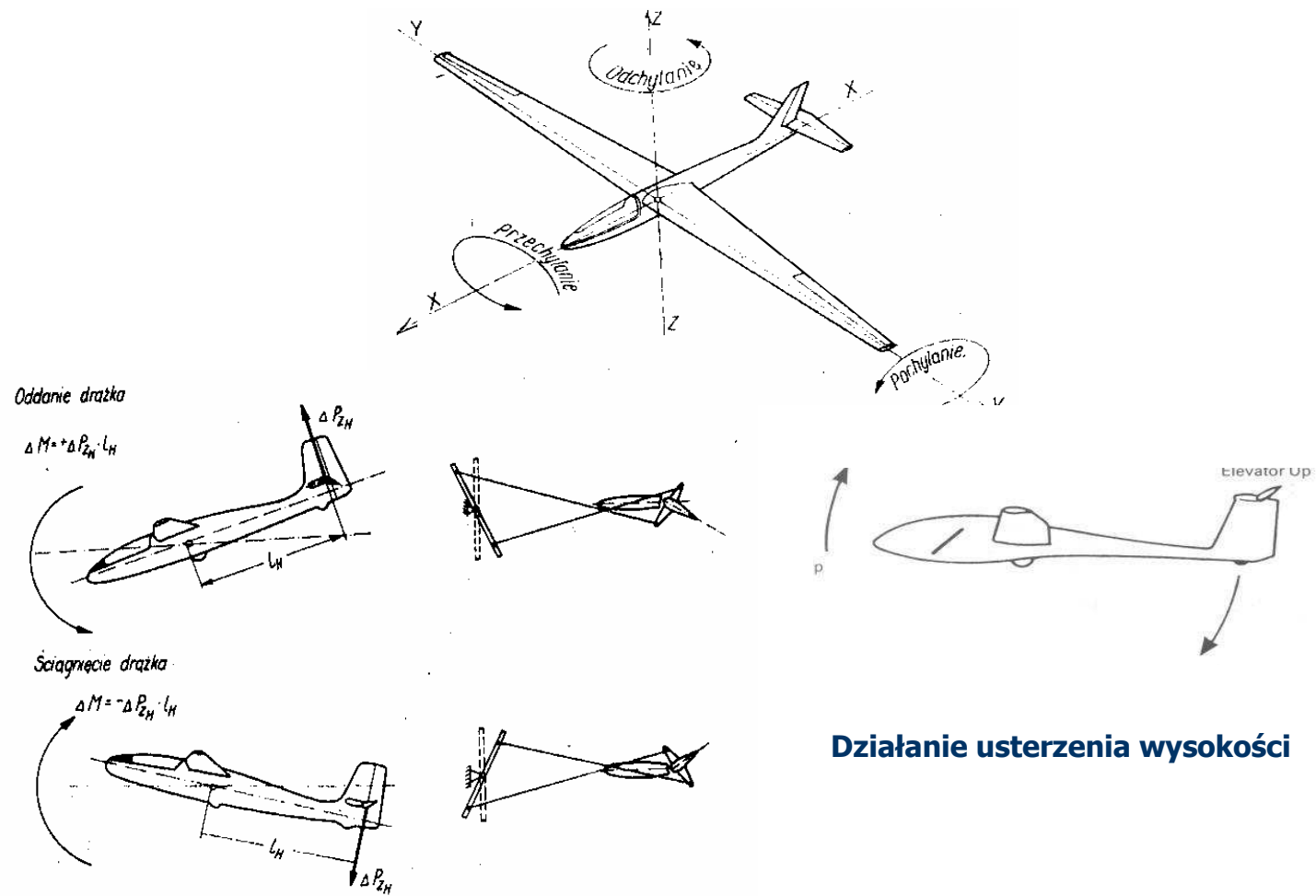


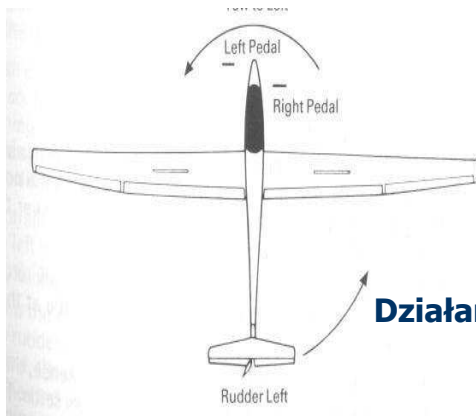
— Powierzchnia gładka
 - - - Powierzchnia szorstka



Rys. 7
 szybowca

8. Usterzenia i urządzenia aerodynamiczne szybowców.

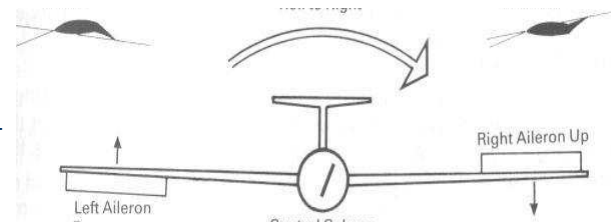
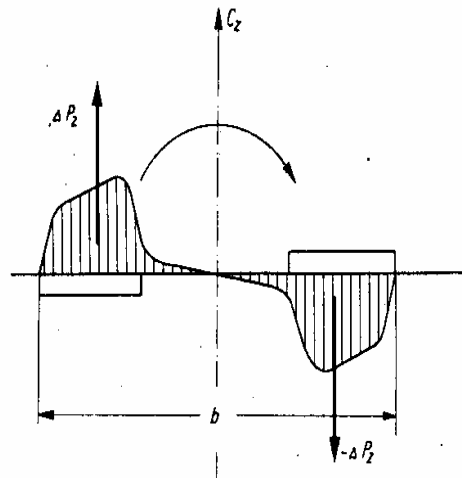
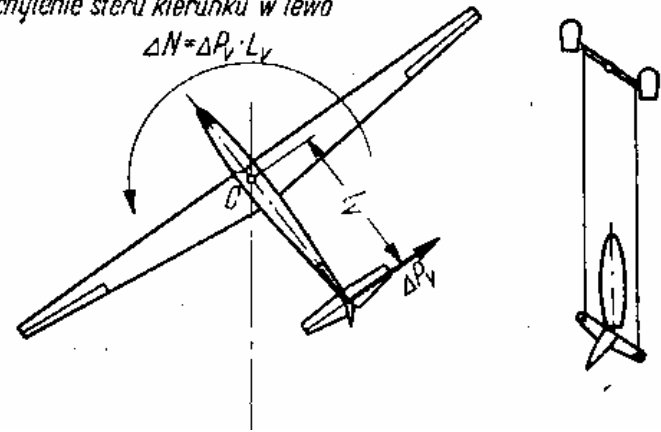




Działanie steru kierunku

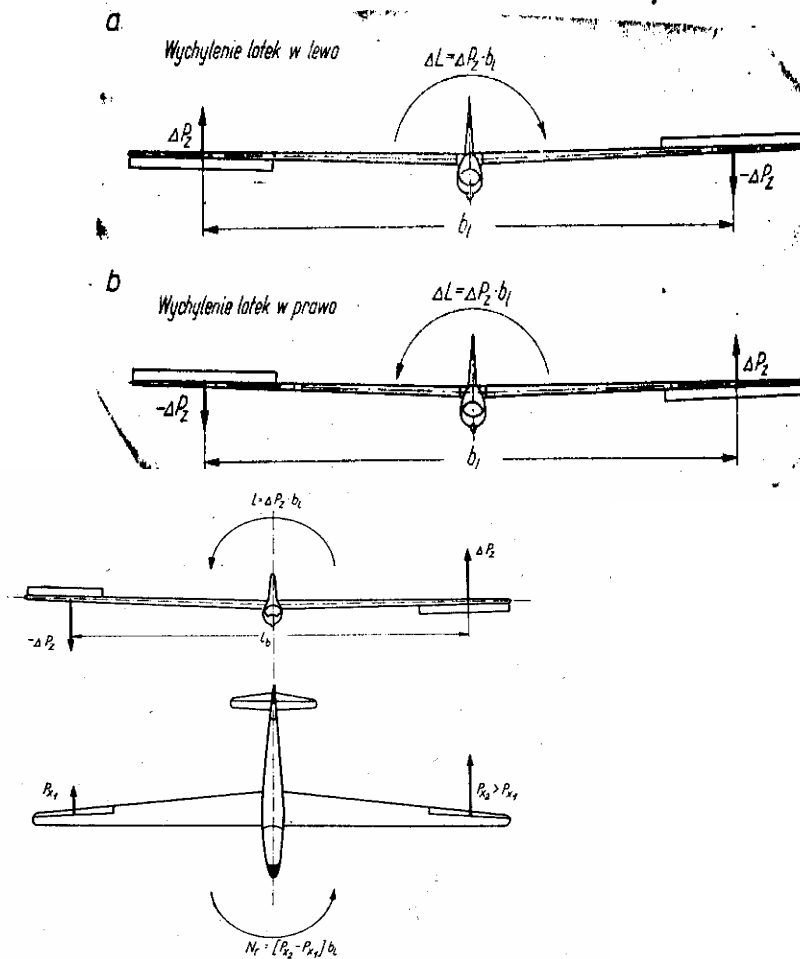
Wychylenie steru kierunku w lewo

$$\Delta N = \Delta P_v \cdot L_y$$



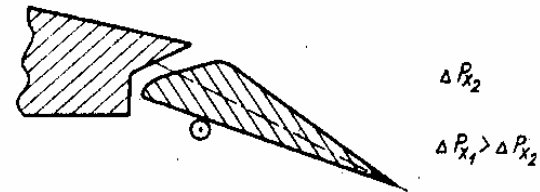
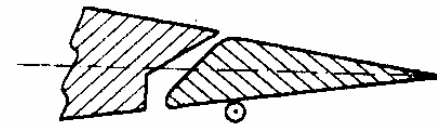
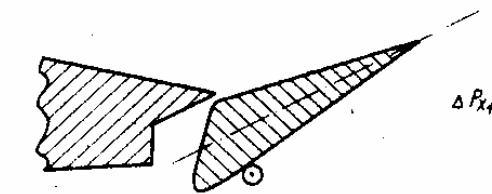
Działanie lotek

Moment oporowy lotek – Jeżeli obydwie lotki wychylają się o jednakowy kąt, jedna w górę, a druga w dół, to oprócz momentu przechylającego powstaje dodatkowy moment niezamierzony, powodujący odchylenie szybowca wokół osi pionowej, czyli moment kierunkowy. Opór kształtu profilu niesymetrycznego jest większy, gdy wysklepienie profilu jest dodatnie, niż gdy jest ono ujemne. Oznacza to, że lotka wychylona do dołu daje większy opór skrzydła niż o ten sam kąt wychylona lotka do góry na skrzydle przeciwnym.



Aby zlikwidować to niekorzystne zjawisko stosuje się lotki typu Frise lub różnicowe wychylenie lotek.

Rys. 8.6. Moment oporowy lotek

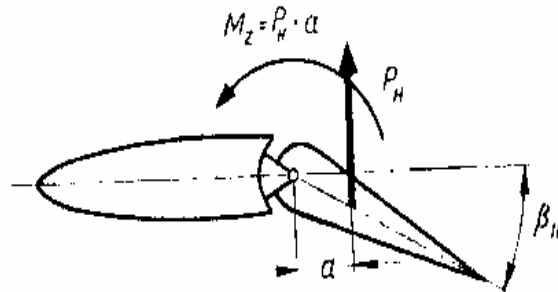


Rys. 8.7. Lotka typu „Fryze”

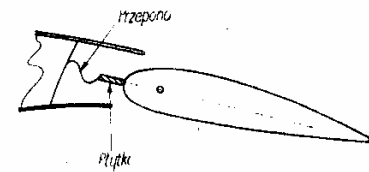
9. Urządzenia odciążające układ sterowania

klapka odciążająca – flettner - zmniejsza moment zawiasowy sterów

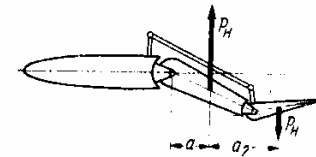
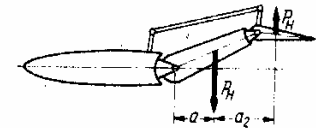
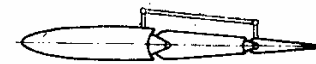
$$M_H = P_H * a$$



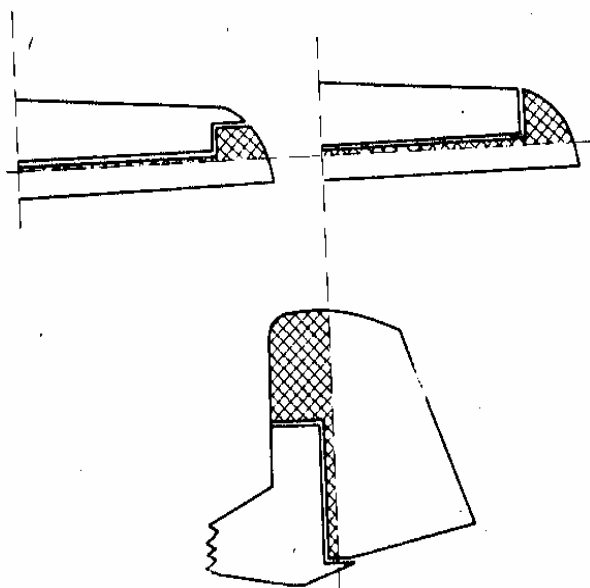
Zasada działania klapki odciążającej **FLETTNER**



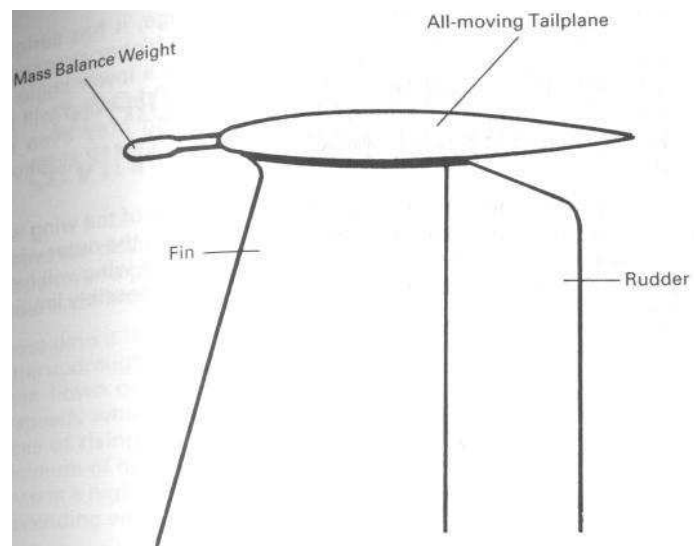
Rys. 8.10. Wyważenie z przeponą



Rys. 8.11. Działanie klapki odciążającej — flettner

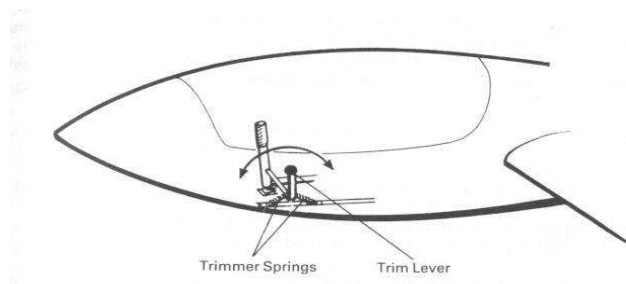


Wyważenie rogowe sterów

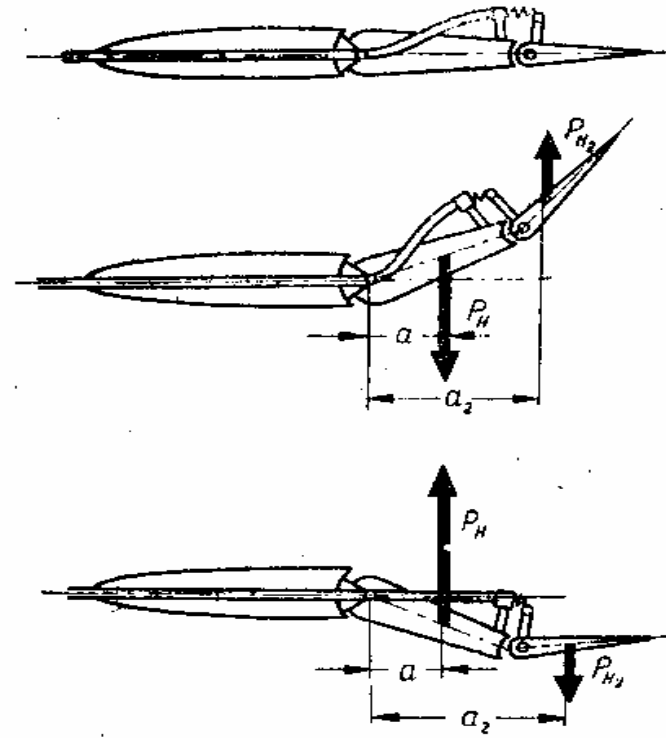


Wyważenie masowe - Cobra

klapka wyważająca – trymer – może być niezależnie sterowana przez pilota za pomocą cięgna. Możemy całkowicie lub częściowo zrównoważyć siłę P_H , którą pilot wywiera na drążek sterowy. Np. podczas ustalenia określonych parametrów lotu np. prędkość przy danym wychyleniu drążka.



„Trymer” wyważający bez klapki - Junior



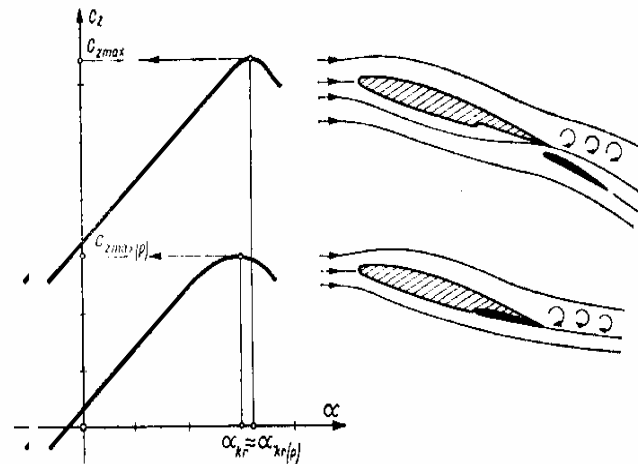
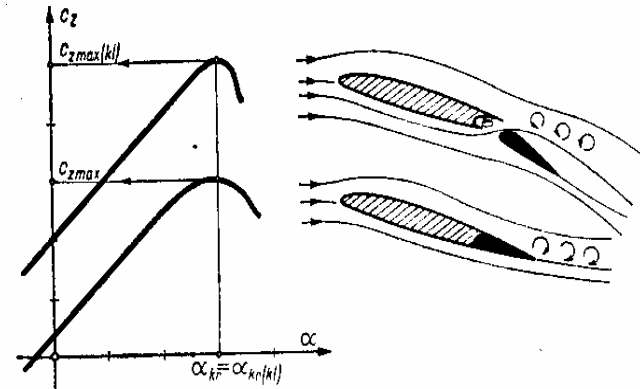
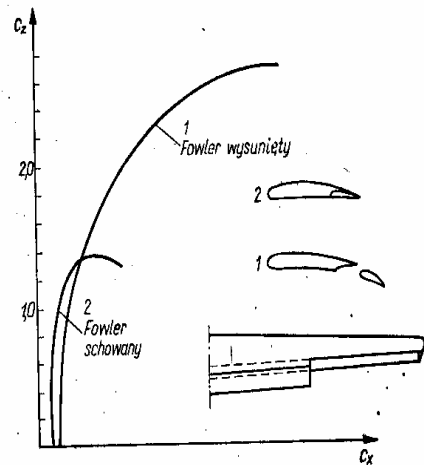
Trymer klasyczny - Pirat

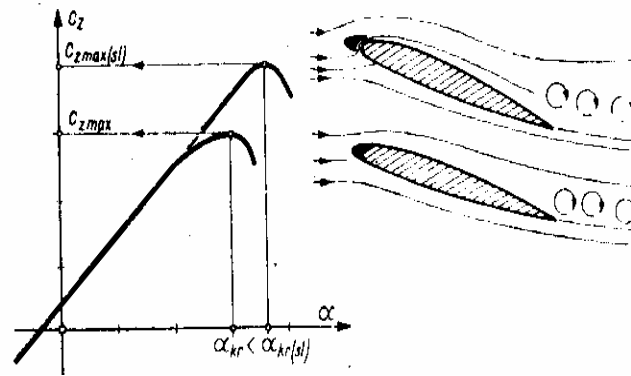
10. Urządzenia zwiększające siłę nośną

Urządzenia zwiększające siłę nośną - opierają się na następujących zasadach: zmieniają geometrię profilu skrzydła na bardziej wysklepiony, a więc bardziej nośny zwiększając powierzchnię skrzydeł przeciwdziałają oderwaniu strug powietrza przez sterowanie warstwą przyścienną

klapy

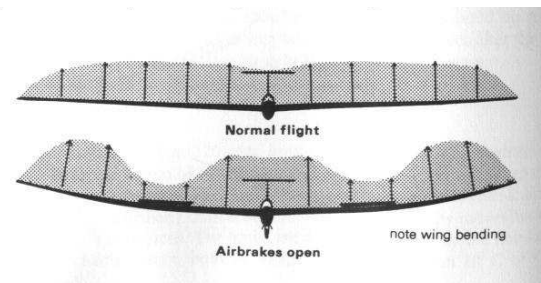
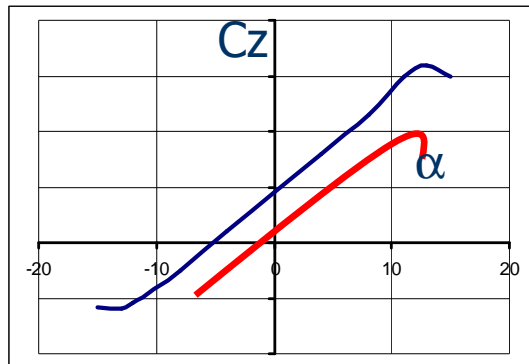
(zwykła, krokodylowa, szczelinowa, wysuwana, Fowlera)





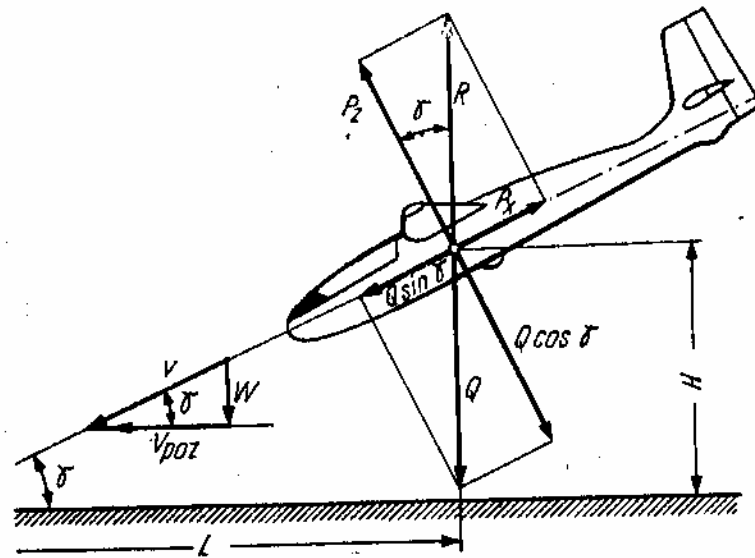
skrzela (sloty)

Hamulce aerodynamiczne



11. Siły działające na szybowiec w różnych stanach lotów.

lot ślizgowy

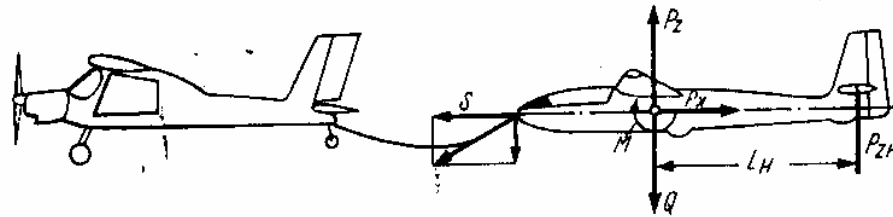


$$\operatorname{tg} \gamma = P_x / P_z = C_x / C_z$$

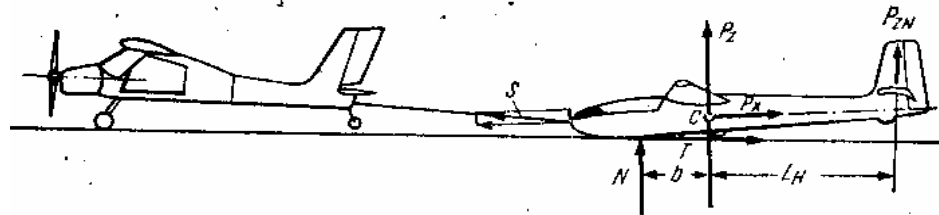
$$\operatorname{tg} \gamma = H / L$$

$$d = C_z / C_x = L / H \quad - \text{doskonałość szybowca}$$

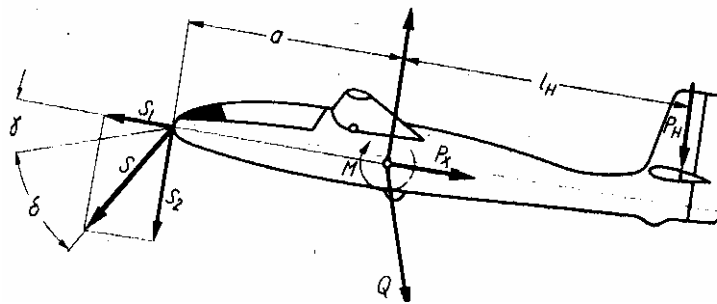
Lot holowany



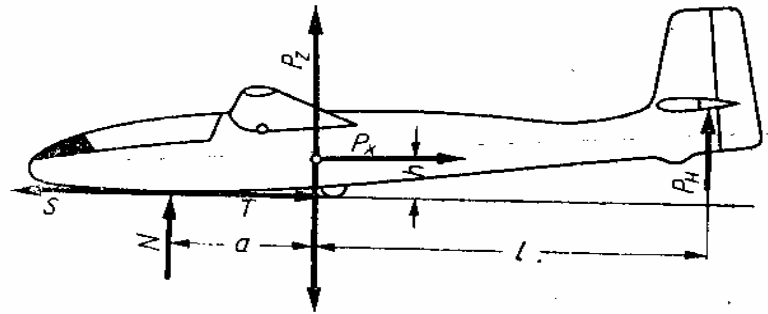
Start za samolotem



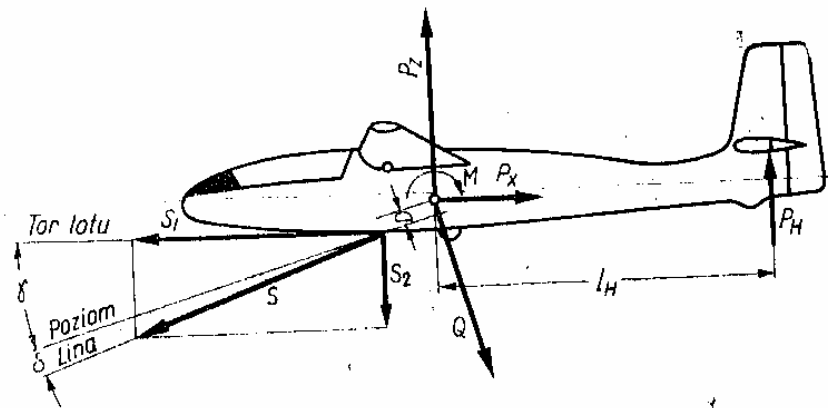
Start za wyciągarką z zaczepem przednim



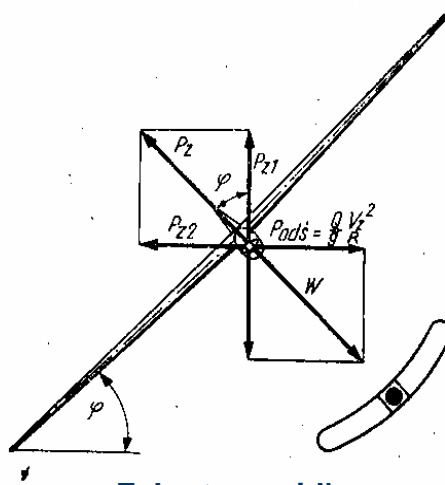
**Rozbieg za wyciągarką
z zaczepem dolnym**



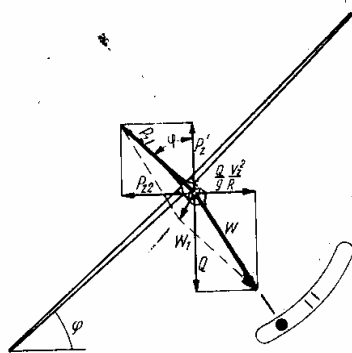
**Start za wyciągarką
z zaczepem dolnym**



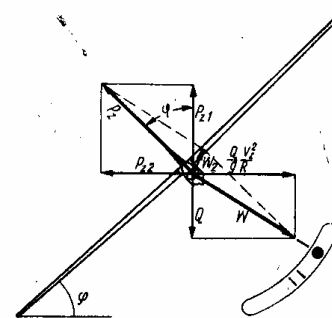
Zakręt



Zakręt prawidłowy

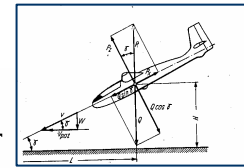
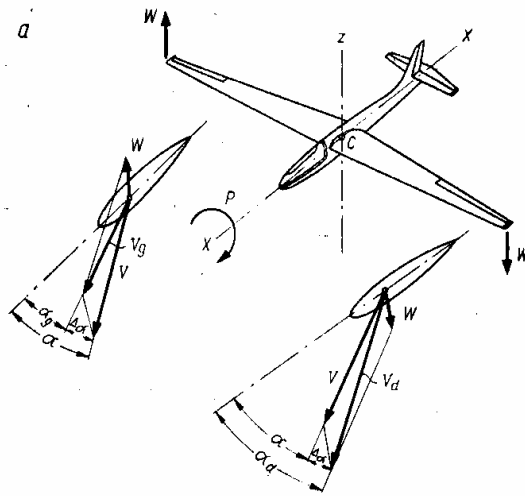


Ześlizg

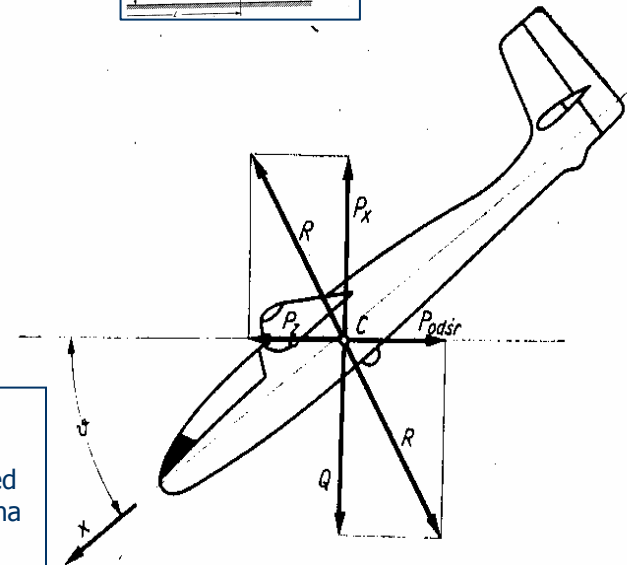


Wyślizg

LOT NA KRYTYCZNYCH KĄTACH NATARCIA



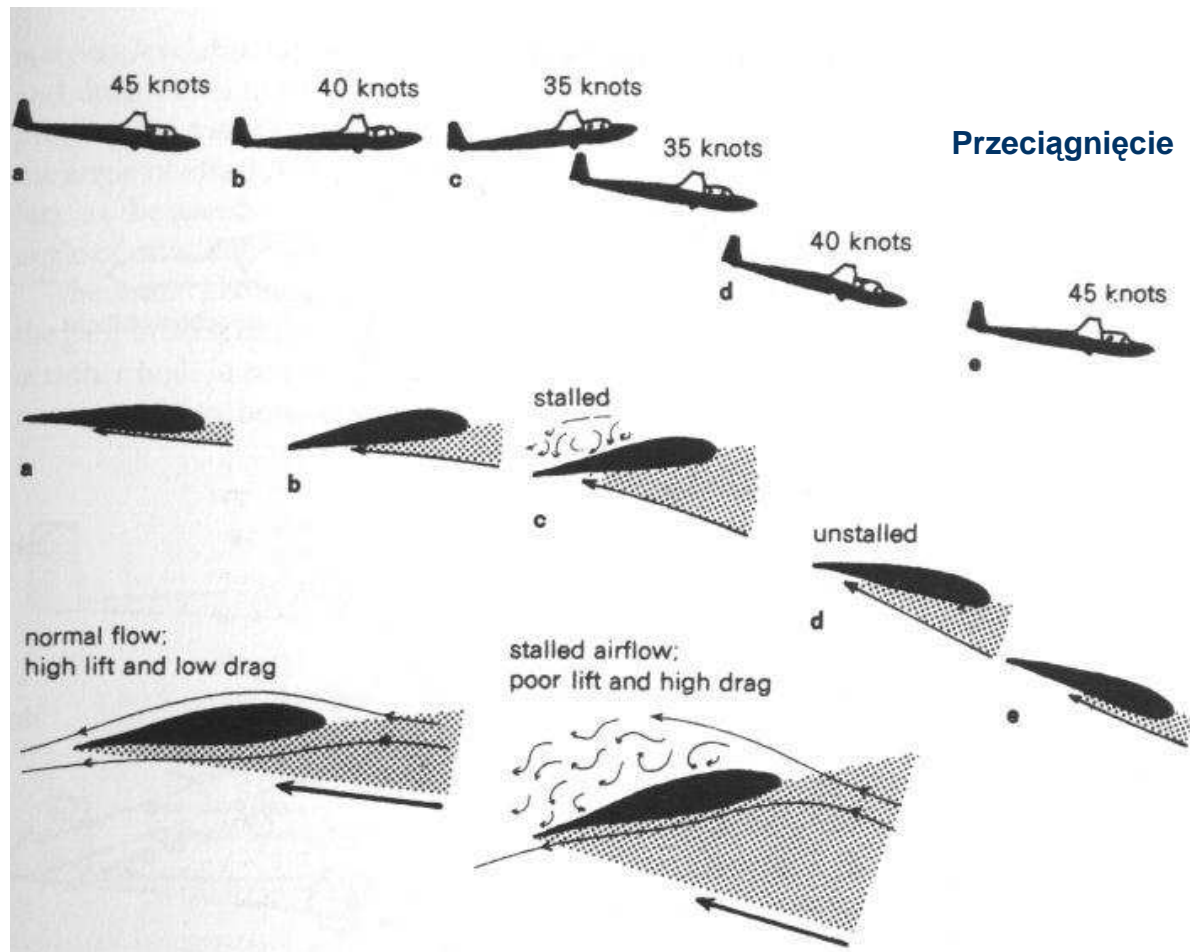
Dla przypomnienia rozkład sił w locie ślizgowym



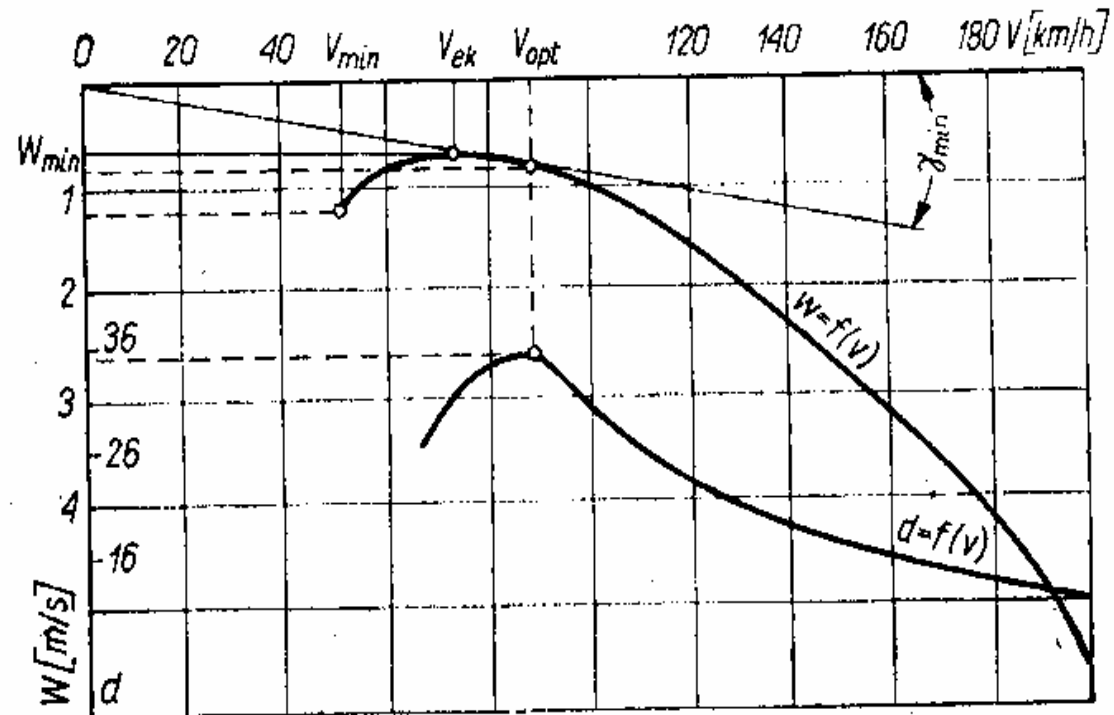
Rozkład sił w korkociągu

Ostrzeżenie ! Najczęstszym przypadkiem niecelowego wpadnięcia w korkociąg jest wykonywanie podciągniętego zakrętu z wyżlizgiem, co jest szczególnie niebezpieczne przed lądowaniem (w trakcie ostatniego zakrętu przed wejściem na prostą)

Wyprowadzenie ! – należy rozpocząć poprzez energiczne wychylenie steru kierunku w stronę przeciwną do obrotu , po zaprzestaniu rotacji wychylamy drążek **sterowy od siebie** zmniejszając tym samym kąt natarcia poniżej krytycznego i wychodząc z korkociągu.

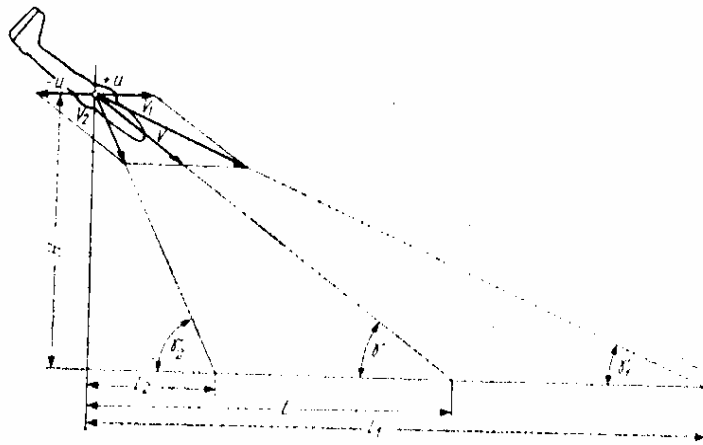


12. Osiągi szybowca.



Biegunowa prędkości szybowca

Zasady Lotu

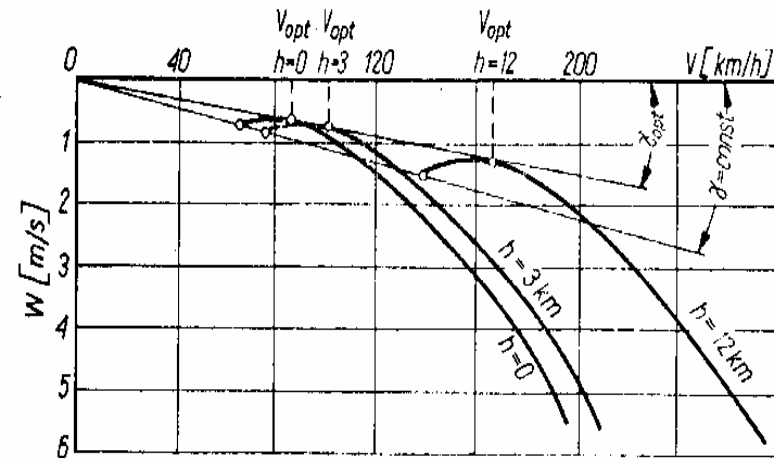


1. Wpływ wiatru na zasięg szybowca

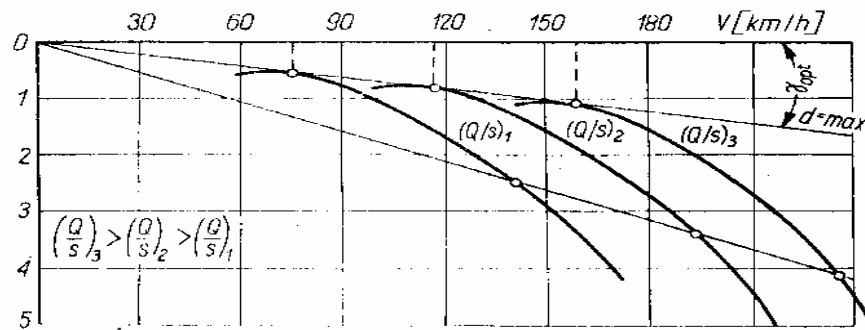
$$v + u = v_1; \quad v - u = v_2 \quad (u - \text{prędkość wiatru})$$

- $L_1 > L$ - lot z wiatrem
- $L_2 < L$ - lot pod wiatr
- L - lot bez wiatru

$$\frac{L_1}{H} > \frac{L}{H} > \frac{L_2}{H}$$



Wpływ wysokości lotu na biegunową prędkość

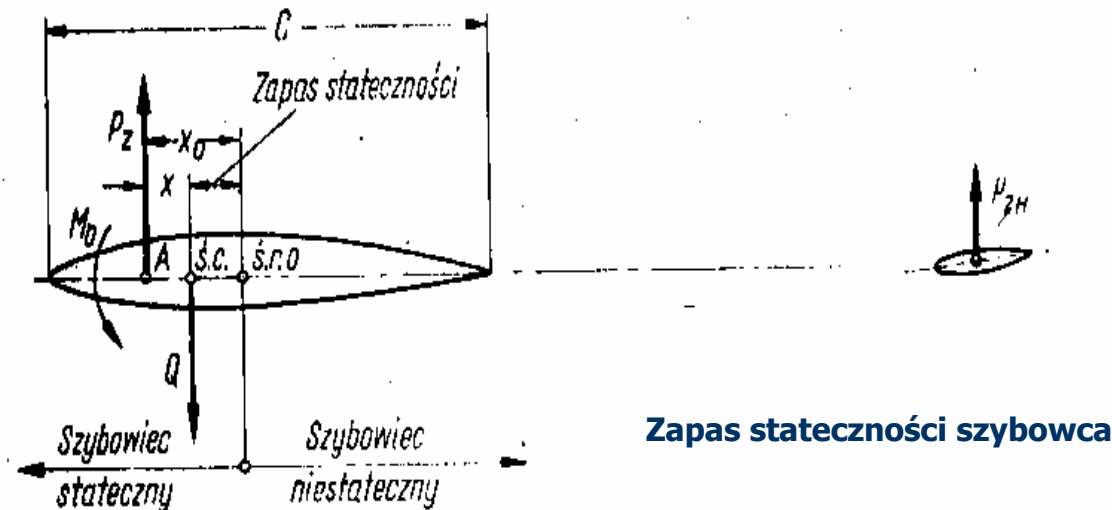


Wpływ obciążenia powierzchni nośnej na biegunową prędkość

13. Stateczność i sterowność szybowców

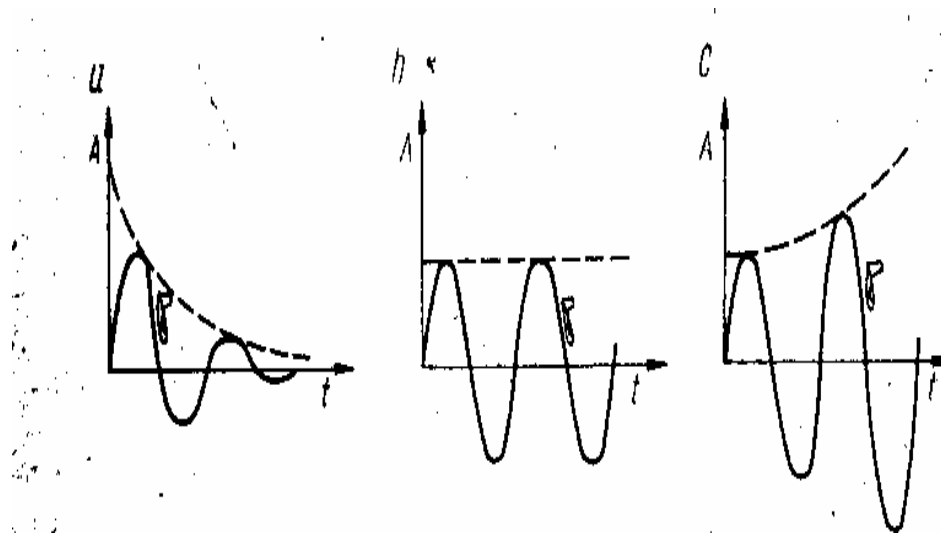
Warunkiem niezbędnym do tego, aby szybowiec znajdował się ustalonym, jest równowaga wszystkich działających na szybowiec sił w trzech kierunkach x, y, z oraz równowaga momentów względem osi x, y, z , przechodzących przez środek ciężkości.

Stateczność statyczna – zdolność do samoczynnego powrotu szybowca do położenia równowagi, gdy przestaną działać zakłócenia, które tę równowagę naruszyły. Bada zachowanie się szybowca bezpośrednio po zakłóceniu stanu lotu pod wpływem czynników niezależnych od woli pilota np. podmuch powietrza. Szybowiec uważa się za stateczny statycznie, jeżeli po zakłóceniu stanu lotu wystąpią momenty przywracające go do stanu przed zakłóceniem.



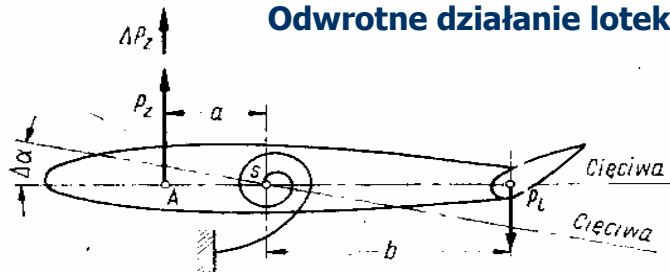
Odległość środka ciężkości od s.r.o. mierzona równoległe do cięciwy płata nazywa się zapasem stateczności statycznej podłużnej ; podaje się w centymetrach lub procentach średniej cięciwy aerodynamicznej. Stateczność statyczna (poprzeczna , kierunkowa)

Stateczność dynamiczna – opisuje zachowanie się szybowca po zakłóceniu w miarę upływu czasu. Należy brać pod uwagę siły i momenty działające na szybowiec wynikające zew zmian prędkości liniowych i kątowych i badać jaki jest efekt końcowy zakłócenia równowagi.

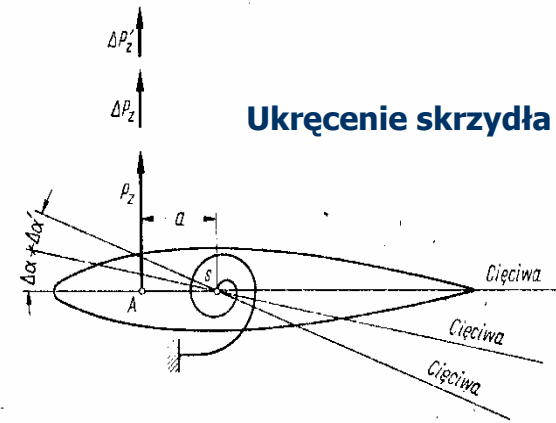


14. Zjawiska aeroelastyczne związane z przekroczeniem prędkości dop.

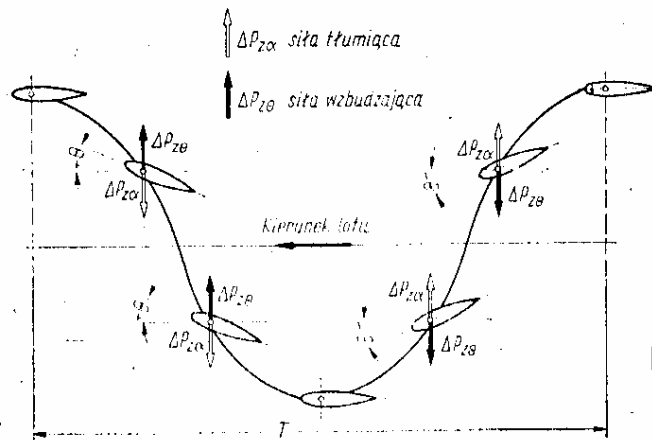
Odwrotne działanie lotek i sterów



Ukręcenie skrzydła



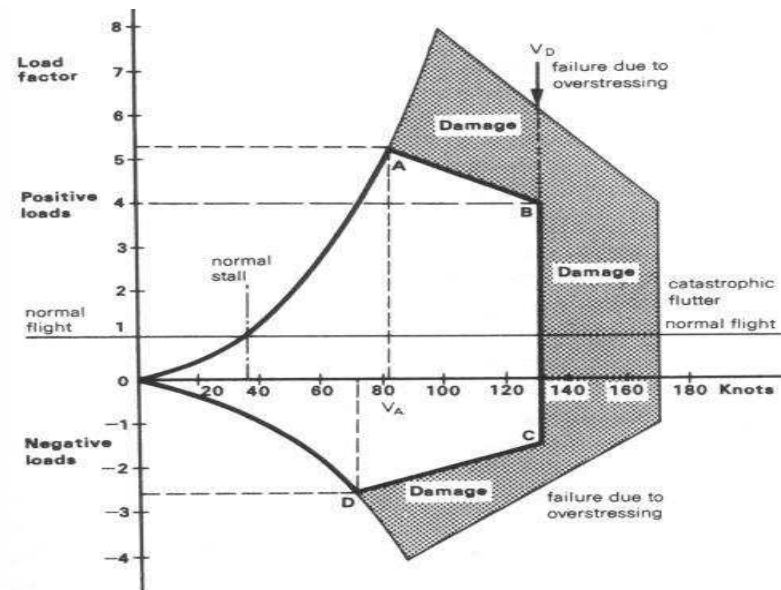
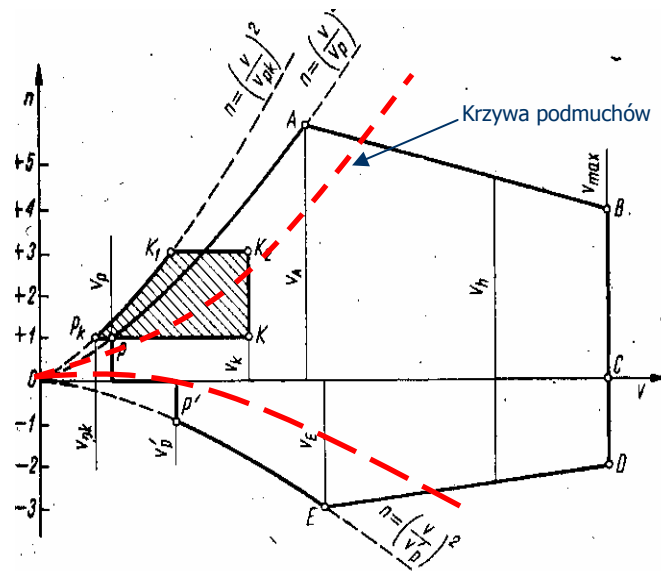
Organia samowzbudne - Flutter



15. Obciążenia szybowca

Miarą obciążenia szybowca w locie jest tzw. Współczynnik obciążenia n ;

$$n = P_z / Q$$



Obwiednia obciążeń szybowca

Obciążenia szybowca c.d.

W celu uproszczenia zasad konstruowania, minimalną wytrzymałość konstrukcji lotniczej zdefiniowano pod względem potrzeb współczynnika obciążenia n w formie graficznej znanej jako **obwiednia obciążeń**. Wskazuje maksymalne obciążenia i prędkości, które nigdy nie powinny być przekraczane przez pilota.

Efekt podmuchów , który znacznie wpływa na wytrzymałość graniczną uwzględniany jest w postaci **krzywych podmuchów**.

Podczas oblotów, dopuszcza się eksploatację do prędkości $0,95 V_D$, użytkowanie w granicach do $1,25 V_D$ znacznie obciąża konstrukcję (do granicy wytrzymałości) szczególnie w strefie statecznika poziomego i tylnej części kadłuba co może doprowadzić do zniszczenia konstrukcji. Podczas zbliżania się do prędkości V_{NE} może dodatkowo wystąpić zjawisko flatteru

16. Tendencje rozwojowe w szybownictwie - aerodynamika

