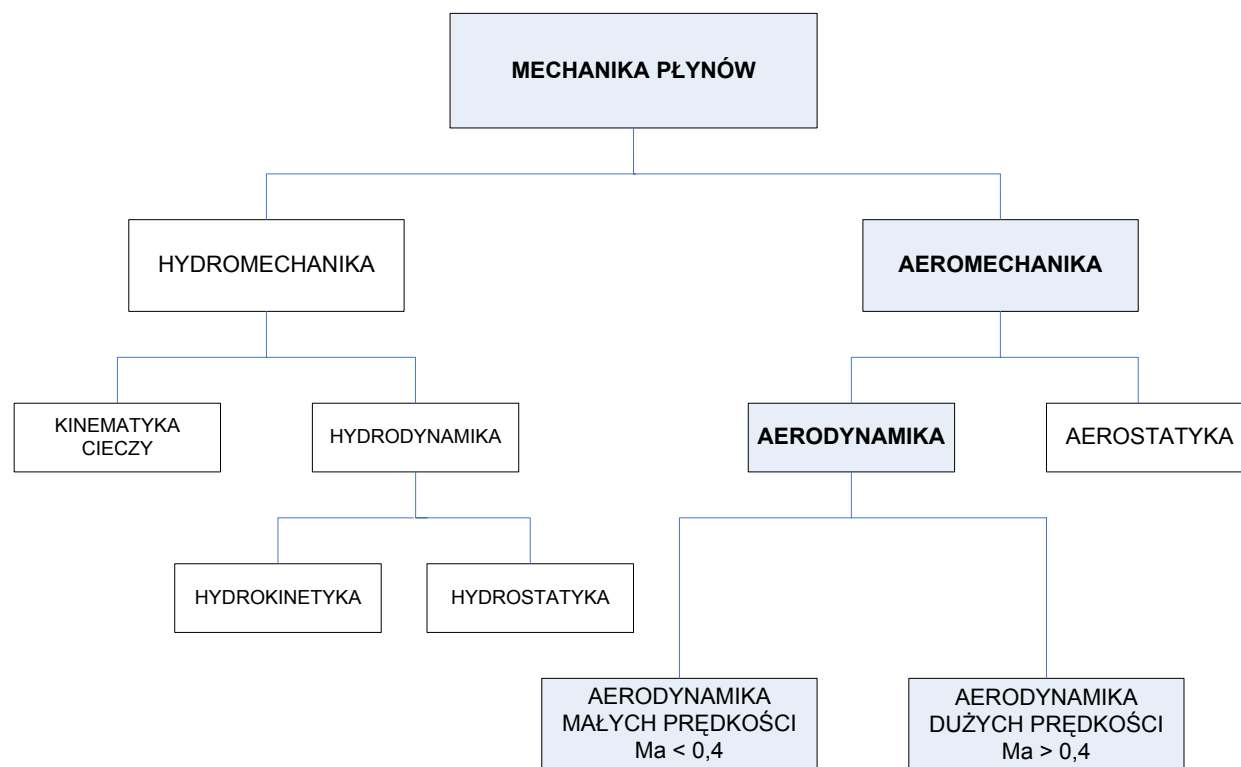


1. Przedmiot aerodynamiki

Aerodynamika jest częścią składową nauki o mechanice płynów, która ciecze i gazy, ogólnie nazywane płynami, podporządkowuje tym samym prawom i metodom obliczeniowym.

Mechanika płynów, w zależności od rozpatrywanego środowiska i sił występujących podczas ruchu względnego gazu i ciała stałego, dzieli się na hydromechanikę i aeromechanikę.



Rys. 1. Schemat podziału „Mechaniki płynów”.

Hydromechanika jest nauką badającą prawa rządzące cieczami znajdującymi się w spoczynku i w ruchu.

Hydromechanika dzieli się na:

- kinematykę cieczy badającą zjawiska zachodzące podczas ruchu cieczy bez wnikania w przyczyny ten ruch wywołujące,
- hydrodynamikę, inaczej dynamikę cieczy, badającą, zjawiska zachodzące podczas ruchu cieczy z uwzględnieniem sił działających na jej cząsteczki.

Hydrodynamika z kolei dzieli się na:

- hydrostatykę -badającą warunki równowagi cieczy,
- hydrokinetykę -badającą ruch cieczy w zależności od sił na nią działających.

Aeromechanika jest nauką badającą prawa rządzące ruchem gazów i ciał stałych w ośrodku gazowym.

Aeromechanika dzieli się na:

- aerostatykę -badającą zagadnienia równowagi gazu,
- **aerodynamikę-badającą prawa ruchu powietrza i wielkość sił oddziałujących na ciała stałe umieszczone w jego strumieniu.**

Wszystkie ciecze i gazy pod wpływem ciśnienia lub temperatury zmieniają swoją objętość. Zależnie od stopnia zmiany objętości rozróżnia się płyny ściśliwe i nieściśliwe. Przy rozpatrywaniu zagadnień aerodynamiki małych prędkości, kiedy nie zachodzi wyraźna zmiana gęstości powietrza, traktuje się je jako płyn nieściśliwy, co z matematycznego punktu widzenia zacierza różnice między cieczeniami i gazami. Wobec tego klasyczna aerodynamika, w której nie uwzględnia się ściśliwości powietrza, nazywana jest hydroaerodynamiką lub **aerodynamiką małych prędkości** (do 0,4 Ma).

Aerodynamika dużych prędkości uwzględnia ściśliwość powietrza (powyżej Ma 0,4).

Aerodynamika dzieli się na:

- aerodynamikę teoretyczną,
- aerodynamikę doświadczalną,
- aerodynamikę stosowaną lub techniczną.

W aerodynamice **teoretycznej** ujmującej podstawowe prawa ruchu powietrza posługujemy się uproszczonym modelem płynu rzeczywistego, zwanym płynem doskonałym. **Płynem doskonałym** nazywamy przyjęty teoretycznie płyn, który pozbawiony jest lepkości. Uwzględnienie lepkości w znacznym stopniu utrudnia obliczenia matematyczne, a ponieważ w wielu przypadkach lepkość nie odgrywa poważniejszej roli, można ją pominąć.

Aerodynamika **doświadczalna** ustala wartości sił działających na poszczególne elementy statku powietrznego. Bada zjawiska aerodynamiczne na drodze doświadczeń nad aparatami latającymi w czasie lotu lub nad ich modelami w laboratoriach.

Aerodynamika **stosowana** zajmuje się technicznym zastosowaniem aerodynamiki technicznej i doświadczalnej, stanowiąc podstawę obliczeń inżynierskich. Przy prędkościach lotu zbliżonych do prędkości dźwięku istotną rolę odgrywa ściśliwość powietrza oddziałująca na charakter przepływu, co powoduje, że prawa rządzące tymi przepływami w znacznym stopniu różnią się od praw rządzących przepływami o małych prędkościach. Badaniem zjawisk zachodzących w gazach poruszających się z dużymi prędkościami zajmuje się dynamika gazów, zwana też aerodynamiką dużych prędkości.

Jednym z podstawowych założeń aerodynamiki jest ciągłość ośrodka (continuum), jednak na dużych wysokościach przy znacznym rozrzedzeniu powietrza założenie ciągłości nie może mieć zastosowania. Dla badania praw rządzących przepływami gazów o małej gęstości wyodrębniła się nowa gałąź aerodynamiki, zwana aerodynamiką gazów rozrzedzonych.

Pojęcia podstawowe

Płynem określamy ciecz lub gaz.

Parametry stanu płynu

Stan płynu określają trzy parametry:

- ciśnienie p ,
- gęstość ρ lub ciężar właściwy γ ,
- temperatura T .

Ciśnienie p jest to siła działająca na jednostkę powierzchni prostopadle do niej skierowana. Jednostką ciśnienia jest Niuton na metr kwadratowy (N/m^2);
 $1 \text{ bar} = 10^5 \text{ N/m}^2$.

Gęstość ρ (masa właściwa) jest to masa jednostki objętości

$$\rho = \frac{m}{V} \quad [\text{kg/m}^3]$$

Ciężar właściwy γ jest to stosunek ciężaru danego ciała G do jego objętości V .

$$\gamma = \frac{G}{V} \quad [\text{N/m}^3; \text{G/m}^3; \text{kG/m}^3; \text{dyna/cm}^3]$$

Temperatura T jest podstawową wielkością charakteryzującą stan cieplny danego układu. Według kinetycznej teorii materii temperatura jest funkcją energii kinetycznej cząsteczek;

im większa jest energia cząstek, tym wyższa jest temperatura.

Pomiaru temperatury można dokonać tylko metodą pośrednią, opierając się na zależnościach od temperatury takich właściwości ciał, które można zmierzyć bezpośrednio. Temperatura jest funkcją niezależnych parametrów charakteryzujących stan układu

$$T = f(p, v) \text{ gdzie:}$$

p — ciśnienie,

v — objętość właściwa.

Temperaturę podaje się w stopniach za pomocą skali Celsjusza (t , $^{\circ}\text{C}$) skali Fahrenheita (t , $^{\circ}\text{F}$) przyjętej w krajach anglosaskich, lub w skali bezwzględnej Kelvina (T , K) — zalecanej przez układ jednostek SI. Związek pomiędzy liczbą stopni w skali Celsjusza, Fahrenheita i Kelvina określają wzory:

$$t^{\circ}\text{C} = 5/9 (t^{\circ}\text{F} - 32)$$

$$t^{\circ}\text{F} = 32 + 5/9 t^{\circ}\text{C}$$

$$T \text{ K} = t^{\circ}\text{C} + 273,15 \approx t^{\circ}\text{C} + 273$$

Własności mechaniczne płynów

Do mechanicznych własności płynów zalicza się ścisłość i lepkość.

Ścisłość jest to zdolność płynu do zmiany swej objętości (i gęstości) pod wpływem ciśnienia.

Najmniejszą ścisłość wykazują ciała stałe, największą zaś gazy.

Przyjmujemy, że:

-gazy są ściśnięte – niezależnie od wielkości działających sił,

-ciecze są nieściśnięte – pod działaniem niewielkich sił, takich jakie występują w aerodynamice.

Dla przykładu:

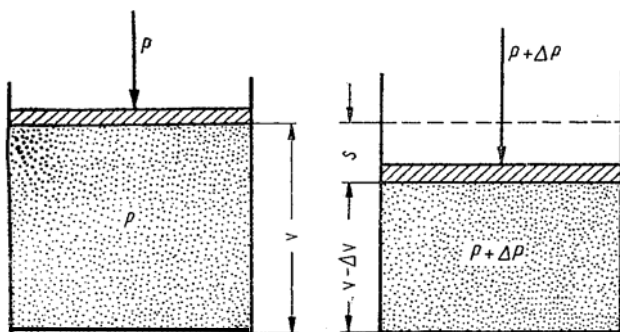
Dla zmiany gęstości o 1% :

-dla powietrza potrzebny jest przyrost ciśnienia o 100 kG/cm^2 ,

-dla wody - przyrost ciśnienia o $\Delta p = 22\,000 \text{ kG/cm}^2$,

-dla stali - przyrost ciśnienia o $\Delta p = 1\,830\,000 \text{ kG/cm}^2$.

Ściśliwość gazu wyjaśnić można na prostym przykładzie.



Rys. 2. Zmiana parametrów gazu pod wpływem sił zewnętrznych.

Jeżeli w zbiorniku szczelnie zamkniętym tłokiem o powierzchni F (m^2) umieszczony jest gaz o ciśnieniu p , dla zrównoważenia siły ciśnienia wewnętrznego gazu do zewnętrznej strony tłoka musi być przyłożona siła P (rys.). Powiększając tę siłę o ΔP tłok przemieści się o skok s , objętość gazu zmniejszy się o ΔV , a ciśnienie w zbiorniku wzrośnie o Δp , gęstość gazu wzrośnie o $\Delta \rho$.

Dany gaz jest tym bardziej ściśliwy, jeżeli przy wzroście siły o ΔP nastąpi większa zmiana ΔV lub $\Delta \rho$.

Ściśliwość gazów charakteryzuje się też za pomocą współczynnika:

$$\beta = \frac{p \cdot V}{RT}$$

gdzie:

R — stała gazowa $J/kg \cdot K$,

T — temperatura,

z czego wynika, że ściśliwość jest funkcją temperatury. Ściśliwość powietrza wywiera wpływ na charakter przepływu.

Siła tarcia, naprężenie styczne, lepkość

Rozpatrzmy opływ płaskiej, cienkiej płytki, ustawianej równolegle do kierunku przepływu niezakłóconego

Będziemy rozpatrywać opływ tylko jednej strony płytki /1/ o długości l .

Prędkość przepływu niezakłóconego oznaczamy przez v_∞ , płaszczyznę $x = \text{const}$ - będziemy nazywać przekrojem, zależność $v(y)$ dla $x = \text{const}$ - profilem prędkości.

Siła tarcia, naprężenie styczne.

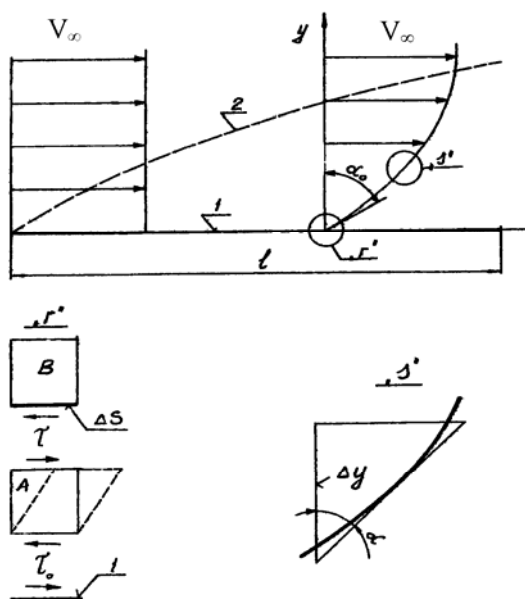
W otoczeniu powierzchni ciała stałego opływającego płynem, występuje zjawisko adhezji, polegające na przyklejeniu się warstwy elementów płynu do powierzchni ciała stałego.

Warstwa ta jest nieruchoma względem ciała.

Innymi słowy, płyn zwilża powierzchnię ciała stałego.

Do warstwy elementów płynu przyklejonych do płytki próbuje przykleić się sąsiadująca z nią warstwa, do której z kolei próbuje przykleić się warstwa następna, itd.

Tak więc, w wyniku zjawiska adhezji pojawiają się w polu przepływu, a przynajmniej w jego części przylegającej do płytki, siły o kierunku działania równoległym do kierunku przepływu - są to siły tarcia.

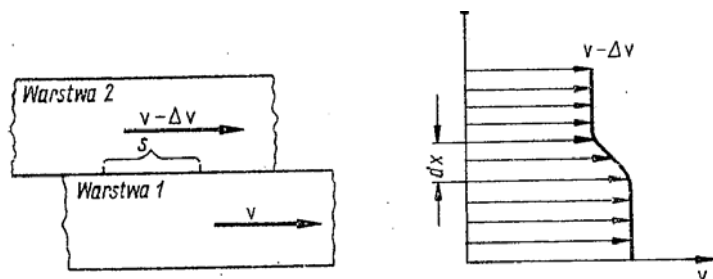


rys. Opływ cienkiej płytki. /1/ płytki, /2/ granica warstwy przyściennej

W wyniku opisanych zjawisk, w pobliżu opływającego ciała tworzy się warstwa przyścienna [2], której grubość określana jest miejscem /odległością od powierzchni ciała/ w którym prędkość przepływu płynu równa się $0,99 V_\infty$.

Lepkość jest to zdolność płynu do powstawania sił oporu (tarcia wewnętrznego) przeciwdziałających przemieszczaniu się jednej warstwy względem innej pod wpływem sił zewnętrznych.

Występowanie sił tarcia wewnętrznego związane jest z budową cząsteczkową materii. W cieczech przyczyną powstawania sił tarcia wewnętrznego są tzw. siły międzycząsteczkowe, w gazach (gdzie siły międzycząsteczkowe są bardzo małe) — wymiana pędu pomiędzy poszczególnymi molekułami (rys.).



rys. Mechanizm powstawania sił wewnętrznych

Miarą lepkości jest dynamiczny współczynnik lepkości, którego wielkość zależy od rodzaju płynu, ciśnienia i temperatury

$$\mu = \frac{P}{S} : \frac{dV}{dx} \left[\frac{N \cdot s}{m^2} \right]$$

gdzie:

P — siła niezbędna do pokonania sił tarcia wewnętrznego,
 S — powierzchnia przemieszczających się względem siebie warstw,
 dV — prędkość przemieszczania warstw,
 dx — grubość warstwy przejściowej pomiędzy warstwami I i II,
w której następuje płynne przejście od prędkości V do $V-dV$.

Jednostką lepkości dynamicznej jest puaz (poise) P

$$1P = 10^{-1} [N \cdot s/m^2]$$

Kinematyczny współczynnik lepkości jest to stosunek lepkości dynamicznej gazu do jego gęstości w danej temperaturze

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

gdzie:

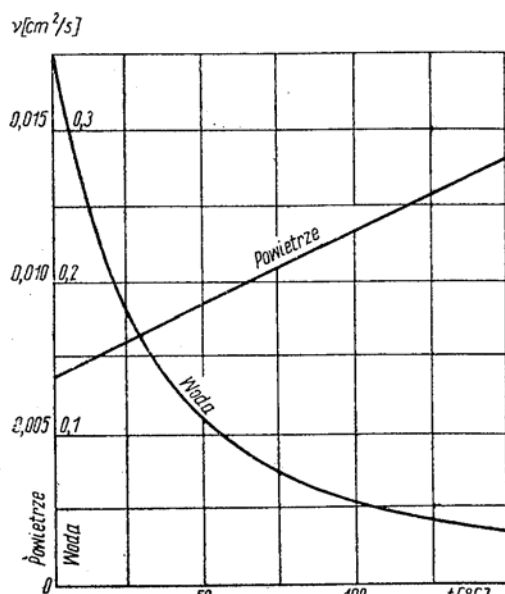
μ — dynamiczny współczynnik lepkości w $N \cdot s/m^2$,
 ρ — masa właściwa cieczy w kg/m^3 .

Jednostką fizyczną kinematycznego współczynnika lepkości jest stokes St

$$1 St = 10^{-4} m^2/s$$

Na wielkość współczynnika kinematycznego ν wpływa przede wszystkim masa zmieniająca się zależnie od zmian temperatury i ciśnienia cieczy.

Lepkość względna jest to stosunek lepkości dynamicznej danego czynnika do lepkości płynu porównawczego (zwykle wody lub powietrza).



rys. Zmiana gęstości wraz ze zmianą temperatury dla powietrza i wody.

Charakterystyczne jest, że ze wzrostem temperatury lepkość gazu wzrasta, gdyż wzrasta energia wewnętrzna cząsteczek, co powoduje wzmożenie ich „ruchliwości”, czyli przenoszenie ilości ruchu od warstwy do warstwy wzrasta.

W cieczach natomiast ze wzrostem temperatury lepkość maleje, gdyż następuje zmniejszenie sił międzycząsteczkowych

W tabl. przedstawiono współczynnik lepkości suchego powietrza: przy ciśnieniu 100,23 kPa 760 mm Hg), w tabl. 4.2 — różnych ciał płynnych i gazowych.

Oznaczenie	Temperatura, K										
	213	233	253	263	273	283	293	313	333	373	473
kg/m ³	1,582	1,453	1,366	1,342	1,293	1,247	1,226	1,135	1,068	0,946	0,746
Ns/m ²	14,62	15,69	16,23	16,67	17,16	17,65	18,14	18,92	20,32	20,68	23,73
m ² /s	9,241	10,80	11,881	12,430	13,280	14,160	14,796	16,669	19,026	23,130	27,800

Dynamiczny współczynnik lepkości różnych ciał płynnych i gazowych

$t=15^{\circ}\text{C}$ $p=100,23\text{ kPa}$ $/760\text{mmHg/}$	Ciało	$\mu \cdot 10^{-4}\text{ Ns/m}^2$
	woda benzyna nafta olej lekki olej do smarowania olej ciężki	17,8 3...6 20 25... 1500 1500...3500 3500...20 000
Wodór, $t = 20,8^{\circ}\text{C}$		0,089
Tlen, $t = 23^{\circ}\text{C}$		0,204
Azot, $t = 23^{\circ}\text{C}$		0,177
Dwutlenek węgla, $t = 21^{\circ}\text{C}$		0,148
Para wodna, $t = 100^{\circ}\text{C}$		0,127
Para wodna. $t = 207^{\circ}\text{C}$		0,168

Wilgotność jest to zawartość wody (pary wodnej) w danej substancji (stałej lub gazowej).

Przy określaniu wilgotności nie uwzględnia się cząstek wody chemicznie związanych z cząsteczkami substancji.

Przez wilgotność powietrza rozumie się liczbę gramów pary wodnej zawartej w powietrzu do ilości pary wodnej, jaką zawierałoby powietrze nasycone parą w danej temperaturze. Oznaczając przez W wilgotność względną, możemy napisać:

$$W = \frac{p}{p_0} \cdot 100 \%$$

gdzie:

p — ciśnienie pary aktualnie zawartej w powietrzu,

p_0 — ciśnienie pary nasyconej w tej samej temperaturze.

Tabl. 4.3 przedstawia zależność wilgotności powietrza od temperatury.

Wilgotność względną możemy również określić przez stosunek wilgotności bezwzględnej do maksymalnej wilgotności bezwzględnej w tej samej temperaturze. Jeśli wilgotność bezwzględna powietrza w temp. 20°C wynosi 10 g/m³ powietrza wilgotnego, a wilgotność maksymalna dla tej temperatury wynosi 17,29 g/m³: to wilgotność względna wynosi

$$W = \frac{10}{17,9} \cdot 100 = 58\%$$

Problemami wilgotności gazów, głównie powietrza, zajmuje się higrometria.

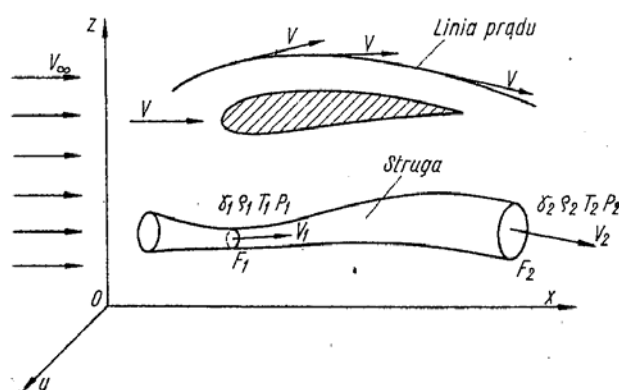
STRUGA

Struga jest to część przestrzeni ograniczona powierzchnią, jaką tworzą tory cząsteczek strumienia przechodzące przez punkty pewnego wydzielonego przekroju (rys.).

RÓWNANIE STAŁEGO WYDATKU /Równanie ciągłości/

Zastosowanie prawa zachowania masy do strugi prowadzi do bardzo ważnego dla aerodynamiki równania stałego wydatku. Podczas ustalonego przepływu czynnika ściśliwego w danym przedziale czasu przez każdy poprzeczny przekrój strugi przepływa ta sama masa czynnika, co wyraża się równaniem stałego wydatku:

$$Q_m = \rho_1 \cdot V_1 \cdot F_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot F_2 = \dots = const. [kg / m^3]$$



gdzie:

Q_m - wydatek masowy,

ρ - gęstość ośrodka

v - prędkość przepływu,

F - powierzchnia przekroju przepływowego.

Dla cieczy /płynu nieściśliwego/, lub gdy ściśliwości czynnika można pominąć (np. przy małych prędkościach v), dla której $\rho = \text{const}$, wzór przyjmuje postać:

$$Q_{obj} = F_1 \cdot V_1 = F_2 \cdot V_2 = \text{const} \quad [m^3 / s]$$

Wielkość nazywana Q_{obj} jest wydatkiem objętościowym.

Oznacza to, że **im powierzchnia przekroju poprzecznego jest większa, tym prędkość czynnika jest mniejsza i odwrotnie.**

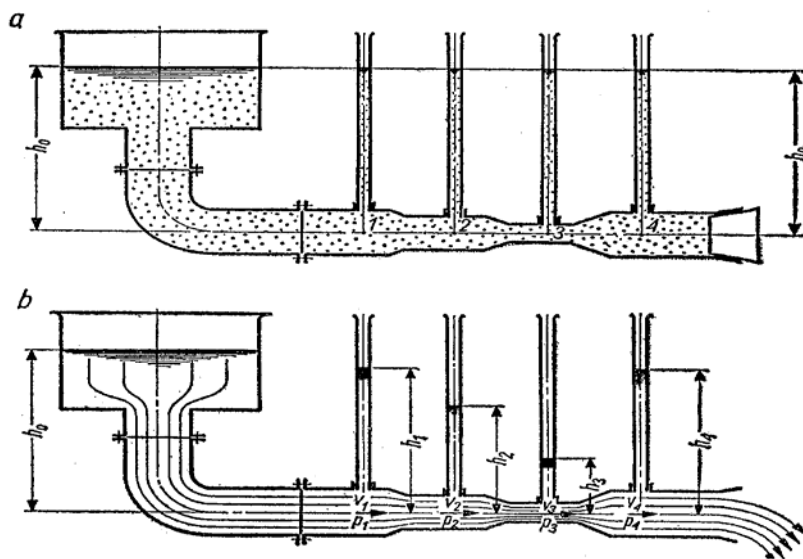
Prawo Bernoulliego.

Z dużego zbiornika napełnionego wodą wyprowadzony jest poziomo przebiegający rurociąg o zmiennym przekroju (rys.). W kilku miejscach tego rurociągu wmontowano szklane rurki, w których można obserwować poziom wody. Poziom ten jest, oczywiście, miarą **ciśnienia statycznego** wody panującego w miejscu wmontowania rurki.

Dopóki rurociąg jest zamknięty, a więc nie przepływa przez niego woda, dopóty poziom wody w zbiorniku i wszystkich rurkach jest jednakowy; zgodnie z tzw. prawem naczyń połączonych.

Wyciągamy więc wniosek, że wzdłuż poziomego rurociągu ciśnienie jest stałe tak długo, dopóki nie przepływa przez niego woda. Stan taki obrazuje rysunek .

Gdy po otwarciu rurociągu woda ze zbiornika zaczyna przepływać, zauważymy, że poziom w rurkach ustala się na różnych wysokościach (rys.). Im mniejszy jest przekrój odcinka rurociągu, w którym wmontowana jest rurka, tym niższy jest w niej poziom wody, a więc tym niższe panuje w tym odcinku rurociągu ciśnienie statyczne.



rys. Rozkład ciśnienia w rurociągu o zmiennym przekroju,
a - gdy woda nie płynie, ciśnienie statyczne jest jednakowe
we wszystkich przekrojach
b- w czasie przepływu ciśnienie statyczne zmniejsza się
w przekrojach, w których woda płynie szybciej

Nasuwa się więc pytanie, co mogło wpłynąć na zmianę ciśnienia w poszczególnych przekrojach rurociągu?

Odpowiedź jest prosta: ponieważ w jednostce czasu przez poszczególne przekroje rurociągu musi przepływać ta sama objętość wody, bo nie ma ona możliwości gromadzenia się; przez przekroje mniejsze musi ona przepływać odpowiednio szybciej niż przez przekroje większe, jak to pokazano na rysunku za pomocą różnych długości wektorów prędkości V_1 , V_2 itd.

Te właśnie różnice prędkości wywołały różnice ciśnień wzdłuż rurociągu, w myśl prawa zachowania energii.

Energia nie może bowiem powstawać z niczego, jedynie jeden rodzaj energii może powstawać kosztem innego jej rodzaju

(np. w przypadku energii atomowej — kosztem masy).

W opisanym doświadczeniu nastąpiła przemiana energii potencjalnej, zawartej w wodzie w postaci ciśnienia jej słupa

(ciśnienia statycznego), w energię ruchu wody (kinetyczną).

Proste rozważania energetyczne pozwalają na znalezienie wzajemnej zależności między obiema formami wspomnianej energii. Jest to właśnie tzw. równanie Bernoulliego:

$$p_{stat1} + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_{stat2} + \frac{\rho V_2^2}{2} = p_{stat3} + \frac{\rho V_3^2}{2} = \dots = const.$$

gdzie:

p_{stat} – ciśnienie statyczne w danym przekroju pomiarowym /1,2,3,.../,

V – prędkość przepływu w danym przekroju,

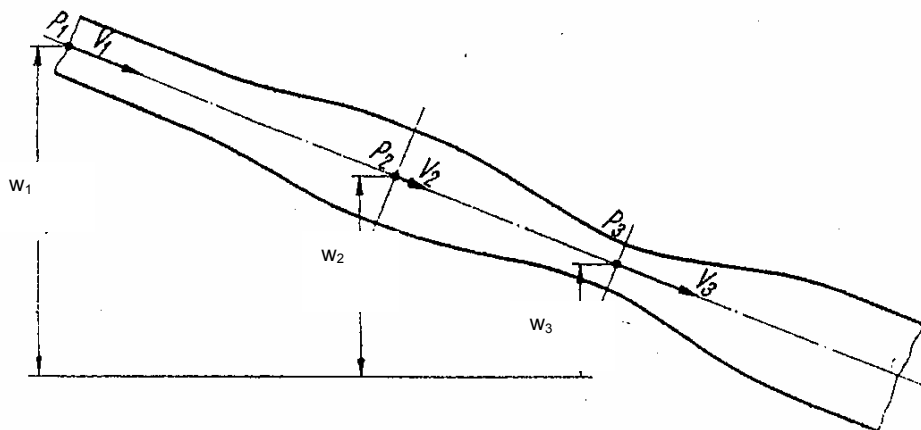
ρ – gęstość płynu.

Prawo Bernoulliego można wyrazić słowami:

wzdłuż strugi powietrza suma ciśnienia statycznego oraz dynamicznego jest wielkością stałą (constans) niezależnie od przekroju w którym są mierzone.

Powyższe równanie dotyczy przewodu ułożonego poziomo, w którym przepływa **ciecz idealna nie posiadająca lepkości**.

Nie uwzględniono więc:



a/ dodatkowego ciśnienia potencjalnego wynikającego z ukośnego położenia przewodu;

b/ strat ciśnienia spowodowanych tarcie.

Dzieląc obie strony równania przez ciężar właściwy oraz uwzględniając straty energii spowodowane tarcie otrzymujemy **rzeczywistą** postać równania Bernoulliego:

$$\frac{p_{stat}}{\gamma} + \frac{V^2}{2g} + w + \Delta h_{strat} = const$$

gdzie:

$\frac{p_{stat}}{\gamma}$ – wysokość ciśnienia,

$\frac{V^2}{2g}$ – wysokość prędkości,

w – wysokość położenia przekroju pomiarowego,

Δh_{strat} – strata wysokości spowodowana lepkością płynu.

W przybliżeniu współczynnik straty liniowej : $\Delta h_{strat} = \lambda \times \frac{v^2}{2g} \times \frac{l}{d}$

gdzie:

λ - współczynnik strat energetycznych na tarcie.

Jest on uzależniony od charakteru przepływu , wyrażonego przy pomocy liczby Reynoldsa.

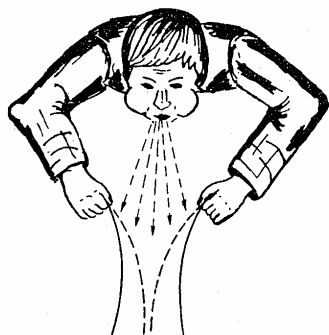
$\lambda = \frac{64}{Re}$ - dla przepływu laminarnego

$\lambda = \frac{0,316}{\sqrt[4]{Re}}$ -dla przepływu turbulentnego /burzliwego/

l – długość przewodu /lub długość warstwy opływającej ciało/

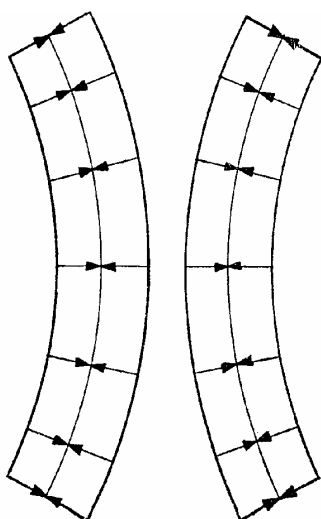
d - średnica przekroju przepływowego

W celu wyjaśnienia prawa rozpatrzmy proste doświadczenie. Ważmy dwa prostokątne skrawki papieru tworzące spłaszczone litery „C” i usytuujmy je w stosunku do siebie stronami, wypukłymi — rys.



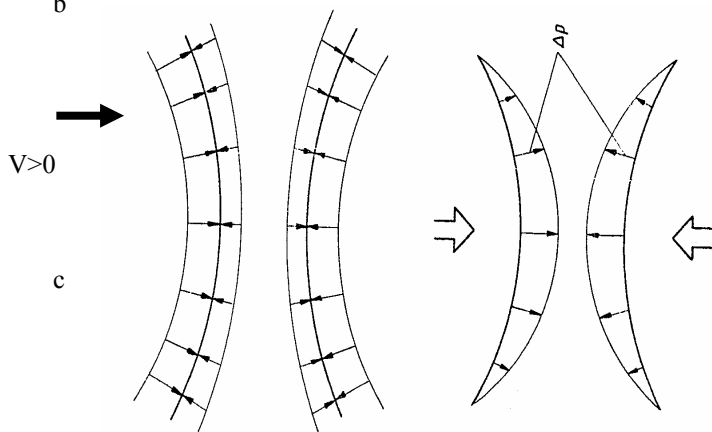
Jeżeli dmuchniemy między nie (niezbyt silnie) okaże się, że skrawki papieru zbliżają się do siebie.

a



Zjawisko to wytłumaczyć można w następujący sposób: kiedy skrawki papieru trzymamy w rękach-przed dmuchaniem-(rys a.), działa na nie tylko ciśnienie statyczne równe ciśnieniu atmosferycznemu. Ciśnienie to działa na każdy punkt skrawka papieru (od strony wypukłej i wklęsłej). Ponieważ ma ono tę samą wartość w każdym punkcie, dlatego siły pochodzące od ciśnienia działającego na powierzchnie są takie same i skrawki pozostają w równowadze. Ciśnienie dynamiczne równe jest zero.

b



Z chwilą, gdy zaczniemy dmuchać w utworzony przez skrawki papieru zwężający się tunel (rys.), na podstawie równania stałego wydatku — w miarę zbliżania się do przekroju II prędkość przepływu rośnie, osiągając w nim największą wartość — rys b.

W oparciu o prawo Bernoulliego stwierdzamy, że tam, gdzie dla określonej strugi prędkość rośnie — następuje wzrost ciśnienia dynamicznego — ciśnienie statyczne maleje (tak, aby $p_{stat} + p_{dyn} = const$).

Na tej podstawie sporządzić można wykres ciśnienia statycznego działającego na skrawki papieru — rys.c.

Od wklęsłej strony skrawków papieru w dalszym ciągu działa stałe ciśnienie statyczne p równe ciśnieniu atmosferycznemu, natomiast od strony kanału ciśnienie statyczne spada w miarę oddalania od początku kanału, osiągając minimalną wartość w największym przewężeniu — przekrój II.

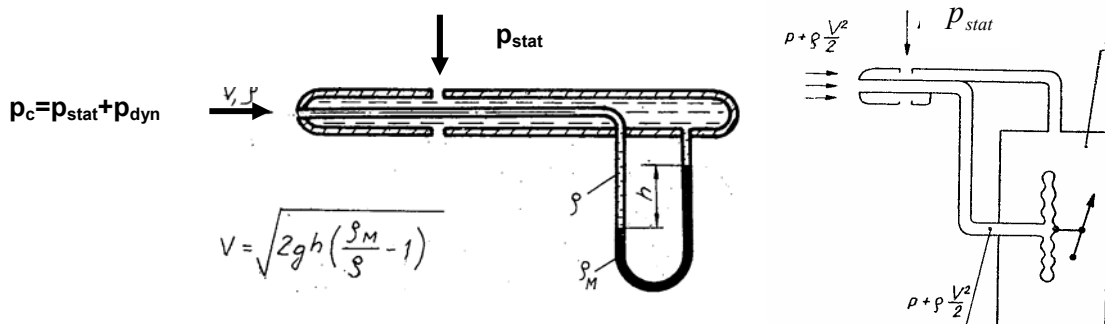
Jeżeli więc na rys. c wykreślimy różnicę ciśnień działającą na skrawki papieru, okaże się, że jej największa wartość będzie znajdowała się właśnie w przekroju II. Ta różnica ciśnień, działając na powierzchnię skrawków, powoduje wystąpienie skierowanej do wnętrza kanału siły, która przybliża do siebie skrawki papieru.

Wykorzystując prawo Bernoulliego nie tylko do badania przepływów powietrza wokół powierzchni nośnych statków powietrznych, zbudowano takie urządzenia, jak:

- prędkościomierze,
- gażniki itp.

Odbiornik ciśnienia powietrza (OCP) ma dwa kanały:

- z wlotem czołowym do pobrania **ciśnienia całkowitego**, i
- z wlotem prostopadłym do napływających strug powietrza, do pobrania **ciśnienia statycznego**.



Ciśnienie całkowite p_c doprowadzone jest do jednego ramienia manometru rtęciowego (wodnego), natomiast ciśnienie statyczne p — do drugiego.

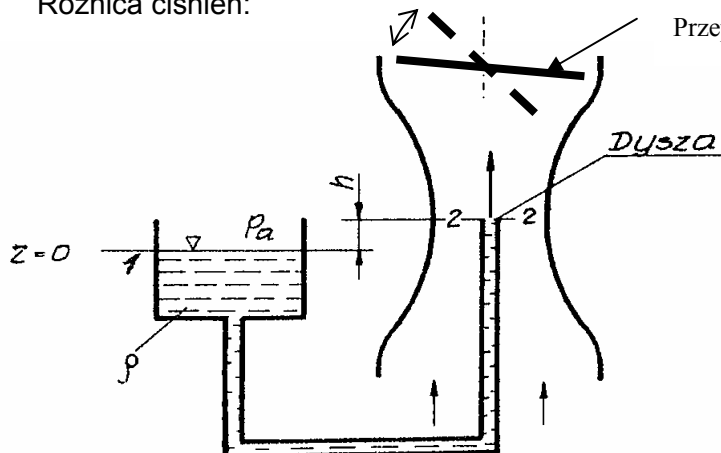
Ponieważ przekrój rurki jest taki sam, od ciśnienia całkowitego odejmuje się ciśnienie statyczne, a ukazana przez manometr różnica ciśnień stanowi **ciśnienie dynamiczne — a więc prędkość lotu statku powietrznego**.

W rzeczywistym prędkościomierzu rolę manometru rtęciowego spełnia puszka aneroidowa różnicowa.

Odbiorniki ciśnień zabudowywane są na wysięgnikach tak, aby znajdowały się w strumieniu niezaburzonym opływem ciał lub na przedniej, nosowej części kadłuba /samoloty transportowe, komunikacyjne/ z uwzględnieniem poprawek wynikających z deformacji strumienia.

Do zasady pracy gaźnika silnika tłokowego wykorzystano zmniejszenie ciśnienia w największym zwężeniu gardzieli gaźnika — rys.

Różnica ciśnień:



-atmosferycznego p_a , i
 -statycznego, tym niższego /w stosunku do atmosferycznego/ im większa będzie prędkość przepływu /większy kąt otwarcia przepustnicy/, powoduje wysysanie paliwa z dyszy, które porwane przez powietrze miesza się z nim, tworząc mieszkankę palną.

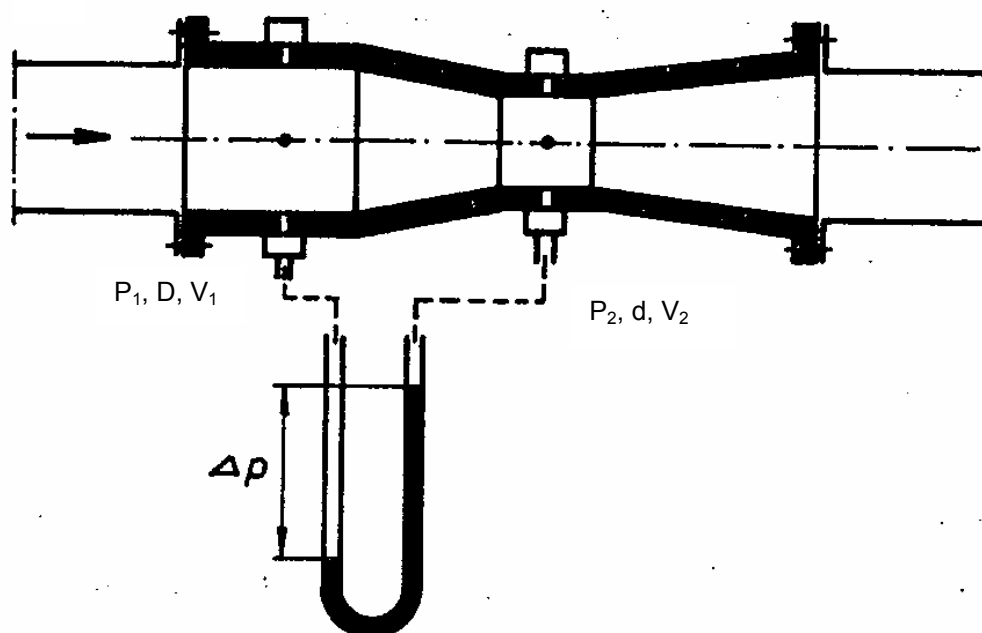
gdzie: h — różnica poziomów, pomiędzy wylotem z dyszy /2/ a poziomem paliwa w komorze pływakowej /1/; zapobiega się w ten sposób przed wypływem paliwa do kolektora dolotowego, gdy silnik nie pracuje.

Przyrządy do pomiaru wielkości przepływu

Zwężka VENTURIEGO

Zwężka VENTURIEGO należy do przepływomierzy zwężkowych, służy do pomiaru natężenia przepływu /wydatku/ płynu na podstawie pomiaru różnicy ciśnień statycznych w dwóch przekrojach zwężki:

- o największej średnicy /D/,
- o najmniejszej średnicy /d/.



Na przedstawionym schemacie zwężki przedstawiono sposób pomiaru przy pomocy U-rurki, mierząc różnicę poziomów cieczy pomiarowej znajdującej się w ramionach rurki Δp .

Z równania ciągłości: $V_1 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} = V_2 \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4}$

Z równania Bernoulliego: $\frac{V_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho}$

Wprowadzając moduł zwężki: $m = \left(\frac{d}{D}\right)^2$,

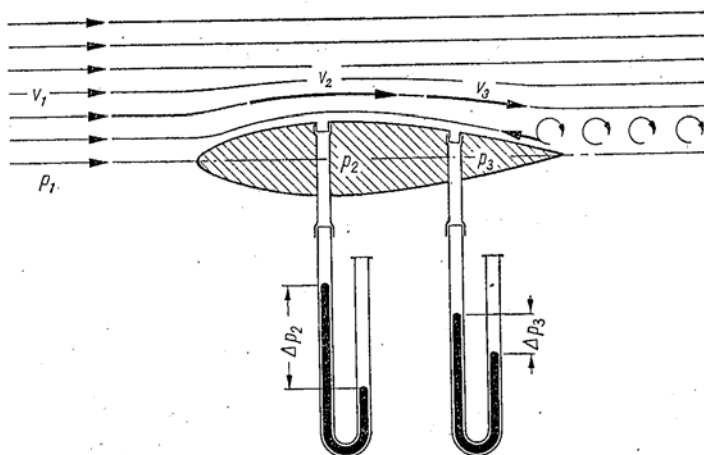
Otrzymamy wzór na obliczenie teoretycznego wydatku masowego /bez uwzględnienia lepkości i ściśliwości/ dla cieczy:

$$Q_t = \frac{m}{\sqrt{1-m^2}} \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}}, \text{ gdzie: } \Delta p = p_1 - p_2$$

Jeśli płynem przepływającym przez zwężkę jest gaz /płyn ściśliwy/, wzór przyjmie postać:

$$Q_t = \frac{m}{\sqrt{1-m^2}} \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot \varepsilon \cdot \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho_1}}, \text{ gdzie } \varepsilon - \text{współczynnik ściśliwości gazu / dla powietrza } \varepsilon = 1,4$$

Dla przykładu prześledzimy zmiany parametrów przepływu zachodzące w przekrojach 2 i 3 (według rys.).



3.9. Mechanizm odrywania się strug, wywołującego tzw. opór kształtu

Gdy pole przekroju poprzecznego tego przewodu w miejscu 2 oznaczone przez F_2 jest równe 1dm^2 , wówczas zestawienie danych dotyczące przekroju 2 jest następujące:

-pole przekroju (z pomiaru)	$F_2=1\text{m}^2$
-prędkość (z pomiaru)	$v_2 = 10 \text{ m/s}$
-ciśnienie statyczne (z pomiaru)	$p_2 = 38,7 \text{ Pa}$
-ciśnienie dynamiczne (z pomiaru i obliczeń)	$q_2 = 61,3 \text{ Pa}$

W przekroju 3 otrzymamy wtedy:

-pole przekroju (z pomiaru)	$F_3 = 2 \text{ dm}^2$
-prędkość v_3	(do obliczenia)
-ciśnienie statyczne p_3	(do obliczenia)
-ciśnienie dynamiczne q_3	(do obliczenia)

Prędkość w przekroju 3 obliczamy z równania ciągłości

$$F_2 \cdot v_2 = F_3 \cdot v_3$$

stąd otrzymujemy

$$v_3 = \frac{F_2 \cdot v_2}{F_3} = \frac{1 \cdot 10}{2} = 5 \text{ [m/s]}$$

Ciśnienie dynamiczne w przekroju 2 wynosi wtedy:

$$q_3 = \frac{\rho \cdot v_3^2}{2} = \frac{1,2255 \cdot 5^2}{2} = 15,3 \text{ [Pa]}$$

Z równania Bernoulli'ego otrzymujemy wielkość ciśnienia statycznego p_2 .

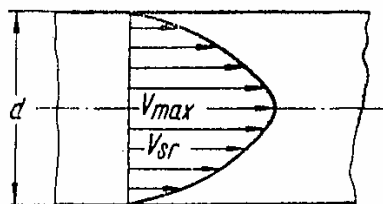
Ponieważ suma ciśnień jest zawsze wielkością stałą, więc:

$$p_2 + q_2 = 38,7 + 61,3 = 100\text{Pa} = p_3 + q_3 \text{ stąd:}$$

$$p_3 = p_2 + q_2 - q_3 = 100 - 15,3 = 84,7 \text{ Pa}$$

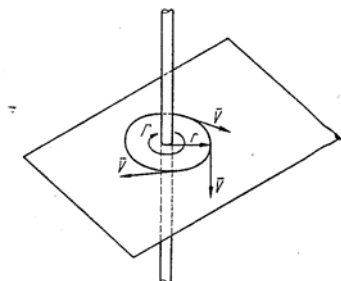
Średnie prędkości przepływu.

Rozpatrując przepływ cieczy rzeczywistej przez rurę zauważymy,



że prędkość cieczy przy ścianie rury jest bardzo mała w porównaniu z prędkością w osi rury. Zjawisko to pochodzi stąd, że ciecz na skutek tarcia o chropowatą powierzchnię rury i na skutek lepkości jest zahamowana przy ścianie rury i prędkość cieczy w porównaniu z prędkością w osi rury maleje (rys.). Dlatego do obliczeń przepływów wprowadza się średnią prędkość przepływu.

Wir i cyrkulacja. Wiry spotyka się powszechnie w przyrodzie, np. na rzekach w okolicach filarów mostowych, na powierzchni wody za płynącym statkiem itp. Przyczyną powstawania wirów jest zdolność cząsteczek cieczy lub gazów do ruchu obrotowego (oprócz ruchu prostoliniowego). Wiry są źródłem pewnego rodzaju oporu, który nazywany jest oporem wirowym. Wir i związany z nim strumień cyrkulacyjny stanowią podstawowe pojęcia niezbędne do obliczenia siły nośnej skrzydła.



Gdy linia wirowa stanowi prostą prostopadłą do pewnej płaszczyzny, wtedy linie prądu w tej płaszczyźnie są współśrodkowymi okręgami, których środek leży w punkcie przecięcia płaszczyzny przez linię wirową (rys. 4.6). W odległości r od wiru prędkość przepływu v stycznego do okręgu wyrazi się wzorem

$$v r = C$$

gdzie: C jest współczynnikiem proporcjonalności.

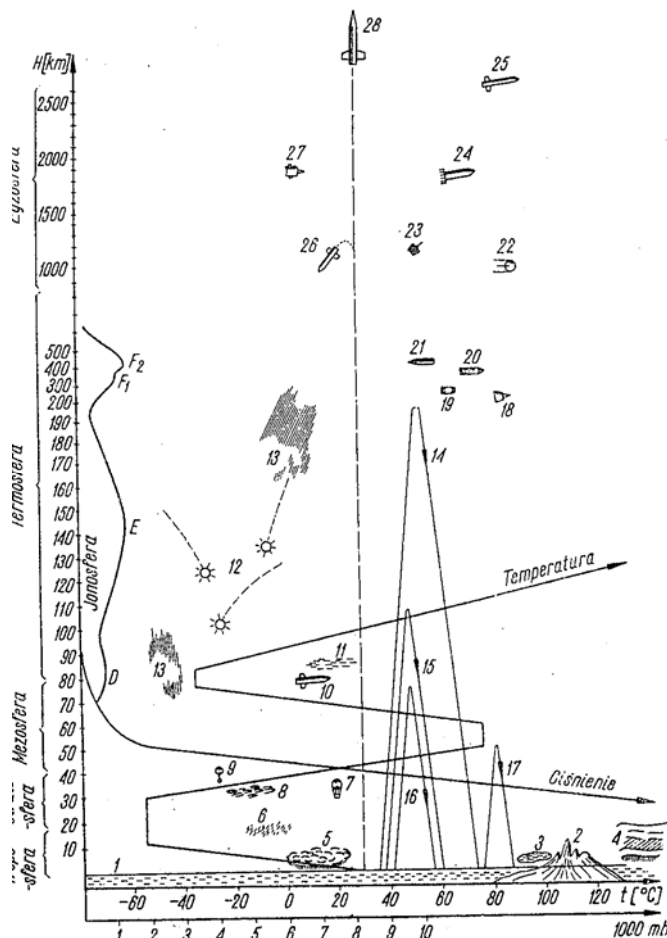
Cyrkulacja Γ jest miarą intensywności lub natężenia wirów.

Od rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości skrzydła zależą, wielkości sił i momentów działających na skrzydło. Jeśli cząsteczka gazu porusza się po okręgu ze stałą prędkością v , to cyrkulacją wzdłuż tego okręgu nazywamy iloczyn prędkości i drogi przebytej przez cząstkę. Podczas jednego okrążenia cyrkulacja wynosi

$$\Gamma = 2\pi r v$$

Atmosfera ziemska

Atmosferą ziemską nazywana jest powłoka gazowa rozciągająca się nad powierzchnią Ziemi. Słowo „atmosfera” pochodzi z języka greckiego i oznacza atmos — para i sfaire — kula. Głównymi składnikami atmosfery są: azot — 78,08%, tlen — 20,95% oraz



Rys. . Schemat atmosfery i osiągniętych w niej wysokości
 1 — poziom morza, 2 — najwyższy szczyt Mt. Everest (8843 m), 3 — chmury kłębiaste (1...2 km), 4 — chmury normalne (1...16 km), 5 — chmury warstwowo-deszczowe (0,5...5 km), 6 — chmury pierzaste (8...16 km), 7 — wysokość osiągnięta przez radziecki sterostat „Osoawlachim” 8 — chmury o barwie macicy perłowej (ok. 30 km), 9 — wysokość osiągnięta przez balony sondy (ok. 40 km), 10 — wysokość osiągnięta przez amerykański samolot doświadczalny X-15 (78 km), 11 — chmury srebrzyste (80...82 km), 12 — meteory zapalające się na wysokości ok. 160 km, gasnące na wysokości ok. 80 km, 13 — zorze polarne, 14, 15, 16 — powracające na ziemię fale radiowe odbite przez zjonizowane warstwy atmosfery, 17 — powracająca na ziemię fala dźwiękowa odbita od ciepłej warstwy atmosfery, 18 — wysokość osiągnięta przez amerykański pojazd kosmiczny „Atlas” (J. Glen, 20.06.1961 r., 256 km), 19 — wysokość osiągnięta przez radziecki pojazd kosmiczny „Wostok II” (H. Titow, dnia 6.08.1961 r., 257 km), 20 — wysokość osiągnięta przez radziecki pojazd kosmiczny „Wostok I” (J. Gagarin, 12.04.1961 r., 327 km), 21 — wysokość osiągnięta przez radziecki pojazd kosmiczny (16.05.1960 r., 370 km), 22 — wysokość osiągnięta przez pierwszego radzieckiego satelitę Ziemi (4.10.1957 r., 947 km), 23 — wysokość osiągnięta przez amerykańską rakietę „Titan” (980 km), 24 — wysokość osiągnięta przez radzieckiego sztucznego satelitę Ziemi „Sputnik II” (3.11.1957 r., 1671 km), 25 — wysokość osiągnięta przez amerykańską rakietę nośną „Explorer I” (2500 km), 26 — wysokość osiągnięta przez radziecką rakietę balistyczną (1050 km), 27 — wysokość osiągnięta przez radzieckiego sztucznego satelitę Ziemi „Sputnik III” (16.05.1968 r., 1881 km), 28 — radziecka rakietę kosmiczną „Łunnik-1” — pierwsza sztuczna planetoida systemu słonecznego (2.01.1959 r.)
 D — najniższa warstwa jonosfery rozciągająca się na wysokości ok. 80 km., E — druga warstwa jonosfery F₁, F₂ — najwyższa warstwa jonosfery

nieznaczne ilości argonu, dwutlenku węgla, wodoru, neonu, helu i pary wodnej. Atmosferę, zależnie od własności fizycznych, dzieli się na kilka warstw (rys.).

Warstwa bezpośrednio przylegająca do powierzchni Ziemi nazywa się **troposferą** i rozciąga się do wysokości ok. 8 km nad biegunami, 18 km nad równikiem, a nad pośrednimi szerokościami geograficznymi do ok. 11 km. Troposfera charakteryzuje się spadkiem temperatury średnio o 6,5°C na każde 1000 m przyrostu wysokości oraz spadkiem ciśnienia. W troposferze występują pionowe ruchy powietrza, dzięki czemu przyjmuje się, że skład chemiczny powietrza jest stały na różnych wysokościach. Para wodna wchodząca w skład powietrza występuje tylko w troposferze i powoduje powstawanie zjawisk meteorologicznych, jak chmury, deszcze, mgły itp. Na górnej granicy troposfery temperatura powietrza wynosi — 56,5°C.

Nad troposferą rozciąga się **stratosfera** charakteryzująca się niezmienną temperaturą wynoszącą — 56,5°C. Od wysokości ok. 30 km temperatura wzrasta; wysokość tę uznano za górną granicę stratosfery, nad którą rozprzestrzenia się

mezosfera, zwana inaczej **chemosferą**. Na pograniczu stratosfery i mezosfery znajduje się znaczna liczba trójatomowych cząstek tlenu zwanych ozonem. Cząstki ozonu tworzą warstwę, która nie przepuszcza ultrafioletowego promieniowania /o długości fal krótszej od 29μ/ chroniąc organizmy żyjące na Ziemi przed zabójczymi krótkofalowymi promieniami Słońca. Warstwa ta nazywana jest **ozonosferą**.

Nad mezosferą od wysokości ok. 80 km zalega **termosfera** zwana strefą ciepłą, gdyż w miarę wzrostu wysokości następuje w niej stopniowy przyrost temperatury, aż do 1500°C na wysokości 400 km.

Od wysokości ok. 800...900 km rozciąga się **egzosfera**, w której temperatura jest stała, a gazy egzosfery przechodzą, w gaz międzyplanetarny.

Na dużych wysokościach w termosferze istnieje warstwa charakteryzująca się znacznym przewodnictwem elektrycznym; warstwa ta nazywana jest **jonosferą**. Jonosfera ma wielkie znaczenie dla komunikacji radiowej, gdyż sprawia, że fale radiowe odbijają się i powracają na Ziemię. Struktura jonosfery nie jest jednorodna i składa się z kilku warstw różniących się od siebie koncentracją swobodnych elektronów.

Na wysokości ok. 80 km znajduje się najniższa, tak zwana warstwa **D** zawierająca od 100 do 1000 swobodnych elektronów w 1 cm^3 i odbijająca fale długości powyżej 600 m.

Na wysokości pomiędzy 90 a 130 km występuje następna warstwa, oznaczona symbolem **E**.

Zawiera ona od 10 000 elektronów w 1 cm^3 w dzień, a do 150 000 w nocy. Warstwa E odbija fale o długości mniejszej niż 200 m. Warstwa F_1 rozciąga się na wysokości ok. 160 km i zawiera do 100 000 elektronów w 1 cm^3 gazu. Na wysokości ok. 260 km rozciąga się warstwa F_2 odznaczająca się najwyższą koncentracją elektronów (do 1 miliona w 1 cm^3).

To ogromne stężenie elektronów sprawia, że od warstwy tej odbijają się nawet krótkie fale radiowe o długości 15...30 m. Warstwa F_2 jest najdokładniej zbadana, gdyż odgrywa ona zasadniczą rolę w dalekosiężnej łączności radiowej.

Międzynarodowa atmosfera wzorcowa (MAW)

W celu umożliwienia :

-porównywania osiągnięć samolotów badanych w różnych warunkach atmosferycznych (parametry atmosfery są różne zależnie od położenia geograficznego, pory roku, a nawet pory dnia),

-wykonywania bezpiecznie lotów długodystansowych,

wprowadzono umowną międzynarodową atmosferę wzorcową charakteryzującą się stałymi parametrami, zwanymi normalnymi.

Wszystkie parametry atmosfery zmierzonej w danej chwili odnoszą się do parametrów MAW ujętych w tabelach.

Przyjęto, że na poziomie morza, na $H = 0 \text{ m}$:

- temperatura powietrza $t_0 = +15^\circ\text{C}$,
- ciśnienie powietrza $p_0 = 101\,324 \text{ N/m}^2/1013 \text{ hPa}$,
- gęstość powietrza $\rho_0 = 1,226 \text{ kg/m}^3$,
- ciężar właściwy powietrza $\gamma_0 = 12,022 \text{ N/m}^3$.

Do wysokości $H = 11 \text{ km}$ parametry powietrza oblicza się z następujących wzorów:

$$t_H = t_0 - 6,5 H / ^\circ\text{C/}$$

$$\rho_H = 1,226 \frac{p_H}{260} \cdot \frac{288}{273 + t_H}$$

gdzie t_H , ρ_H — parametry powietrza na wysokości H **wyrażonej** w km.

Na wysokościach powyżej 11 km gęstość powietrza ρ_H oblicza się tak samo, jak na wysokościach do 11 km; temperatura do wysokości ok. 30 km jest stała i wynosi $-56,5^\circ\text{C}$.

Oprócz fizycznych własności powietrza, w obliczeniach aerodynamicznych osiągnięć samolotów często potrzebnych jest wiele zależności, których wielkości są funkcją wysokości lotu, a więc funkcją parametrów powietrza.

1) Stosunek prędkości lotu do prędkości przyrządowej

$$\frac{v}{v_l} = \left(\frac{1}{\Delta} \right)^{0,5}, \text{ gdzie } \Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$$

2) Stosunek ciągu silnika turboodrzutowego na wysokości do ciągu przy ziemi:

$$\text{a) do } H = 11 \text{ km} \quad \frac{T}{T_o} = \Delta^{0,7}$$

$$b) \text{ przy } H > 11 \text{ km} \quad \frac{T}{T_0} = 1,439\Delta$$

gdzie T — ciąg silnika turbodrzutowego..

3) Stosunek prędkości maksymalnej samolotu z silnikiem turbodrzutowym na wysokości do prędkości maksymalnej przy ziemi (przy założeniu, że opory indukowany i falowy są równe zero):

$$a) \text{ do } H = 11 \text{ km} \quad \frac{v_{\max}}{v_o} = \left(\frac{1}{\Delta} \right)^{0,15}$$

$$b) \text{ przy } H > 11 \text{ km} - \frac{v_{\max}}{v_o} = \left(\frac{1}{\Delta} \right)^{0,15} = \text{const}$$

4) Stosunek maksymalnej prędkości wznoszenia na wysokości do maksymalnej prędkości wznoszenia przy ziemi

$$a) \text{ do } H = 11 \text{ km} \quad \frac{W_{\max}}{W_{\max 0}} = \Delta^{0,65}$$

$$b) \text{ przy } H > 11 \text{ km} \quad \frac{W_{\max}}{W_{\max o}} = 1,725\Delta$$

Tablica międzynarodowej atmosfery wzorcowej (MAW)

H [m]	t [°C]	T [°K]	p [mm Hg]	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$ [kg sek ² /m ⁴]	$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{1/2}$	$\Delta^{0,7}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{0,15}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{1,4}$	$\Delta^{0,55}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{0,85}$
—1000	21,50	294,5	854,59	1,1245	0,1374	1,0996	0,9537	1,069	0,986	0,876	1,054	0,922
— 800	20,20	293,2	834,95	1,0986	0,1349	1,0791	0,9627	1,055	0,989	0,899	1,043	0,937
— 600	18,90	291,9	815,67	1,0733	0,1323	1,0589	0,9718	1,041	0,992	0,923	1,032	0,952
— 400	17,60	290,6	796,76	1,0484	0,1298	1,0390	0,9811	1,028	0,994	0,948	1,021	0,968
— 200	16,30	289,3	778,20	1,0240	0,1274	1,0194	0,9905	1,014	0,997	0,974	1,010	0,984
0	15,00	288,0	760,00	1,0000	0,1250	1,0000	1,0000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
200	13,70	286,7	742,14	0,9765	0,1226	0,9809	1,0097	0,986	1,003	1,028	0,990	1,016
400	12,40	285,4	724,62	0,9535	0,1202	0,9621	1,0195	0,973	1,006	1,056	0,979	1,034
600	11,10	284,1	707,44	0,9308	0,1179	0,9436	1,0295	0,960	1,009	1,085	0,968	1,051
800	9,80	282,8	690,59	0,9087	0,1156	0,9254	1,0396	0,947	1,012	1,115	0,958	1,068
1000	8,50	281,5	674,07	0,8869	0,1134	0,9074	1,0498	0,934	1,015	1,146	0,948	1,086
1200	7,20	280,2	657,87	0,8656	0,1112	0,8897	1,0602	0,922	1,018	1,178	0,938	1,104
1400	5,90	287,9	641,98	0,8447	0,1090	0,8723	1,0707	0,909	1,021	1,211	0,928	1,123
1600	4,60	277,6	626,41	0,8242	0,1069	0,8551	1,0815	0,896	1,024	1,246	0,918	1,142
1800	3,30	276,3	611,15	0,8041	0,1047	0,8382	1,0923	0,884	1,027	1,281	0,908	1,161
2000	2,00	275,0	596,18	0,7845	0,1027	0,8215	1,1032	0,871	1,030	1,317	0,898	1,181
2200	0,70	273,7	581,52	0,7652	0,1006	0,8051	1,1145	0,859	1,033	1,355	0,888	1,202
2400	—0,60	272,4	567,15	0,7462	0,0986	0,7890	1,1260	0,847	1,037	1,394	0,878	1,223
2600	—1,90	271,1	553,06	0,7277	0,0966	0,7731	1,1374	0,835	1,040	1,434	0,868	1,245
2800	—3,20	269,8	539,27	0,7096	0,0947	0,7574	1,1490	0,824	1,043	1,475	0,859	1,267
3000	—4,50	268,5	525,75	0,6918	0,0927	0,7420	0,1609	0,812	1,046	1,518	0,849	1,289

H [m]	t [°C]	T [°K]	p [mm Hg]	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$ [kg sek ² /m ⁴]	$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{1/2}$	$\Delta^{0,7}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{0,15}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{1,4}$	$\Delta^{0,55}$	$\left(\frac{1}{\Delta}\right)^{0,85}$
3200	—5,80	267,2	512,51	0,6744	0,0908	0,7268	1,1729	0,800	1,049	1,563	0,839	1,312
3400	—7,10	265,9	499,54	0,6573	0,0890	0,7119	1,1852	0,788	1,052	1,609	0,829	1,336
3600	—8,40	264,6	486,83	0,6406	0,0871	0,6972	1,1972	0,777	1,056	1,657	0,820	1,359
3800	—9,70	263,3	474,39	0,6242	0,0853	0,6928	1,2102	0,766	1,059	1,706	0,811	1,383
4000	—11,00	262,0	462,21	0,6082	0,0835	0,6685	1,2230	0,755	1,062	1,757	0,802	1,408
4200	—12,30	260,7	450,28	0,5925	0,0818	0,6545	1,2361	0,744	1,065	1,810	0,792	1,434
4400	—13,60	259,4	438,60	0,5771	0,0801	0,6407	1,2493	0,732	1,069	1,865	0,783	1,460
4600	—14,90	258,1	427,17	0,5621	0,0784	0,6272	1,2627	0,721	1,073	1,922	0,774	1,487
4800	—16,20	256,8	415,99	0,5473	0,0767	0,6139	1,2763	0,711	1,076	1,980	0,765	1,514
5000	—17,50	255,5	405,04	0,5329	0,0751	0,6007	1,2902	0,700	1,079	2,041	0,756	1,542
5200	—18,80	254,2	394,32	0,5189	0,0735	0,5878	1,3043	0,690	1,082	2,104	0,747	1,571
5400	—20,10	252,9	388,84	0,5050	0,0719	0,5751	1,3186	0,679	1,086	2,170	0,738	1,601
5600	—21,40	251,6	373,58	0,4916	0,0703	0,5627	1,3332	0,668	1,089	2,237	0,729	1,631
5800	—22,70	250,3	363,54	0,4784	0,0688	0,5504	1,3481	0,658	1,093	2,307	0,720	1,662
6000	—24,00	249,0	353,73	0,4654	0,0673	0,5383	1,3629	0,648	1,097	2,380	0,712	1,693
6200	—25,30	247,7	344,13	0,4528	0,0658	0,5265	1,3782	0,638	1,101	2,455	0,703	1,725
6400	—26,60	246,4	334,74	0,4404	0,0643	0,5148	1,3937	0,628	1,105	2,534	0,694	1,759
6600	—27,90	245,1	325,56	0,4284	0,0629	0,5034	1,4095	0,618	1,109	2,614	0,686	1,793
6800	—29,20	243,8	316,59	0,4166	0,0615	0,4921	1,4255	0,608	1,112	2,698	0,678	1,827
7000	—30,50	242,5	307,82	0,4050	0,0601	0,4810	1,4419	0,599	1,116	2,786	0,669	1,862
7200	—31,80	241,2	299,24	0,3937	0,0588	0,4702	1,4584	0,589	1,120	2,877	0,661	1,898
7400	—33,10	239,9	290,86	0,3827	0,0574	0,4594	1,4753	0,580	1,124	2,971	0,652	1,936

7600	—34,40	238,6	282,67	0,3719	0,0561	0,4489	1,4925	0,571	1,128	3,069	0,644	1,975
7800	—35,70	237,3	274,67	0,3614	0,0548	0,4386	1,5100	0,562	1,132	3,171	0,636	2,015
8000	—37,00	236,0	266,85	0,3511	0,0535	0,4285	1,5277	0,553	1,136	3,277	0,628	2,056
8200	—38,30	234,7	259,22	0,3411	0,0523	0,4185	1,5458	0,544	1,140	3,386	0,619	2,097
8400	—39,60	233,4	251,76	0,3313	0,0511	0,4087	1,5641	0,535	1,144	3,498	0,612	2,139
8600	—40,90	232,1	244,48	0,3217	0,0499	0,3992	1,5828	0,526	1,148	3,616	0,604	2,183
8800	—42,20	230,8	237,36	0,3123	0,0487	0,3897	1,6018	0,518	1,151	3,740	0,596	2,228
9000	—43,50	229,5	230,42	0,3032	0,0475	0,3805	1,6212	0,509	1,155	3,868	0,588	2,274
9200	—44,80	228,2	223,64	0,2943	0,0464	0,3714	1,6409	0,500	1,160	4,001	0,580	2,321
9400	—46,10	226,9	217,03	0,2856	0,0453	0,3625	1,6610	0,492	1,164	4,140	0,572	2,369
9600	—47,40	225,6	210,57	0,2771	0,0442	0,3537	1,6814	0,483	1,169	4,284	0,564	2,420
9800	—48,70	224,3	204,27	0,2688	0,0431	0,3451	1,7022	0,475	1,173	4,435	0,557	2,471
10000	—50,00	223,0	198,12	0,2607	0,0421	0,3367	1,7234	0,467	1,177	4,590	0,550	2,523
10200	—51,30	221,7	192,13	0,2528	0,0410	0,3284	1,7450	0,459	1,181	4,752	0,542	2,577
10400	—52,60	220,4	186,28	0,2451	0,0400	0,3203	1,7670	0,451	1,186	4,923	0,535	2,631
10600	—53,90	219,1	180,58	0,2376	0,0390	0,3123	1,7894	0,443	1,191	5,100	0,527	2,689
10800	—55,20	217,8	175,02	0,2303	0,0381	0,3045	1,8121	0,435	1,195	5,286	0,520	2,748
11000	—56,50	216,5	169,60	0,2232	0,0371	0,2968	1,8357	0,427	1,199	5,476	0,513	2,808

Liczba Reynoldsa. Opór tarcia.

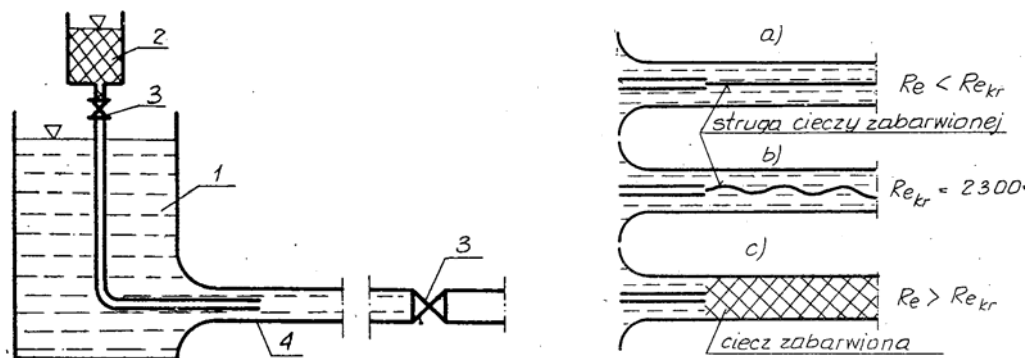
W 1883 r Reynolds wykonał doświadczenie, którego schemat pokazany jest na rysunku. Doświadczenie to daje odpowiedź na pytanie, jaki będzie obraz przepływu płynu, zakładając, że parametry:

d - średnica wewnętrzna rury,

rodzaj płynu ν - lepkość kinematyczna, zależna od rodzaju cieczy i jej temperatury/ oraz poziom cieczy w zbiorniku są stałe.

Otwierając stopniowo zawór 3 będziemy zmieniali prędkość przepływu prędkość.

Jeśli prędkość przepływu jest dostatecznie mała, to struga cieczy zabarwionej, wypływającej ze zbiornika 2 nie miesza się z pozostałą częścią przepływu – **przepływ jest laminarny**.



Przy pewnej prędkości, nazywanej prędkością krytyczną v_{kr} , odpowiadająca jej liczba Reynoldsa nazywa się krytyczną liczbą Reynoldsa Re_{kr} - struga cieczy zabarwionej zaczyna się wyginać.

Przy $v > v_{kr}$ struga cieczy zabarwionej intensywnie miesza się z pozostałą częścią przepływu - **przepływ jest turbulentny**.

Fizycznie liczba Reynoldsa wyraża stosunek sił bezwładności /zaburzających przepływ/ do sił lepkości /ustatyczniających przepływ/.

Liczba ta obliczana jest ze wzoru:

$$Re = \frac{V \cdot d}{\nu},$$

gdzie:

- V – prędkość przepływu,

- d – średnica przewodu lub inny charakterystyczny wymiar liniowy opływanej ciała /np. cięciwa profilu/,

- ν - kinematyczny współczynnik lepkości płynu.

W miarę wzrostu prędkości przepływu, rosną siły bezwładności, a więc rośnie również liczba Re .

Zwykle przyjmuje się, że Re_{kr} dla wody równa jest liczbie 2300, dla powietrza 2×10^6 .

Podana wartość Re_{kr} odnosi się tylko do przepływu w przewodzie o przekroju kołowym.

Prędkość krytyczna przejścia

Wyraża się ona zależnością

$$v_{kr} = 2300 \frac{\nu}{d} \quad \text{/dla wody/}$$

Płyn	ν cSt	V_{kr} m/s
woda	1	0,23
powietrze	15	3,4
olej silnikowy (przykładowo)	200	46
gliceryna	870	200

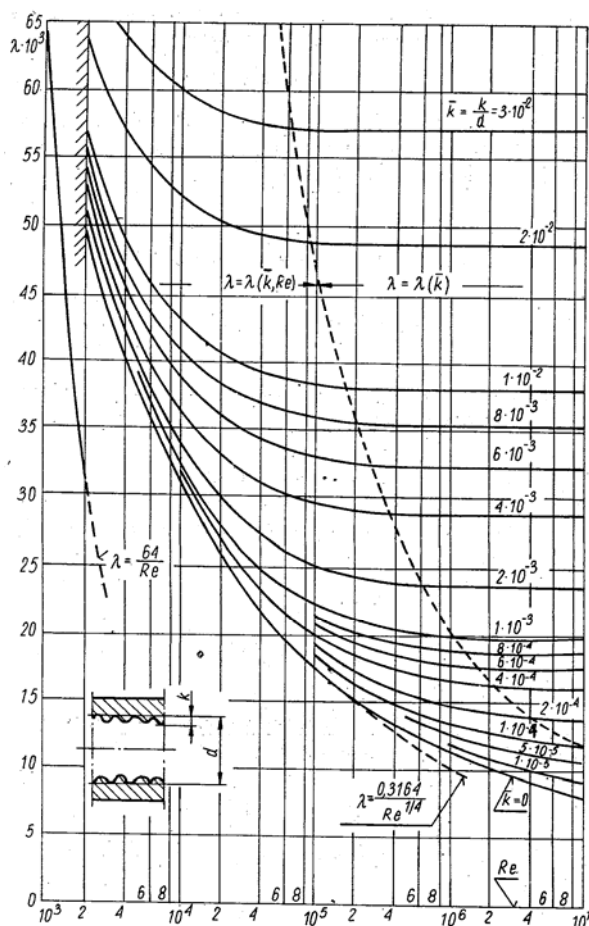
W tablicy przedstawiono wartości v_{kr} dla kilku płynów o temperaturze 20°C, w przypadku powietrza ciśnienie jest równe 1 at, $d = 10$ mm.

Zazwyczaj średnia prędkość przepływu cieczy w przewodzie jest rzędu kilku m/s, gazu - kilkunastu m/s. W poniższej tablicy przedstawiono wartości Re dla typowych przykładów przepływu: wody w rurociągu, powietrza w przewodzie wentylacyjnym i oleju silnikowego w instalacji olejowej. Widać stąd, że jeśli idzie o przepływ w przewodzie, to w przypadku wody i powietrza - jest on turbulentny, a w przypadku płynu bardziej lepkiego niż powietrze, np. oleju - może on być laminarny

Płyn	V m/s	d mm	ν cSt	Re	Przepływ
woda	1	20	1	20 000	turbulentny
powietrze	10	100	15	66 700	
olej silnikowy	5	5	200	125	laminarny

Wpływ chropowatości na liczbę Reynoldsa.

Na ogół, na wewnętrznej ścianie przewodu /na powierzchni opływanej/ znajdują się nierówności.



Chropowatością przewodu /powierzchni/ k nazywa się średnią wysokość tych nierówności. Chropowatością względną nazywa się wielkość

$$\bar{k} = \frac{k}{l}$$

W przepływie **laminarnym** współczynnik strat liniowej nie zależy od chropowatości, gdyż nierówności na ścianie /powierzchni/ zakłócają ruch jedynie cienkiej warstwy płynu.

$$\lambda = f / Re$$

W przepływie **turbulentnym**, w wyniku istnienia ruchu pulsacyjnego elementów płynu, wpływ nierówności na ścianie przenosi się na dużą odległość od ścianki.

W związku z tym, współczynnik strat liniowej- zależy w sposób istotny od chropowatości względnej.

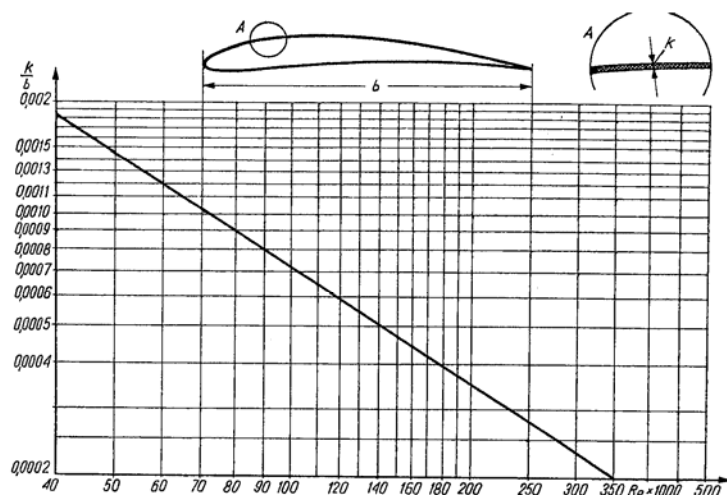
Współczynnik strat λ w przepływie turbulentnym jest zależny od liczby Reynoldsa i wielkości nierówności

$$\lambda = f(Re, k)$$

Krytyczna liczba Reynoldsa rozdzielająca te rodzaje przepływu zależna jest od rodzaju zastosowanego profilu skrzydła (od kształtu ciała) i od staranności wykonania jego powierzchni.

Przykład

Dla modelu średniego latającego z prędkością maksymalną 6 m/s liczba $Re=63000$.

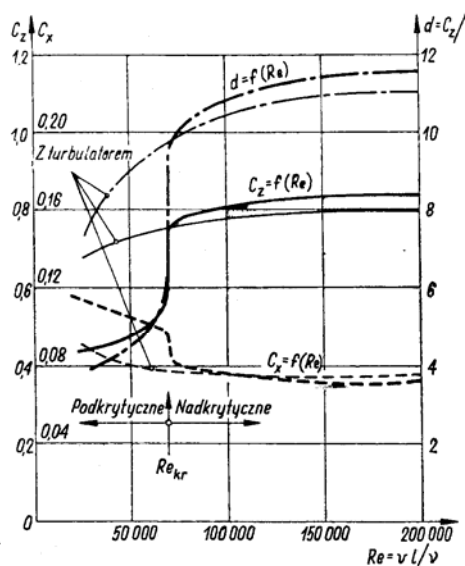


rys. Wykres dopuszczalnych nierówności skrzydła w zależności od liczby Re

Z wykresu odczytujemy, że $k/l=0,0011$. Przy cięciwie skrzydła $l=150\text{mm}$ dopuszcza się wielkość nierówności $k=150 \cdot 0,0011=0,165\text{ mm}$.

Wielkości liczb Reynoldsa

Rodzaj ciała	Średnia cięciwa c , mm	Prędkość v , m/s	Liczba Reynoldsa $Re = 70 \cdot v \cdot c$
Liść zanonii	40	1	2 800
Model pokojowy	60	2	8 400
Model pokojowy	150	4	42 000
Jaskółka	50	min. 6,1	12 800
Jaskółka		maks. 39	82 000
Model latający mały	100	3	21 000
Model latający średni	150	6	63 000
Model latający duży	300	45	950 000
Mewa srebrna	100	10	70 000
Albatros	200	16	224 000
Szybowiec szkolny	1600	10	1 100 000
Szybowiec szkolny	1200	min. 15	1 260 000
Samolot szkolny		maks. 60	5 040 000
Samolot myśliwski tłokowy	1500	200	21 000 000
Samolot myśliwski odrzutowy	2000	500	70 000 000
Samolot komunikacyjny odrzutowy nadźwiękowy	6000	500	210 000 000



Rys. 3.28. Zależność współczynników C_x , C_z i doskonałości $d = C_z/C_x$ od liczby Re

Przy rosnącej liczbie Re /czyli rosnącej prędkości, podczas gdy wymiary liniowe i kinematyczna lepkość powietrza nie ulegają zmianie/ warstwa przyściennea przy krytycznej liczbie Re po przebiegu laminarnym przechodzi w warstwę turbulentną, przy czym współczynnik siły nośnej C_z początkowo powiększa się skokowo, po czym w sposób płynny; natomiast w podobny sposób zmienia się opór –tylko w odwrotnym kierunku, czyli zmniejsza się. Zmiana obu tych wielkości powoduje polepszenie właściwości aerodynamicznych profilu.

Podsumowanie:

Od charakteru przepływu w warstwie przyściennej: laminarnego i/lub turbulentnego, od długości tych warstw, od ich grubości zależy wielkość **współczynnika oporu tarcia**.

Wielkość tego współczynnika można przedstawić w postaci wzoru:

$$C_{xt} = C_{xlam} + C_{xturb}$$

OPŁYWY CIAŁ O RÓŻNYM KSZTAŁCIE. OPÓR KSZTAŁTU /CIŚNIENIOWY/

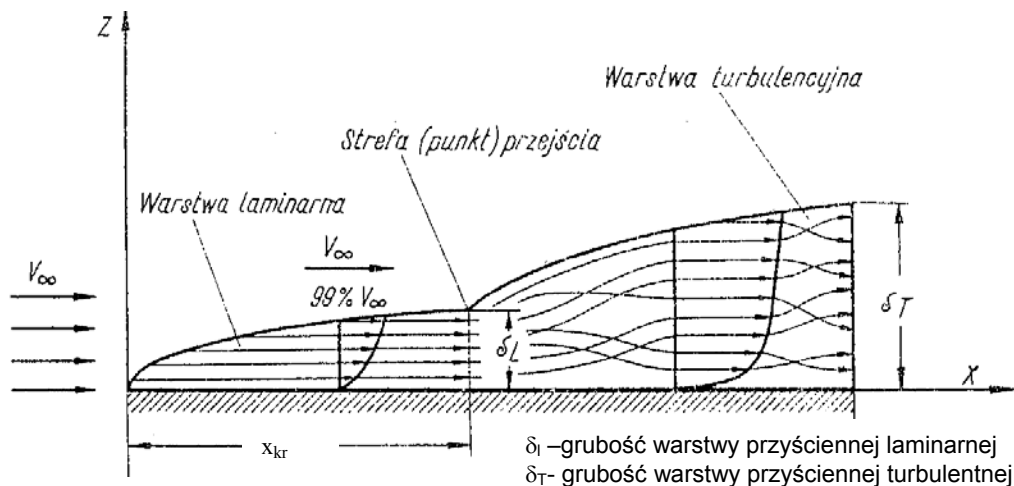
Opływ płaskiej płytki.

Płytką jest płaska, cienka (przednia jej krawędź jest ostra), powierzchnia jej jest gładka; płytka ustawiona jest równolegle do napływającego strumienia.

Napływający na płytkę strumień rzeczywisty ma prędkość V_∞ .

W czasie opływu ciała tworzy się warstwa przyścienna, której grubość określana jest na podstawie pomiaru prędkości w miarę oddalania się od powierzchni ciała opływającego.

Warstwa powietrza najbliższa powierzchni jest wyhamowana do prędkości równej 0, w miarę oddalania się od powierzchni ciała prędkość przepływu stopniowo wzrasta; osiągnięcie prędkości $0,99 V_\infty$ określa grubość warstwy przyściennej



Długość warstwy laminarnej x_{kr} /odległość od noska punktu przejścia/ obliczamy ze wzoru:

$$x_{kr} = \frac{Re \times \nu}{V}$$

Na rys. pokazano schematycznie, jak grubość warstwy przyściennej laminarnej po rozbudowaniu się zafalowania strug szybko rośnie po przejściu w warstwę burzliwą. Poszczególne strugi mieszając się między sobą oddają sobie wzajemnie energię kinetyczną, przy czym jest to powiązane ze wzrostem oporu. Opór ten przy warstwie burzliwej jest znacznie większy; powoduje większe straty energii niż przy warstwie laminarnej, co potwierdzają również pomiary wagowe w tunelu aerodynamicznym.

Wyobraźmy sobie cieniutką strugkę powietrza obiegającą krawędź płytki, wystającą ku górze lub ku dołowi. Gdy promień zaokrąglenia wynosi np. $1 \text{ mm} = 0,001 \text{ m}$, zaś prędkość strugi opływającej $v = 10 \text{ m/s}$, wtedy przyspieszenie potrzebne do zmuszenia cząsteczki powietrza do przebiegania tuż przy ścianie można wyrazić następującym wzorem :

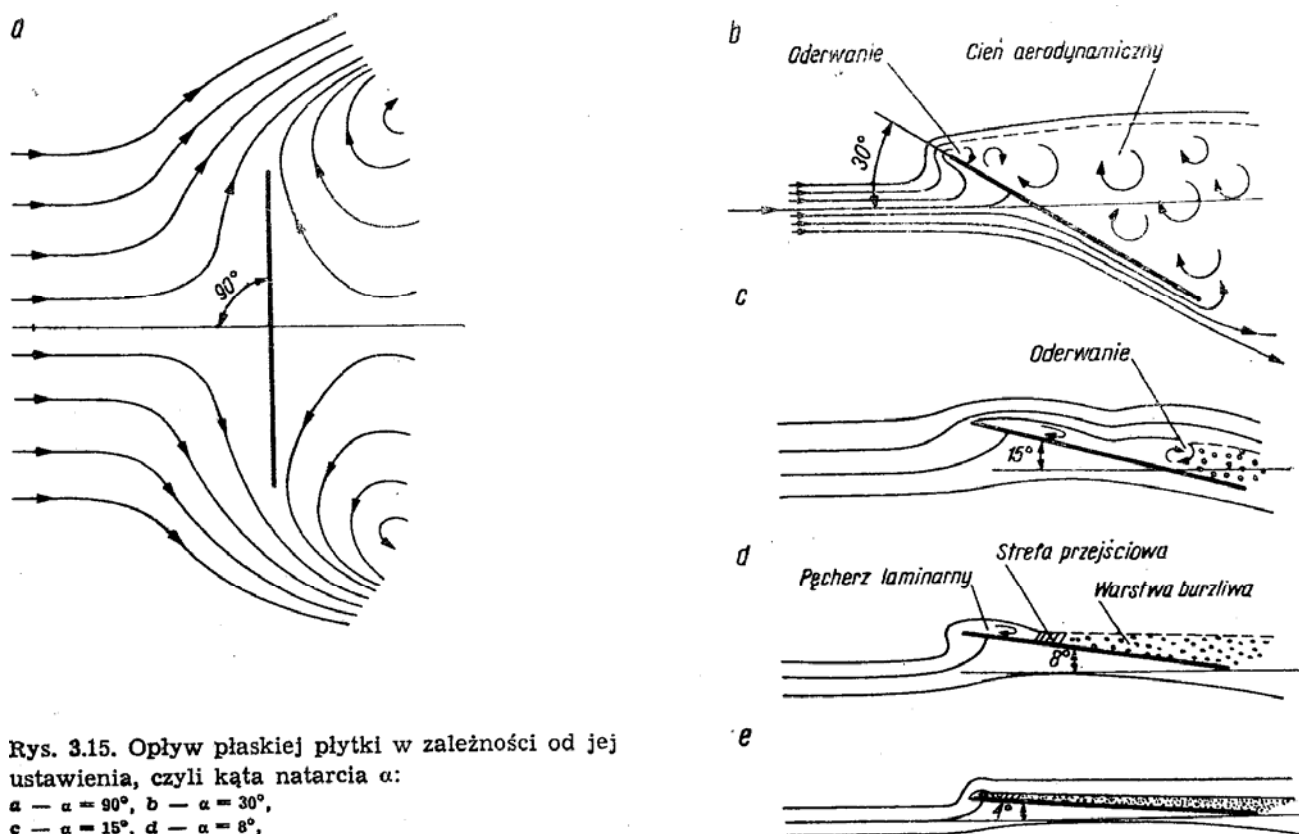
$$a = \frac{V^2}{r} = \frac{10^2}{0,001} = 100000 \left[\text{m/s}^2 \right]$$

jeżeli uwzględnimy, że przyspieszenie ziemskie $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, to otrzymamy przyspieszenie względne:

$$a = \frac{100000}{9,81} = 10000g$$

więc ono aż 10 000 razy większe od przyspieszenia ziemskiego.

Cząsteczki powietrza mają tendencję do poruszania się nie po torach zakrzywionych, a po prostych i zamiast obiegać naokoło krawędzi, starają się oderwać od krawędzi i biec dalej po stycznej. Ponieważ przy poruszaniu się po torze zakrzywionym przyspieszenie jest proporcjonalne do kwadratu prędkości u oraz jest odwrotnie proporcjonalne do promienia krzywizny, więc



Rys. 3.15. Optyw płaskiej płytki w zależności od jej ustawienia, czyli kąta natarcia α :
a — $\alpha = 90^\circ$, b — $\alpha = 30^\circ$,
c — $\alpha = 15^\circ$, d — $\alpha = 8^\circ$,
e — $\alpha = 4^\circ$

przyspieszenie jest tym większe, im ostrzejsza jest krawędź i lepsze są warunki do oderwania strug. Oczywiście, nie zależy nam na takim oderwaniu, ze względu na wyraźne zwiększanie się oporu (rys. 3.15c). Rachunek pozwala na stwierdzenie, że przy warunkach podanych powyżej (tzn. przy $v = 10$ m/s oraz $r = 1$ mm) ciśnienie atmosferyczne zaledwie wystarcza do przyciśnięcia strugi do krawędzi. Gdy prędkość jest większa, struga odrywa się od krawędzi, tworząc miejscową próżnię, czemu towarzyszy efekt dźwiękowy w postaci szumu lub gwizdania. Podobnie dzieje się, gdy promień krzywizny jest mniejszy. Jeśli promień krzywizny rośnie, lub gdy prędkość maleje, to maleje również niebezpieczeństwo oderwania strug. Omówione przypadki optywu płytki oraz optywu krawędzi charakteryzują drugi rodzaj oporu powstającego przy ruchu ciała w powietrzu, a mianowicie **oporu kształtu**, który pojawia się przy oderwaniach połączonych zwykle z tworzeniem się różnic ciśnień.

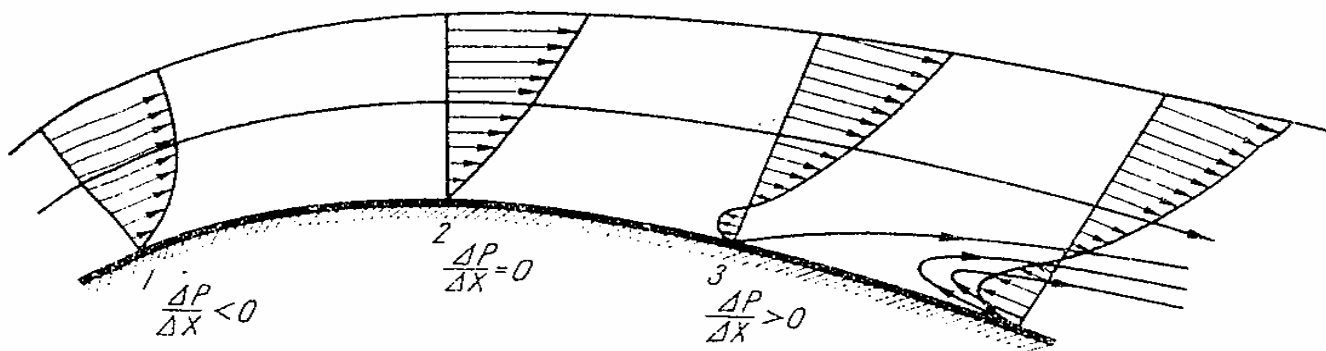
Płytką bowiem pozostała ta sama, co poprzednio (w przypadku równoległego ustawienia do kierunku przepływających strug, gdy obserwowaliśmy powstawanie tylko oporu tarcia), ale jej kształt w stosunku do biegnących strug powietrza jest zupełnie inny, w razie jej nierównoległego ustawienia (nie mówiąc już o ustawieniu prostopadłym) do kierunku ruchu, przy którym pojawiają się wyraźne różnice ciśnień po obydwu stronach płytki. Te różnice ciśnień i zawirowania przepływu są powodem bardzo dużego zwiększania się oporu, a zjawiska te noszą nazwę oporu kształtu.

Optyw powierzchni krzywoliniowej

Należy bliżej rozpatrzyć zjawiska zachodzące w warstwie przyściennej przy optywie powierzchni zakrzywionej, na której pojawiają się określone różnice ciśnień statycznych, a więc:

- przy wzroście ciśnienia statycznego,
- przy zmniejszaniu się ciśnienia statycznego.

Na rys. pokazano jak podczas przepływu wzdłuż ścianki prędkość w warstwie przyściennej w pobliżu powierzchni maleje coraz bardziej na skutek hamowania cząsteczek spowodowanego tarcie, a więc lepkością powietrza. Prędkość ta maleje w punkcie 3 do zera i tu następuje oderwanie przepływu od ścianki, co jest szczególnie niekorzystne, gdy ciśnienie powietrza w strumieniu niezakłóconym wynikające z prawa Bernoulliego) jest



rys. Schemat zmniejszania się prędkości w warstwie przyściennej i oderwania przepływu
3-punkt oderwania

większe (poza punktem 3) niż było przed nim.

Wtedy bowiem cząsteczki powietrza zahamowane na skutek tarcia o powierzchnię mają tendencję do poruszania się w stronę przeciwną do kierunku ruchu, wypychane tym zwiększającym się ciśnieniem.

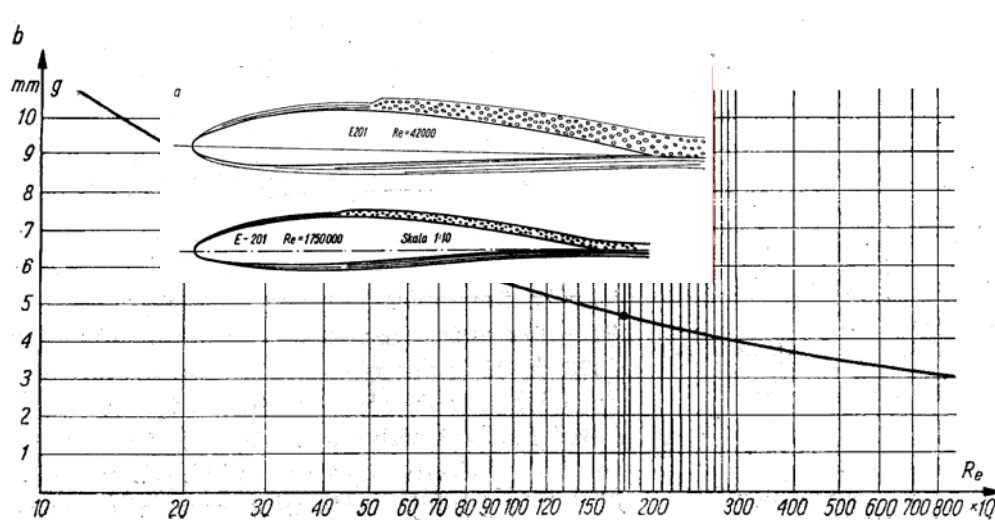
Za punktem 3 tworzy się obszar zawirowany, powodujący znaczny opór.

Grubość warstwy przyściennej jest stosunkowo niewielka w normalnych warunkach i wynosi od kilku dziesiątych do kilku milimetrów, zaś pomiary jej są bardzo trudne, bowiem ważne jest, aby nie zakłócać przepływu w miejscu pomiaru. Trzeba było więc opracować miniaturowe przyrządy pomiarowe i specjalne metody badań o tyle skomplikowane, że najistotniejsze zmiany zachodzą w tzw. subwarstwie przyściennej, czyli w warstewce najbliższej powierzchni ciała.

Do pomiaru służą zwykle cieniutkie drucziki oporowe czułe na zmiany temperatury. Są one wprowadzane na odpowiednią odległość od ścianki i zmieniają swój opór elektryczny pod wpływem chłodzącego działania strumienia przepływającego powietrza. Intensywność tego chłodzenia zależy oczywiście od ilości przepływającego powietrza na jednostkę czasu, a więc od jego prędkości w danej odległości od ścianki ciała.

Taki pomiar nie daje co prawda żadnych wskazówek dotyczących charakteru przepływu (czy jest on laminarny czy też burzliwy), pozwala jednak określić prędkość średnią. Inną metodą jest pomiar za pomocą ultradźwięków, których odbicie od ścianki ciała powraca do aparatury wytwarzającej je i po odpowiedniej obróbce elektroniczno-rachunkowej pozwala na określenie tego co się dzieje w strumieniu powietrza, przez który przechodziły impulsy ultradźwiękowe. Metoda ta pozwala na lepsze zbadanie charakteru warstwy przyściennej

Przykład opływu profilu lotniczego strumieniem powietrza o różnej liczbie prędkości /różnej liczbie Re /



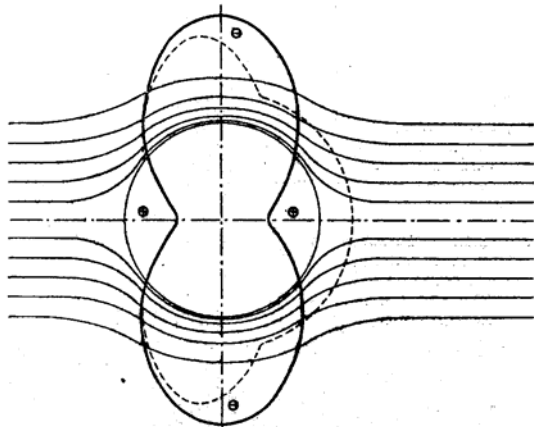
Grubość warstwy przyściennej opływającej profil lotniczy w funkcji liczby Re.

Jest charakterystyczne, że wzory określające grubość warstwy przyściennej zawierają w mianowniku liczbę Re, co oznacza, że przy dużej liczbie Re grubość warstwy przyściennej jest mniejsza niż przy Re małej i to zarówno przy jej laminarnym, jak i burzliwym charakterze.

$$\delta_l = 5,48 \cdot x \cdot Re^{-1/2}$$

$$\delta_{turb} = 0,377 \cdot x \cdot Re^{-1/5}$$

Opływ kuli



Interesujące jest także porównanie opływu teoretycznego w warunkach cieczy idealnej (pozbawionej lepkości i ściśliwości) z opływem rzeczywistym cieczy lepkiej i ściśliwej, jaką jest naprawdę powietrze.

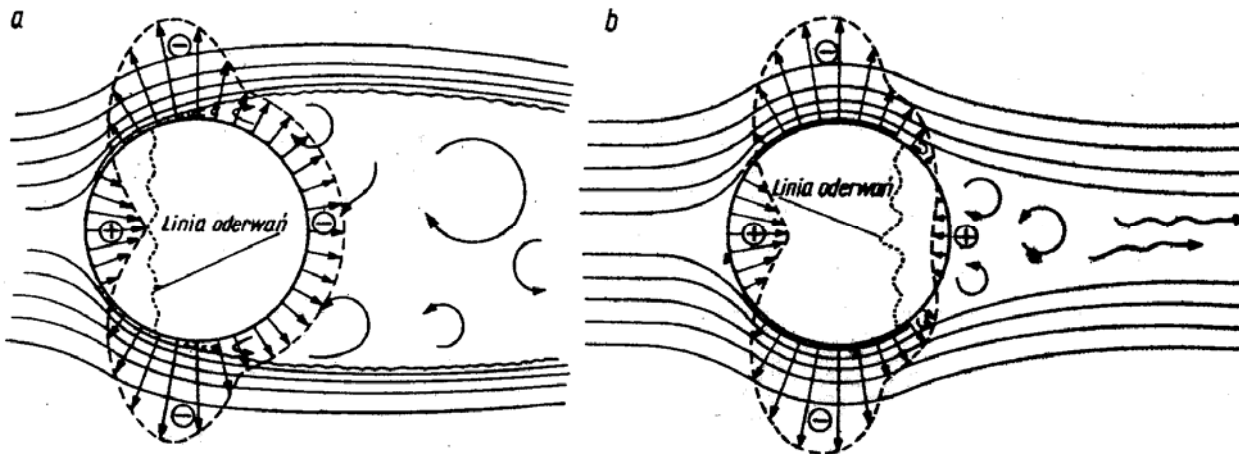
Z przedstawionego **linią ciągłą** rozkładu ciśnień działających na powierzchnię

wynika, że jest on symetryczny względem obu osi: x /wzdłuż której działa siła oporu P_x / i z /wzdłuż której działa siła nośna P_z /.

Siły działające na powierzchnię równoważą się. Linią przerywaną pokazano rozkład ciśnień przy opływie płynem rzeczywistym.

Rozkład ciśnień statycznych względem osi z jest symetryczny, a więc siły się równoważą. Rozkład ciśnień statycznych względem osi x nie jest symetryczny. Działa więc siła oporu, skierowana przeciwnie do kierunku napływających strug.

Dla lepszego zrozumienia zachodzących zjawisk należy najpierw zwrócić uwagę na opływ kuli przy



niewielkiej jej średnicy i przy niewielkiej prędkości przepływu /mała liczba Re/.

Opór jest wtedy stosunkowo duży, zaś linie prądu układają się tak, jak to przedstawia rys. a.

Widać tu wyraźnie, że warstwa przyścienna straciła swoją prędkość przy ścianie nie dochodząc nawet do połowy obwodu kuli na linii oderwania przepływu.

Na skutek tego, oderwanie rozszerzyło zakres zawirowań poza średnicę kuli, co oczywiście musiało pociągnąć za sobą duże powiększenie oporu.

W drugim przypadku (rys.b) przy większej prędkości /większa liczba Re/ warstwa laminarna ma czas przejść w warstwę burzliwą, mającą znacznie większą energię kinetyczną, i oderwanie następuje znacznie później, poza połowę obwodu kuli, zaś obszar zawirowany po oderwaniu strug jest znacznie mniejszy, podobnie jak cały opór.

Zmierzone wielkości oporu kuli w obydwu przypadkach pozwalają na określenie następujących współczynników oporu:

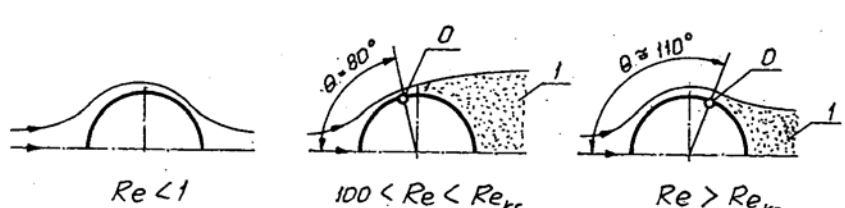
$C_x = 0,48$ w pierwszym przypadku, gdy oderwanie nastąpiło przed przekrojem średnicowym kuli,

$C_x = 0,08$ przy oderwaniu zachodzącym poza średnicowym przekrojem.

Różnica jest znaczna i stanowi ona o zasadniczej zmianie charakteru opływu oraz o wzroście współczynników oporu.

W naszym przypadku opływu kuli różnica jest sześciokrotna, a więc bardzo duża.

Sztuczne przyspieszenie przejścia warstwy laminarnej w burzliwą można spowodować np. za pomocą drutu umieszczonego na powierzchni kuli. Drut taki nazywamy turbulizatorem, a jego zadaniem jest zaburzanie przepływu w warstwie przyściennej dla zmniejszenia oporu całkowitego kuli przez zabezpieczenie przed oderwaniami strug w warstwie przyściennej i w konsekwencji tego — przed oderwaniami strug opływającego strumienia od opływającego ciała.



Podsumowanie:

Kształt ciała opływającego ma wpływ na rozkład ciśnień statycznych działających na jego powierzchnię, a tym samym na siły działające na to ciało.

Wielkość oporu wyrażona jest przy pomocy

współczynnika oporu kształtu /ciśnieniowego/.

A więc **współczynnik oporu ciała** wyrażamy wzorem:

$$C_{x \text{ ciała}} = C_{x t} + C_{x p}$$

gdzie:

- $C_{x t}$ - współczynnik oporu tarcia
- $C_{x p}$ - współczynnik oporu kształtu /ciśnieniowy/.

Współczynniki oporu C_x ciał o różnym kształcie.

Wartości współczynników oporu różnych ciał podano na rys. przy czym najniekorzystniejszy kształt pod względem oporu ma wklęsła czasza ($C_x = 1,4$) oraz pręt o przekroju prostokątnym lub

kwadratowym ($C_x = 1,6$).

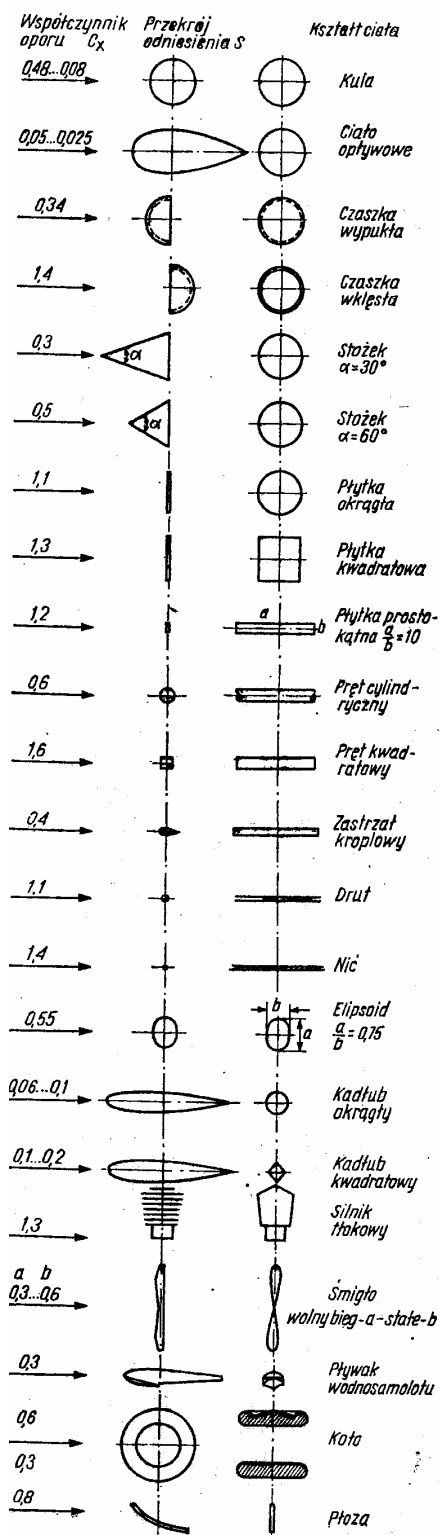
Bardzo duży współczynnik oporu ma nić

(również $C_x = 1,4$), co wynika z jej nierównej powierzchni i wystających z niej poszczególnych włókien przędzy.

Największy współczynnik oporu pręta o przekroju kwadratowym czy prostokątnym jest wynikiem tego, że na krawędziach powstają oderwania strug powiększające rzeczywiste zmniejszenie miejscowego przekroju przepływu, podobnie jak to miało miejsce przy opływie kuli z wczesnym oderwaniem w warstwie przyściennej

(rys.), zaś duże przyspieszenie prędkości cząsteczek przy opływaniu ostrych krawędzi wymaga dodatkowej energii — powiększa jednak opór.

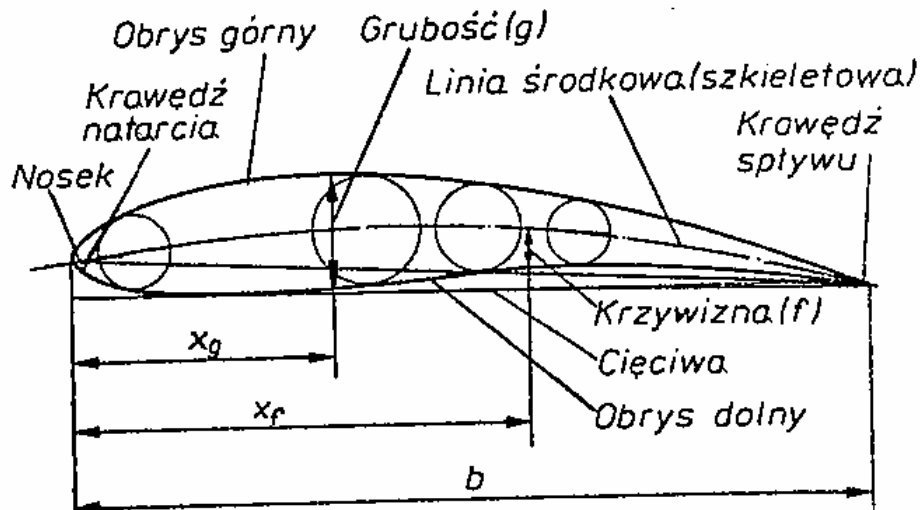
Ciało kropłowe nie powodujące dużych zakłóceń w strumieniu powietrza opływającego ma opór 30 do 40 razy mniejszy ($C_x = 0,03$ do $0,045$ w zależności od smukłości). Kształt taki ma kropla spadającej wody, ponieważ stara się ona przybrać formę zgodną z kształtem opływających ją strug powietrza, powodując minimalne zakłócenia w strumieniu, zgodnie z ogólnie panującym w przyrodzie prawem zachowania minimum energii



Parametry geometryczne profilu

Profilem lotniczym nazywa się kształt (obrys) przekroju płata w płaszczyźnie prostopadłej do osi biegnącej wzdłuż rozpiętości.

Cięciwa profilu b jest to odcinek prostej łączącej dwa najbardziej od siebie oddalone punkty profilu (rys.).



Maksymalna grubość profilu g_{max} jest to odcinek prostej prostopadłej do cięciwy łączącej dwa najbardziej od siebie oddalone punkty na górnym i dolnym konturze profilu.

Grubość względna profilu jest to stosunek maksymalnej grubości profilu g_{max} do cięciwy

$$\bar{g} = \frac{g_{max}}{b} \cdot 100\%$$

We współczesnych samolotach stosowane są profile, których $g = 6 \dots 18 \%$; grubsze profile stosowane są jako przykadłubowe. W naddźwiękowych samolotach grubość względna profilu wynosi $3 \dots 4\%$.

Położenie maksymalnej grubości względem noska profilu określone jest współrzędną x_g lub za pomocą współrzędnej względnej

$$\bar{x}_g = \frac{x_g}{b} \cdot 100\%$$

Linia szkieletowa profilu jest to linia łącząca mostek profilu ze spływem i jest miejscem geometrycznym środków okręgów wpisanych w obrys profilu.

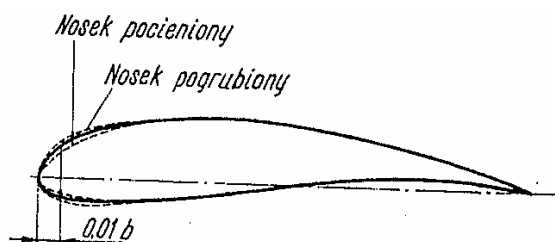
Wygięcie profilu f_{max} jest to największa odległość między linią szkieletową a cięciwą. Wygięcie względne $\bar{f}$ jest to stosunek wygięcia maksymalnego do cięciwy

$$\bar{f} = \frac{f_{max}}{b} \times 100\%$$

Dla współczesnych profili $f = 0 \dots 3\%$; jeśli $f = 0$, to profil jest symetryczny, a cięciwa i linia szkieletowa pokrywają się.

Współczynnik wypełnienia noska profilu c_n

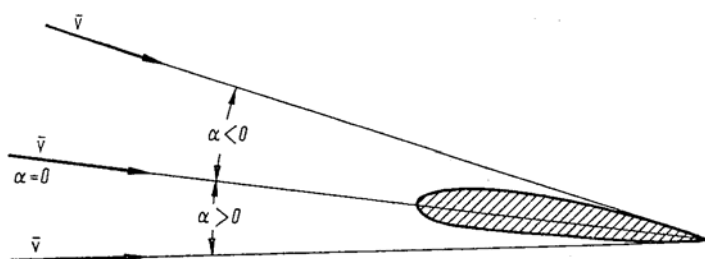
jest to grubość noska profilu w odległości 1% cięciwy od jej przedniego skrajnego punktu (rys.).



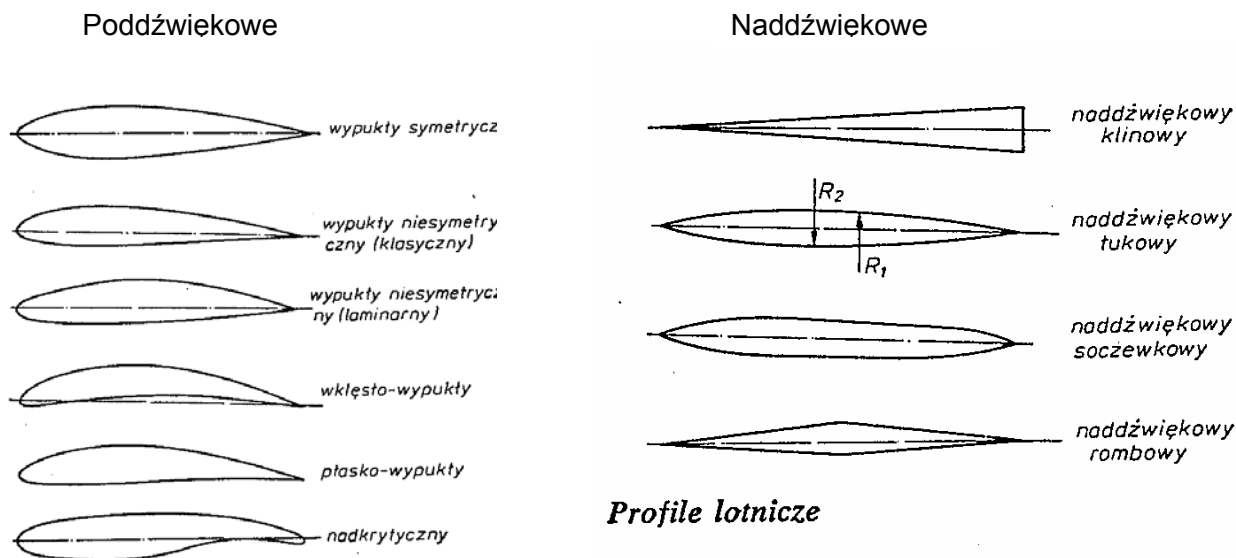
Względne wypełnienie noska $\bar{c}_n$ jest to stosunek współczynnika c_n do maksymalnej grubości profilu $g_{\max}$

$$\bar{c}_n = \frac{c_n}{g_{\max}}$$

Kąt natarcia α (rys.) jest to kąt zawarty między cięciwą profilu b a wektorem prędkości v_∞ strumienia powietrza opływającego profil. Wraz ze zmianą kąta natarcia ulega zmianie wielkość wypadkowej siły aerodynamicznej R i wypadkowego momentu M .



Podział profili lotniczych



Oznaczenia profili lotniczych

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.

Do bardziej znanych profili należą profile typu NACA (National Advisory Committee for Aeronautics — USA), GAGI (Centralny Aerogidrodinamiceskij Institut — ZSRR), RAF (Royal Aircraft Establishment — Wielka Brytania), Clark (W. E. Clark — konstr.)

Najszerzej stosowane w lotnictwie są profile typu NACA. Przyjęły się również oznaczenia profili wprowadzone przez firmę NACA — z reguły w postaci symbolu czterocyfrowego

lub pięciocyfrowego. Np. NACA — 2306 oznacza:

- 2 — wygięcie profilu, $\bar{f}$ w procentach,
- 30 — wielkość współrzędnej określającej położenie maksymalnego wygięcia na cięciwie, $\bar{x}_f$ w proc,
- 6 — grubość względna profilu, $\bar{g}$ w proc.

W przypadku symbolu pięciocyfrowego, np. NACA — 23012, pierwsze 3 cyfry wyrażają te same wielkości, co w oznaczeniach czterocyfrowych, natomiast liczba 12 oznacza grubość względną (w proc). Przy oznaczaniu profili laminarnych określa się także położenie maksymalnego podciśnienia, np. NACA-16-407:

- 1 — numer serii,
- 6 — położenie miejsca maksymalnego podciśnienia w dziesiątych częściach cięciwy licząc od noska profilu,
- 4 — dziesięciokrotny współczynnik siły nośnej,
- 07 — względna grubość profilu.

Charakterystyka profilu jest to zależność współczynnika siły nośnej c_z , współczynnika oporu c_x i współczynnika momentu c_m od kąta natarcia α .

Powstawanie siły nośnej na profilu lotniczym.

Istotę powstawania siły nośnej na skrzydle wyjaśnił i naukowo uzasadnił w 1906 r. rosyjski uczony M. J. Żukowski formułując znane twierdzenie, które brzmi: „Jeżeli płaski przepływ mający w nieskończoności prędkość v_∞ opływa jakiegokolwiek zamknięty obrys, po którym cyrkulacja prędkości jest równa Γ , to siła ciśnienia hydraulicznego działa na ten obrys w kierunku prostopadłym do prędkości v_∞ i jest równa

$$P = \rho v_\infty \Gamma$$

przy czym kierunek działania tej siły można znaleźć obracając wektor v_∞ wokół jego początku o kąt prosty w kierunku przeciwnym dodatniej cyrkulacji”. Siła nośna działająca wzdłuż rozpiętości skrzydła wynosi

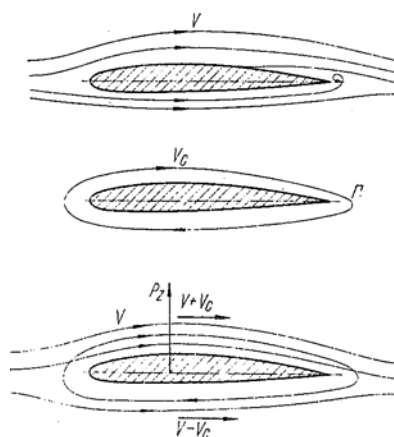
$$P_z = \rho v_\infty \Gamma l$$

Z analizy wymiarowej i równania Bemoulliego wiadomo, że aerodynamiczna siła nośna jest proporcjonalna do ciśnienia dynamicznego i odpowiedniej powierzchni

Przyrównując dwa ostatnie wzory, otrzymamy zależność cyrkulacji od współczynnika siły nośnej

$$\Gamma = 1/2 c_z v_\infty b$$

Twierdzenie Żukowskiego wytłumaczyć można w sposób następujący (rys. 4.28).



Schemat tworzenia się wiru rozruchowego i cyrkulacji na skrzydle
a — I faza: strugi dolne opływając ostrą krawędź spływu tworzą zawirowanie będące początkiem wiru rozruchowego,
b — II faza: powstawanie cyrkulacji w konsekwencji tworzenia się i odrywania wiru rozruchowego,
c — III faza: ustalenie się opływu profilu skrzydła — wir rozruchowy został uniesiony przepływającym strumieniem,

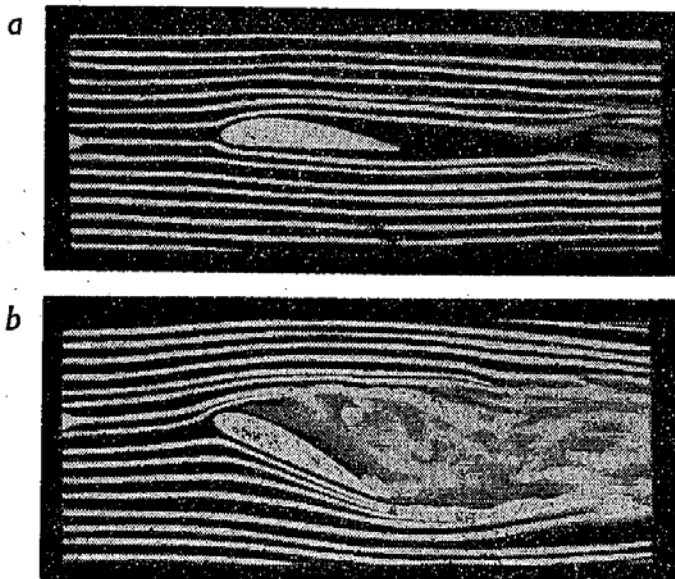


Obraz wiru rozruchowego sfotografowany w tunelu dymowym.

Obserwując opływ profilu lotniczego niesymetrycznego ustawionego pod zerowym kątem natarcia przez strumień gazu z łatwością stwierdzamy, że cząstki poruszające się z szybkością v wzdłuż grzbietu mają dłuższą drogę, na skutek asymetrii profilu i kąta natarcia, aniżeli cząsteczki poruszające się wzdłuż spodu profilu, a więc czas opływu wzdłuż grzbietu profilu zmierzając do spotkania się z cząsteczkami na grzbiecie profilu.

Jednak opływ ostrej krawędzi powoduje pojawienie się ruchu wirowego, który jest przyczyną powstawania dodatkowego ruchu cząstek powietrza wokół profilu z szybkością v_c o kierunku przeciwnym do ruchu wirowego. Ten dodatkowy ruch powietrza nazywa się cyrkulacją.

Ruch cyrkulacji sumuje się z zasadniczym strumieniem powietrza, dzięki czemu szybkość cząstek wzdłuż grzbietu równa się $v + v_c$, natomiast szybkość wzdłuż spodu odejmuje się i wypadkowa prędkość cząstek wynosi $v - v_c$.



W tej sytuacji: cząstki rozdzielone przez krawędź natarcia profilu spotykają się teraz przy krawędzi spływu, wobec czego zanika opływ ostrej krawędzi, a więc zanika również wir. Cyrkulacja natomiast istnieje przez cały czas opływu profilu; zanikanie cyrkulacji spowodowałoby natychmiastowe wystąpienie wiru w jedną lub w drugą stronę profilu, pomniejszając lub wzmagając cyrkulację. Z powyższego wynika, że szybkość cząstek wzdłuż grzbietu profilu jest większa od szybkości ruchu profilu w strumieniu. Z równania Bemoulliego wiadomo, że w miarę wzrostu prędkości przepływu rośnie wartość ciśnienia dynamicznego, maleje zaś wartość ciśnienia statycznego, a więc na górnej powierzchni profilu występuje

podciśnienie, zaś na spodzie profilu, gdzie szybkość cząstek jest mniejsza od szybkości ruchu profilu, wystąpi nadciśnienie.

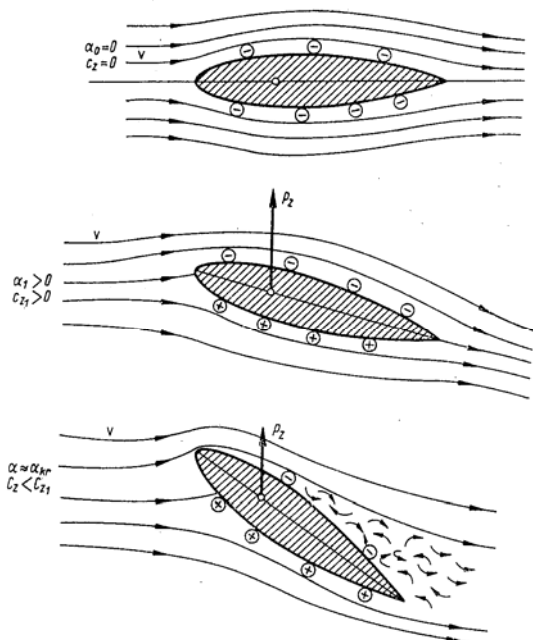
Taki rozkład ciśnień na skrzydle powoduje powstanie **siły nośnej** (rys.).

Od różnicy ciśnień statycznych działających na obie powierzchnie profilu /lub powierzchnie ciała o innym kształcie/ zależy nośność, określana współczynnikiem nośności c_z .

CHARAKTERYSTYKI PROFILI.

1/ $C_z = f(\alpha)$, $C_x = f(\alpha)$ dla profilu symetrycznego.

Z prawa Bernoulliego wynika, że opływ profilu symetrycznego ustawionego pod kątem natarcia $\alpha = 0$ jest symetryczny; rozkład ciśnień statycznych działających na powierzchnie profilu będzie również symetryczny, a więc różnica ciśnień równa jest 0. Profil nie posiada nośności $/c_z=0/$.

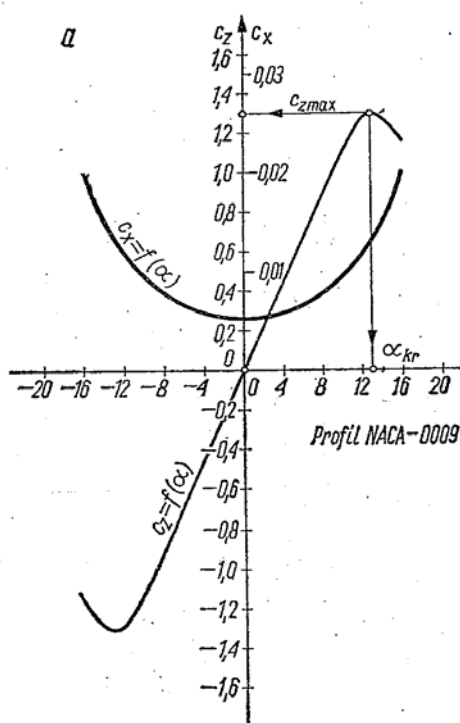


Profil symetryczny będzie posiadał nośność $/c_z \neq 0/$, gdy zostanie ustawiony pod kątem natarcia $\alpha \neq 0$.

Zależność nośności od kąta natarcia $C_z = f(\alpha)$ przedstawiana jest w postaci charakterystyki.

Krzywa $C_z = f(\alpha)$ ma w dużej swej części kształt linii prostej zakrzywiającej się dopiero przy kątach powyżej $8...12^\circ$, co jest spowodowane powstawaniem oderwań opływu na tylnej, grzbietowej stronie profilu. Obszar tych oderwań rozszerza się stopniowo obejmując zakres od krawędzi spływu aż prawie do krawędzi natarcia przy maksymalnej wartości współczynnika C_z .

Kąt, po przekroczeniu którego następuje pogorszenie się nośności profilu /skrzydła/ nazywamy **krytycznym kątem natarcia α_{kr}**



Podobnie jak dla współczynnika siły nośnej, współczynnik siły oporu c_x zależy również od kąta natarcia.

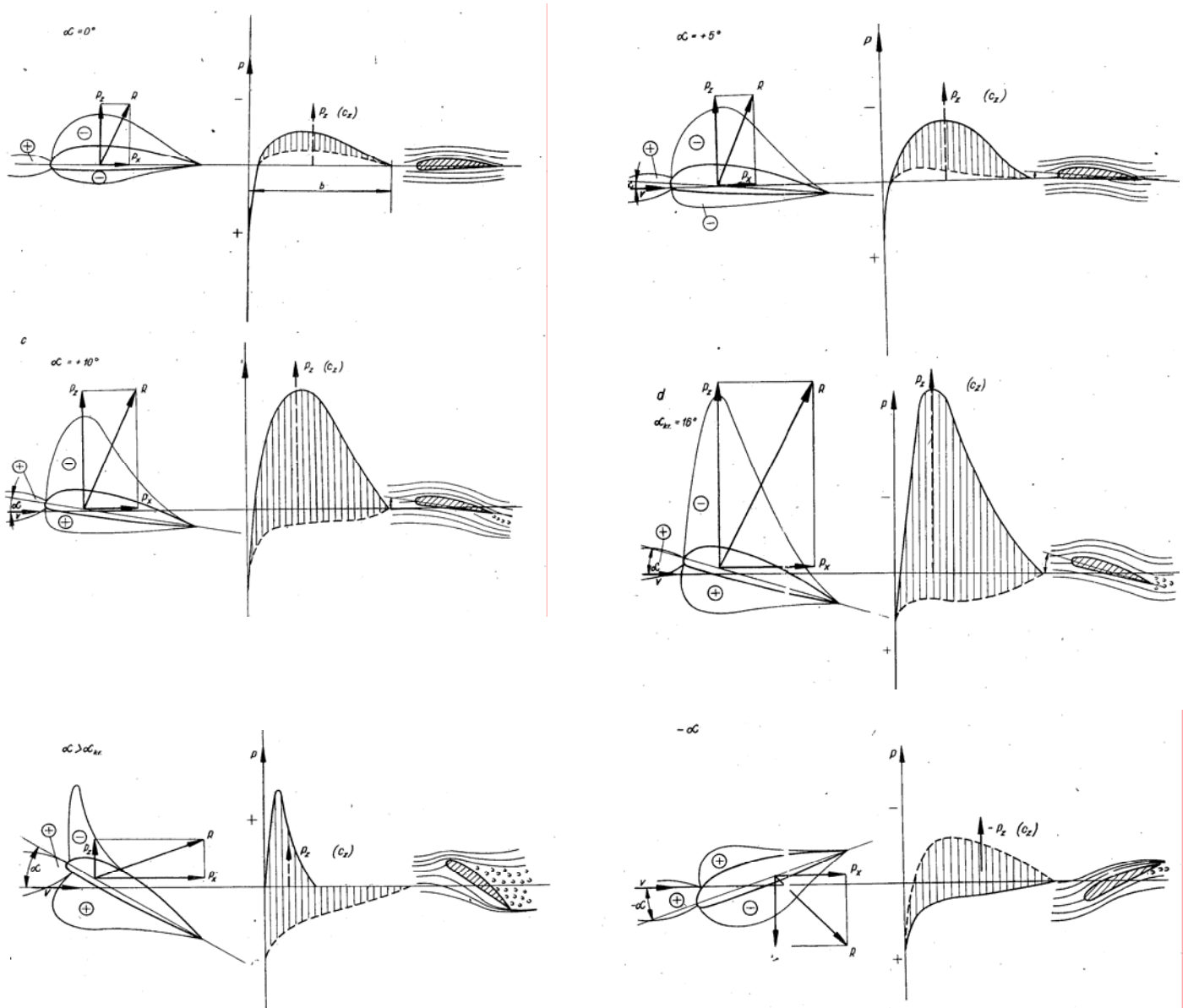
Z wykresu wynika, że minimalna wartość współczynnika siły oporu uzyskiwana jest przy takim kącie natarcia α_0 , przy którym występuje zerowa siła nośna.

Praktycznie, przy tym kącie natarcia, główną składową jest opór tarcia.

W miarę wzrostu kątów natarcia zarówno dodatnich jak i ujemnych współczynnik oporu kształtu gwałtownie rośnie, uzyskując maksymalną wartość przy kącie natarcia wynoszącym 90° .

2/ $C_z = f(\alpha)$, $C_x = f(\alpha)$ dla profilu niesymetrycznego.

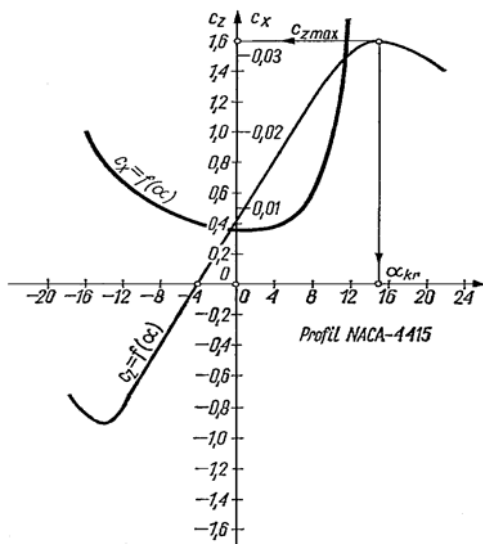
Na schematach przedstawiono opływ profilu niesymetrycznego ustawionego pod różnymi kątami natarcia przy jednakowej prędkości napływającego strumienia, rozkłady ciśnień,



opływ profilu oraz wielkości sił działających na profil.

Na podstawie powyższych rozkładów ciśnienia statycznego rysowana jest charakterystyki: współczynnika nośności i współczynnika oporu w funkcji kąta natarcia.

Profil niesymetryczny ustawiony pod kątem natarcia $\alpha = 0$ nie jest opływany symetrycznie, a więc posiada już nośność $/C_{z \alpha=0} > 0/$.



Ustawienie profilu pod kątem natarcia ujemnym ($-3^{\circ} \div -7^{\circ}$)

powoduje utratę jego nośności

$/c_z=0/$; przy dalszym wzroście kąta natarcia w stronę wartości ujemnych, profil zyskuje na nośności, ale jej kierunek będzie odwrotny.

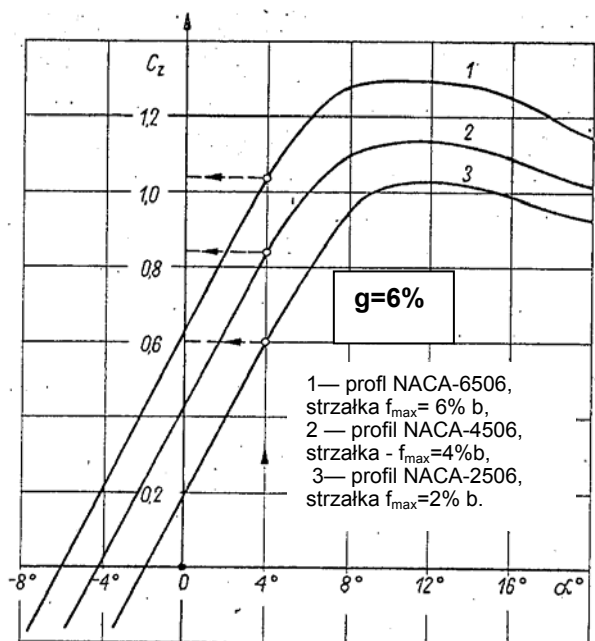
Krzywa $C_z=f(\alpha)$ ma w dużej swej części kształt linii prostej zakrzywiającej się dopiero przy kątach powyżej $8 \dots 12^{\circ}$, co jest spowodowane powstawaniem oderwań opływu na tylnej, grzbietowej stronie profilu. Obszar tych oderwań rozszerza się stopniowo obejmując zakres od krawędzi spływu aż prawie do krawędzi natarcia przy maksymalnej wartości współczynnika C_z .

Krzywa współczynnika oporu $c_x=f(\alpha)$ ma charakterystyczny

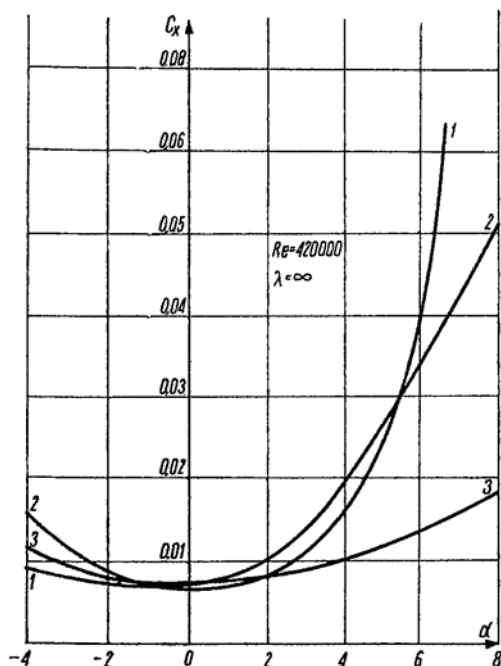
punkt, a mianowicie $\alpha_{c_z \min}$, przy którym współczynnik oporu ma wartość $c_{x \min}$. Kąt najmniejszego oporu dla profili niesymetrycznych jest zawsze ujemny.

Wpływ parametrów geometrycznych na charakterystyki profilu.

a/ na współczynnik nośności C_z



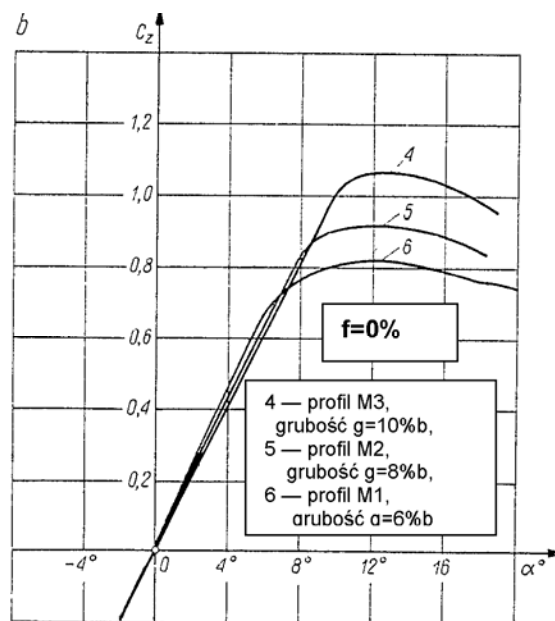
Zwiększenie **grubości profilu** powoduje również zwiększanie się największej wartości $C_{z \max}$, ale krzywe $C_z = f(\alpha)$ leżą bardzo blisko siebie, zaś w pobliżu $C_z=0$ praktycznie pokrywają się ze sobą;



Wpływ maksymalnej grubości profilu na opór dla profili symetrycznych:

1. profil Go-445, grubość $g=6\%b$, $f=0\%b$
2. profil Eiffel E300, $g=12,5\%b$, $f=4\%b$
3. profil Go 459, grubość $g=13\%b$, $f=0\%b$

Z badań wynika, że przy tym samym kącie natarcia wielkość uzyskiwanych współczynników siły nośnej C_z zwiększa się wraz ze wzrostem wygięcia **linii szkieletowej**, zaś krzywe $C_z = f(\alpha)$ przesuwają się równolegle w kierunku większej nośności tak, że wartości C_z muszą również rosnąć, przy czym wzrasta również wartość $C_{z \max}$;



zmniejszenie promienia krzywizny krawędzi natarcia, czyli jej zaostczenie, zmniejsza wielkość krytycznej liczby Re , nie należy jednak zmniejszać tego promienia poniżej wartości $r = 0,5\%b$, ponieważ wtedy mogą się pojawiać niekorzystne zjawiska na grzbietowej stronie profilu, w postaci wcześniejszych oderwań opływu i to już przy niewielkich kątach natarcia (nawet 6°), a zmniejsza się wtedy także współczynnik $C_{z \max}$, pomimo powstawania burzliwego przepływu w warstwie przyściennej.

b/ na współczynnik oporu C_x

Wygięcie linii szkieletowej ma duży wpływ na wielkość współczynnika oporu C_x , ponieważ powiększa ono grubość liczoną od cięciwy profilu. Pociąga to za sobą poza tym zwiększenie oporu kształtu przez drobne zawirowania za dolną częścią noska.

Na rys. podano wykresy zależności współczynników oporu w funkcji kąta natarcia

$C_x = f(\alpha)$ dla profilu symetrycznego Go-459

nie mającego żadnego wygięcia linii szkieletowej ($f = 0$) oraz profilu wklęsło-wypukłego Eiffel

E-300 o wygięciu linii środkowej $f = 4\%$ b.

Profil wygięty ma znacznie większe opory przy wzroście kąta natarcia, chociaż $C_{x \min}$ jest dla obydwu profili taki sam przy kącie natarcia i wynosi on $C_x = 0,0074$. Te większe opory są oczywiście wynikiem dodawania się do oporu profilowego większych oporów spowodowanych powstawaniem większych współczynników siły nośnej, czyli oporów indukowanych, które dla profilu wygiętego są zawsze większe.

Podobny przebieg ma również krzywa $C_x = f(\alpha)$

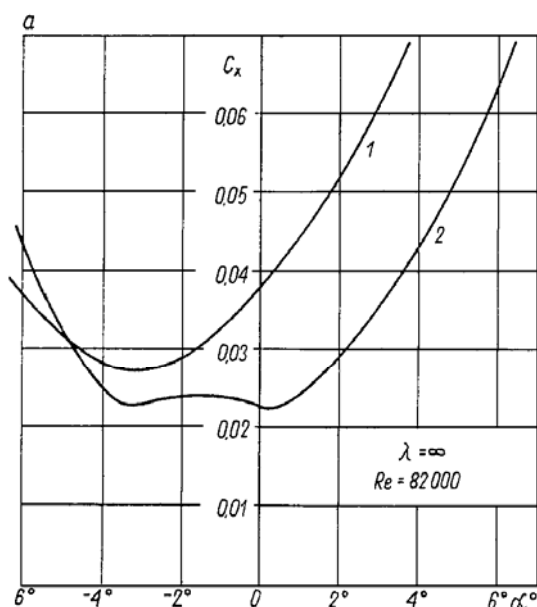
dla cienkiego profilu Go-445 o grubości tylko

6% b. Wzrost oporu jest tu w miarę powiększania się kąta natarcia bardziej gwałtowny.

Badania te wykonywano przy liczbie

$Re = 420\,000$, a przy mniejszych liczbach Re przebieg krzywych jest zwykle nieco inny i przy

$Re = 82\,000$ krzywe takie pokazano na rys.

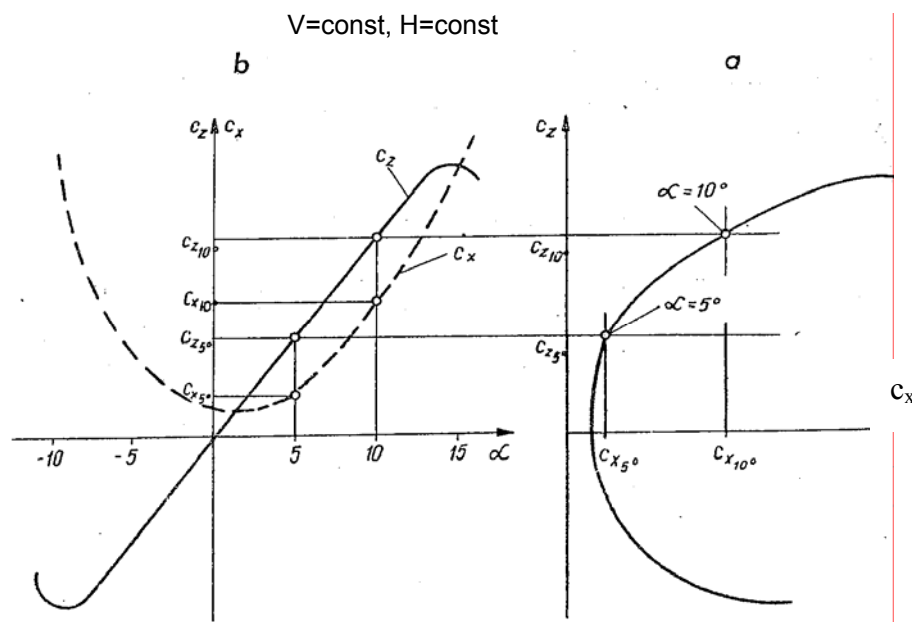


Rys. Krzywe $C_x = f(\alpha)$ przy małych liczbach Re
1-profil NACA-6412, grubość $g = 12\%$, strzałka $f = 6\%$ b,
2-profil NACA 6409, grubość 9% , strzałka $f = 0\%$

Pomiary wykonane przy liczbie $Re = 82\,000$ z symetrycznymi profilami NACA-6412 i NACA-6409, mającymi grubości odpowiednio 12% i 9% wykazują podobny jak poprzednio kształt krzywej oporu $C_x = f(\alpha)$ dla profilu grubszego (12%), chociaż wielkość minimalna oporu jest wyższa ($C_{x \min} = 0,027$). Profil cieńszy (9%) ma wprawdzie mniejszy opór minimalny ($C_{x \min} = 0,023$), ale w zakresie kątów od $-3,5^\circ$ do $+0,5^\circ$ krzywa oporu jest nieregularna i wykazuje wyraźny wpływ zmian w warstwie przyściennej. Poza zakresem tych zmian krzywe przyjmują znowu znany już charakter paraboliczny wzrostu oporu w funkcji zmian kąta natarcia.

Biegunowa profilu. Doskonałość.

Biegunowa samolotu (nazywana niekiedy od nazwiska jej twórcy biegunową Lilienthala) przedstawia **zależność współczynnika siły nośnej od współczynnika siły oporu**.



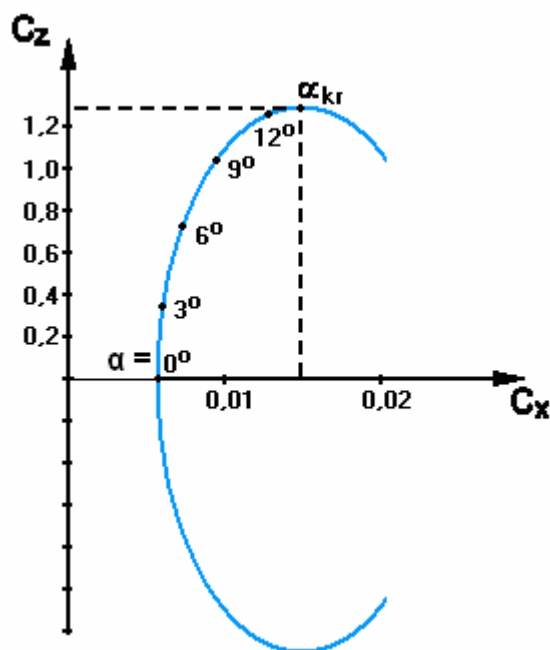
Biegunową samolotu wykreśla się na podstawie wykresów: $c_z = f(\alpha)$ i $C_x = f(\alpha)$, przenosząc wartości c_z i c_x dla danego α na wykres o współrzędnych c_z, c_x .

I tak dla $\alpha = 5^\circ$, wartości c_{z5° i c_{x5° odkładamy na współrzędnych c_z, c_x .

Otrzymany punkt odpowiada kątowi natarcia $\alpha = 5^\circ$. Podobnie postępujemy z pozostałymi kątami natarcia.

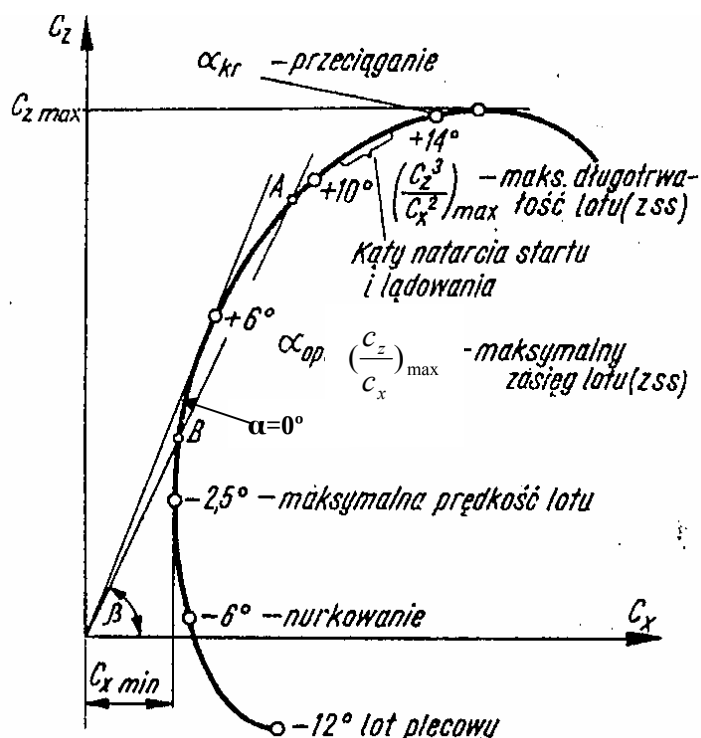
a/ dla profilu symetrycznego

Po narysowaniu krzywej biegunowej widzimy, że charakterystyka jest symetryczna względem osi odciętych c_x /charakterystyki źródłowe $c_z = f(\alpha)$ i $c_x = f(\alpha)$ są symetryczne względem odpowiednich osi/. Punkt odpowiadający kątowi natarcia $\alpha = 0^\circ$ /przy którym profil nie posiada nośności $c_z = 0$ / położony jest na osi odciętych w punkcie odpowiadającym wartości współczynnika oporu c_x .



b/ dla profilu niesymetrycznego

Kształt krzywej nie jest symetryczny względem osi c_x /krzywe z których powstała, nie są symetryczne względem odpowiednich osi/.



Z krzywej biegunowej można :

-odnaleźć graficznie wartość wypadkowej siły aerodynamicznej dla dowolnego kąta natarcia.

Wykonując rzut z dowolnego punktu na biegunowej na osie c_z i c_x znajdujemy wartości tych współczynników.

Następnie budujemy prostokąt o bokach równych tym wartościom, przekątna prostokąta stanowi wielkość współczynnika c_R wypadkowej siły aerodynamicznej,

- określić **doskonałość konstrukcji**, dzieląc współczynnik siły nośnej c_z przez c_x dla danego kąta natarcia,

$$K = \frac{c_z}{c_x}$$

wyprowadzając z początku układu styczną do krzywej, wartość kąta natarcia, przy którym doskonałość konstrukcji osiąga wartość maksymalną.

Osiągnie ona wartość:

$$K_{\max} = \left(\frac{c_z}{c_x} \right)_{\max}$$

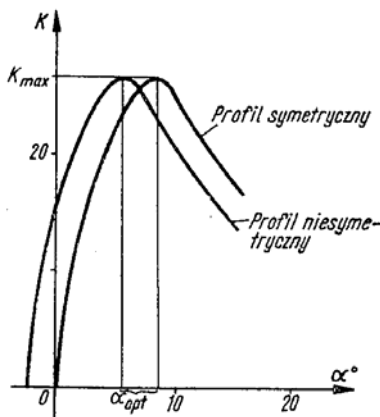
Kąt ten określany jest jako **kąt optymalny** (α_{opt}).

Lecąc lotem poziomym utrzymując α_{opt} uzyskamy maksymalny zasięg lotu.

Ze wzoru na doskonałość wynika, że jej wartość zmienia się od wartości 0 /przy $c_z=0$ / do wartości maksymalnej, nadanej przez konstruktora, zależnej od przeznaczenia samolotu:

- szybowce – 30 - 40,
- transportowe i komunikacyjne 11-16,
- samoloty szybkie, wojskowe 2,5-4,5.

Zależność doskonałości od kąta natarcia można przedstawić w postaci wykresu:



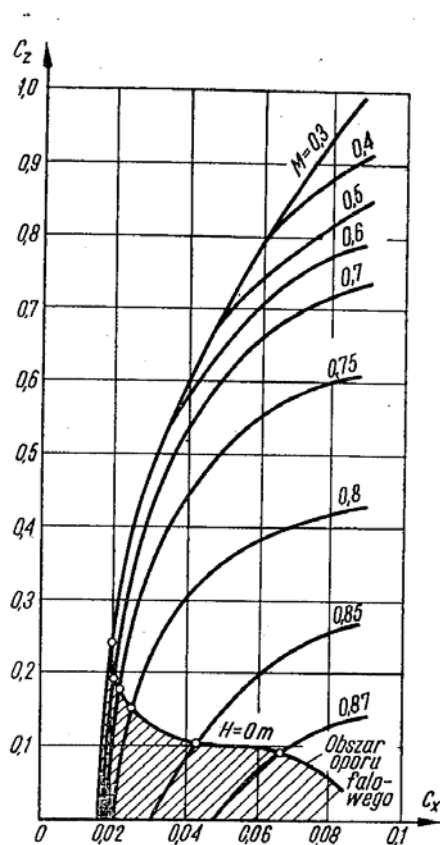
Z wykresu biegunowej również wynika fakt, że tą samą doskonałość posiada konstrukcja, gdy prosta wyprowadzona z początku układu przecina wykres w dwóch punktach: A i B, różniących się pod siebie kątem natarcia.

-określić kąt natarcia, przy którym można osiągnąć maksymalną prędkość lotu.

Należy przeprowadzić styczną do krzywej, równoległą do osi c_z / c_x osiąga wartość minimalną/

-wyznaczyć kąt natarcia, przy którym osiągniemy maksymalną długość lotu

$$\left(\frac{c_z^3}{c_x^2} \right)_{\max}$$



Dla przedstawienia osiągow samolotu rysuje się zbiór biegunowych dla :

- różnych prędkości w zakresie od $V_{\min}$ do $V_{\max}$,
- różnych wysokości od $H=0$ m do $H_{\text{pułap}}$

Rys. 5-9. Biegunowa lotu poziomego

Siły powstające na profilu.

W czasie opływu ciał na jego powierzchnię oddziałują siły aerodynamiczne. Redukując je do jednej siły wypadkowej otrzymujemy całkowitą siłę aerodynamiczną R , która obliczana jest ze wzoru:

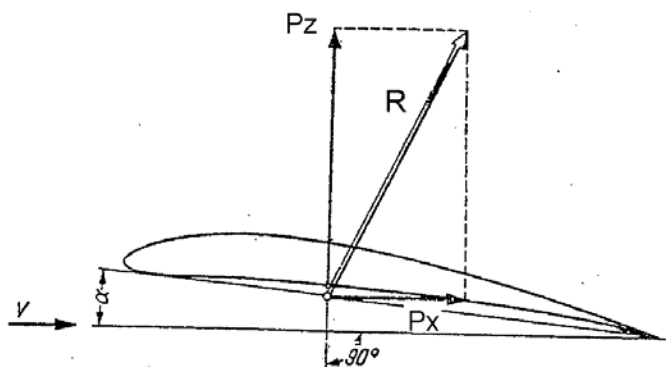
$$R = c_R \frac{\rho \cdot V^2}{2} S$$

gdzie:

- c_R – współczynnik siły aerodynamicznej /wyznaczany z biegunowej,

- $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ – ciśnienie dynamiczne,

- S –powierzchnia



W praktyce siła reakcyjna R rozkładana jest na dwie składowe:

- siłę nośną P_z , która jest zawsze prostopadła do kierunku napływającego strumienia

$$P_z = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S,$$

gdzie:

- c_z – współczynnik siły nośnej,

- $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ –ciśnienie dynamiczne,

- S –powierzchnia.

Znając wielkość siły nośnej wiemy, jakiej wielkości siły ciężkości Q mogą być równoważone,

- siłę oporu, która jest zawsze przeciwnie skierowana do napływającego strumienia

$$P_x = c_x \frac{\rho \cdot V^2}{2} S,$$

gdzie:

- c_x -współczynnik siły oporu,

- $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ –ciśnienie dynamiczne,

- S – powierzchnia

Znajomość siły oporu umożliwia nam dobranie odpowiedniego zespołu napędowego dla pokonania tych sił.

Wypadkowa siła aerodynamiczna przyłożona jest w punkcie zwanym środkiem parcia, jednak dla ułatwienia niektórych rozważań w aerodynamice, mechanice lotu oraz stateczności i sterowności przyjmuje się, że jest ona przyłożona w środku ciężkości samolotu.

Siły aerodynamiczne działające na profil wytwarzają także momenty pochodzące od tych sił względem noska profilu, próbujących zmienić położenie profilu /skrzydła, a tym samym i samolotu względem napływających strug powietrza/

Dlatego znajomość wielkości tym momentów /które muszą być zrównoważone - zostanie to omówione w dziale „Stateczność i sterowność samolotu”/ jest bardzo istotna .

Aby wyznaczyć wielkość tych momentów konieczna jest znajomość :

- wielkości sił aerodynamicznych,
- ramienia działania tych sił.

O zmienności sił aerodynamicznych już się dowiedzieliśmy z poprzednich rozdziałów.

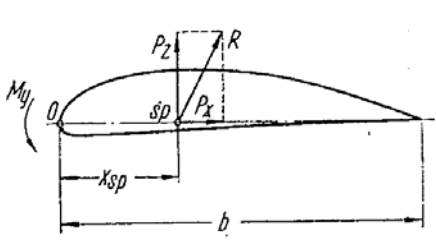
Aby poznać wielkość ramion , musimy wprowadzić dwa pojęcia;

- środek parcia/wyporu/
- środek aerodynamiczny / ognisko profilu , punkt neutralny/

Środek parcia /wyporu/.

Środkiem parcia /wyporu/ nazywamy punkt przecięcia wypadkowej siły aerodynamicznej z cięciwą profilu.

Położenie tego punktu obliczamy w następujący sposób:



Wielkość momentu działającego względem noska profilu wyznaczamy ze wzoru:

$$M_y = P_z \cdot x_p = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot x_p$$

Z pomiarów przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym wiadomo, że

$$M_y = c_m \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot b$$

gdzie:

- c_m –współczynnik momentu

Po przyrównaniu i uproszczeniu wzorów otrzymujemy zależność

$$x_{sp} = \frac{c_m}{c_z} b , \quad \bar{x}_{sp} = \frac{c_m}{c_z}$$

Współczynnik momentu jest funkcją c_z , a tym samym kąta natarcia.

$$c_m = c_{m0} + \frac{\Delta c_m}{\Delta c_z} c_z$$

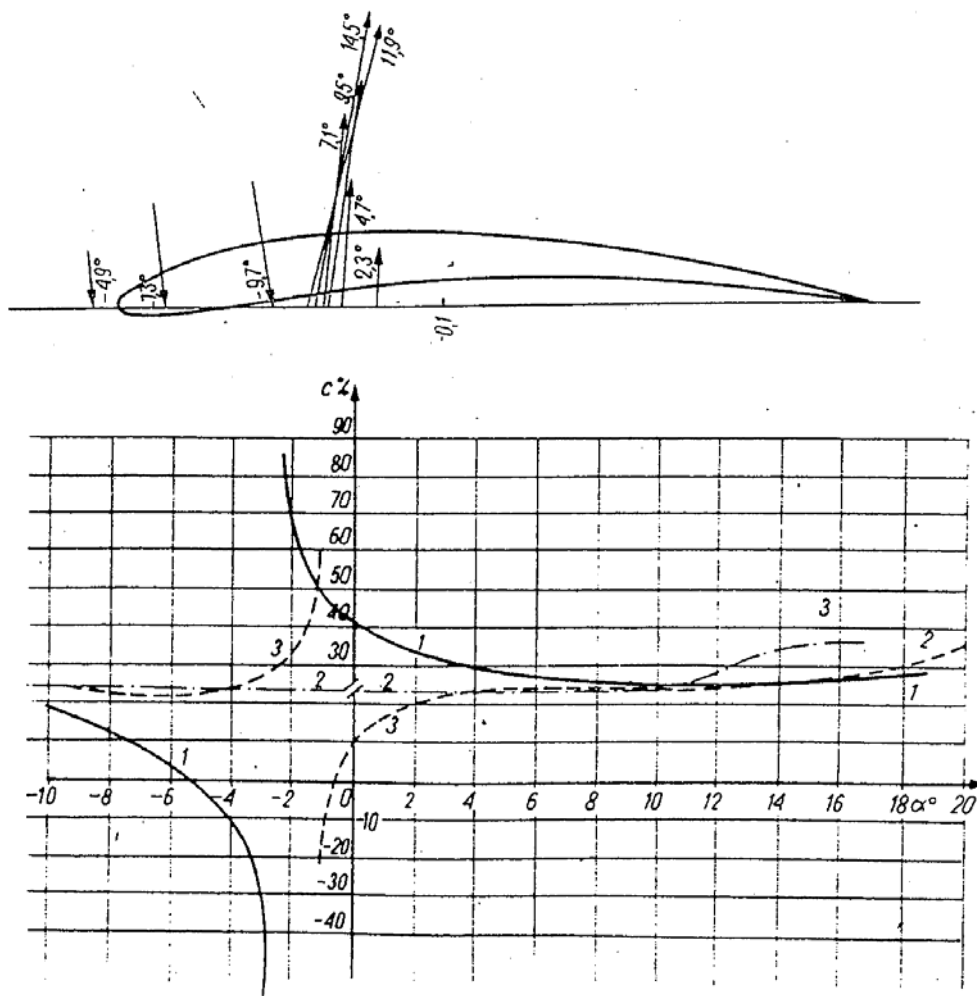
gdzie :

- c_{m0} – współczynnik momentu przy zerowej sile nośnej

Na rysunku poniżej pokazano konkretny przykład wędrówki środka wyporu dla trzech charakterystycznych profili.

Na osi pionowej zaznaczono % położenie cięciwy b , na osi poziomej- kąt natarcia.

1. Profil normalnie stosowany o wygiętej ku górze linii środkowej jest profilem **niesymetrycznym**/ wklęsło-wypukłym/, wykres zmian pokazano linią ciągłą /1/; jest to wykres typowy dla wszystkich profili o tym kształcie



Jak wynika z powyższego wykresu, a także z zamieszczonych w rozdziale „Powstawanie siły nośnej na profilu niesymetrycznym” wynika, że przy zmianie kąta natarcia :

- wartość oraz kierunek działania całkowitej siły aerodynamicznej R ulega zmianie.
 - zmienia się kąt zawarty pomiędzy linią działania wektora siły reakcyjnej i cięciwą profilu.
- W związku z tym ulegają zmianie proporcje pomiędzy składowymi, na które rozkładamy tę siłę.
- zmienia się położenie środka parcia.

Jest to tzw. wędrówka środka parcia.

Przy zmniejszaniu kąta natarcia /w zakresie wartości dodatnich - najczęściej wykorzystywanych, środek parcia przesuwają się w stronę krawędzi spływu, zaś przy zwiększaniu kąta natarcia środek parcia przesuwają się w kierunku noska profilu, jednak nie przekracza punktu leżącego w odległości $\frac{1}{4}$ cięciwy.

Trochę inaczej wędruje środek parcia w zakresie kątów ujemnych.

Przy małych ujemnych kątach natarcia środek parcia odsuwa się gwałtownie przed krawędź natarcia, zbliżając się do niej przy wzroście ujemnych wartości kąta natarcia

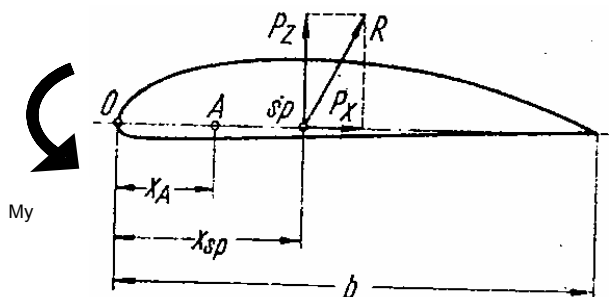
Wędrówka środka parcia jest tym intensywniejsza, im większe jest wygięcie linii szkieletowej profilu.

2. Profil **symetryczny** /bez żadnego wygięcia/, jest profilem często używanym na usterzenia. Linia kreska-kropka / 2/ pokazano dla tego profilu wykres zmian przedstawiający linię prostą równoległą do osi kątów α w dość dużym zakresie (od ok. -11° do $+11^\circ$), przy czym **odległość środka parcia od noska – oznaczana jako x_{sp} jest w tym zakresie kątów stała** i wynosi ok. 25% długości cięciwy b .

3. Profil **samostateczny** / linia 3/ o linii środkowej wygiętej w kształcie spłaszczonej litery S z krawędzią spływu podniesioną ku górze. Wykres zmian jest odwrotny niż dla profilu normalnego.

Środek aerodynamiczny /ognisko profilu, punkt neutralny/

Jest to punkt leżący na cięciwie, względem którego współczynnik momentu nie zależy od kąta natarcia /dla kątów mniejszych od krytycznego/.



Położenie tego punktu wyznacza się w następujący sposób: biera się punkt A leżący w odległości x_A i oblicza się moment od siły P_z :

$M_A = P_z(x_{sp} - x_A) = P_z \cdot x_p - P_z \cdot x_A$, oraz wiedząc, że:

$$P_z \cdot x_p = c_m \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot b, \text{ oraz } P_z \cdot x_A = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot x_A$$

otrzymamy:

$$M_A = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot x_A + c_m \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot b, \text{ dzieląc obie strony równania przez } \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot b \text{ i wstawiając na}$$

miejsce c_m wartość $c_{m0} + \frac{c_m}{c_z}$, otrzymujemy:

$$c_{mA} = c_{m0} + \left(\frac{\Delta c_m}{\Delta c_z} + x_A \right) \cdot c_z$$

Jeżeli

$$x_A = x_{sp} = -\frac{\Delta c_m}{\Delta c_z}, \text{ to } \frac{\Delta c_m}{\Delta c_z} + \bar{x}_A = 0 \text{ i współczynnik } c_{mA} \text{ jest stały dla wszystkich kątów natarcia}$$

Środek aerodynamiczny profilu leży najczęściej w odległości $\sim 1/4$ cięciwy od noska.

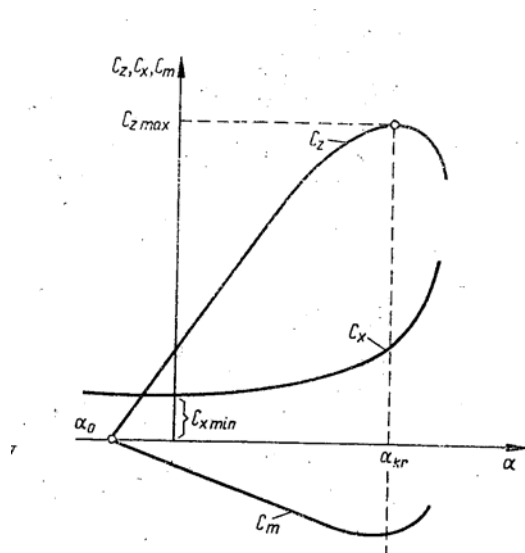
A więc dla profili symetrycznych, dla których $c_{m0} = 0$, ognisko profilu pokrywa się ze środkiem parcia.

Z powyższych wzorów wynika, że wielkość współczynnika momentu zmienia się wraz ze zmianą kąta natarcia α .

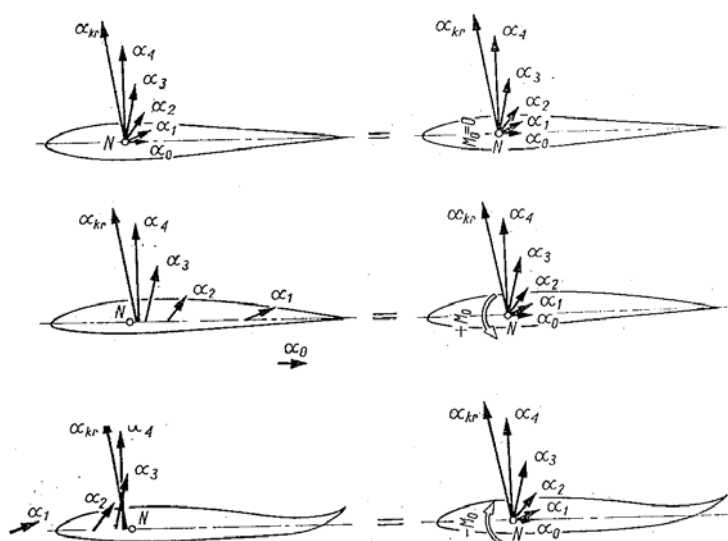
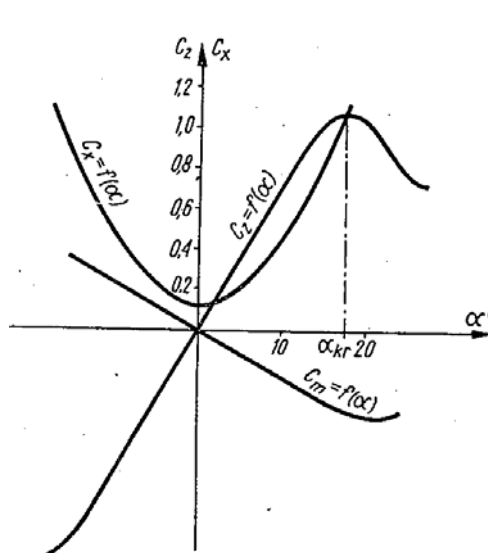
Zależność tą przedstawia się w postaci charakterystyki $c_m=f(\alpha)$.

Ma ona inny przebieg dla profilu symetrycznego i dla niesymetrycznego.

dla profilu niesymetrycznego



dla profilu symetrycznego



Wpływ kąta natarcia na położenie i wielkość siły reakcyjnej przy różnych kątach natarcia pokazano po lewej stronie schematu:

dla profilu:

a- symetrycznego,

b- niesymetrycznego,

c- samostatecznego.

Symbolem N zaznaczono środek aerodynamiczny

/punkt neutralny, ognisko profilu/.

Po prawej stronie pokazany jest układ równoważny przedstawionemu po stronie lewej.

Wytworzone siły reakcyjne przeniesiono do punktu N /dla przypomnienia, jest to punkt względem którego współczynnik momentu nie zależy od kąta natarcia/, a dla równowagi układu, dla profilu niesymetrycznego i samostatecznego, należy przyłożyć moment o wielkości wynikającej z wędrowki środka parcia i zmieniającej się wielkości siły reakcyjnej.

Podsumowanie o wędrowce środka parcia:

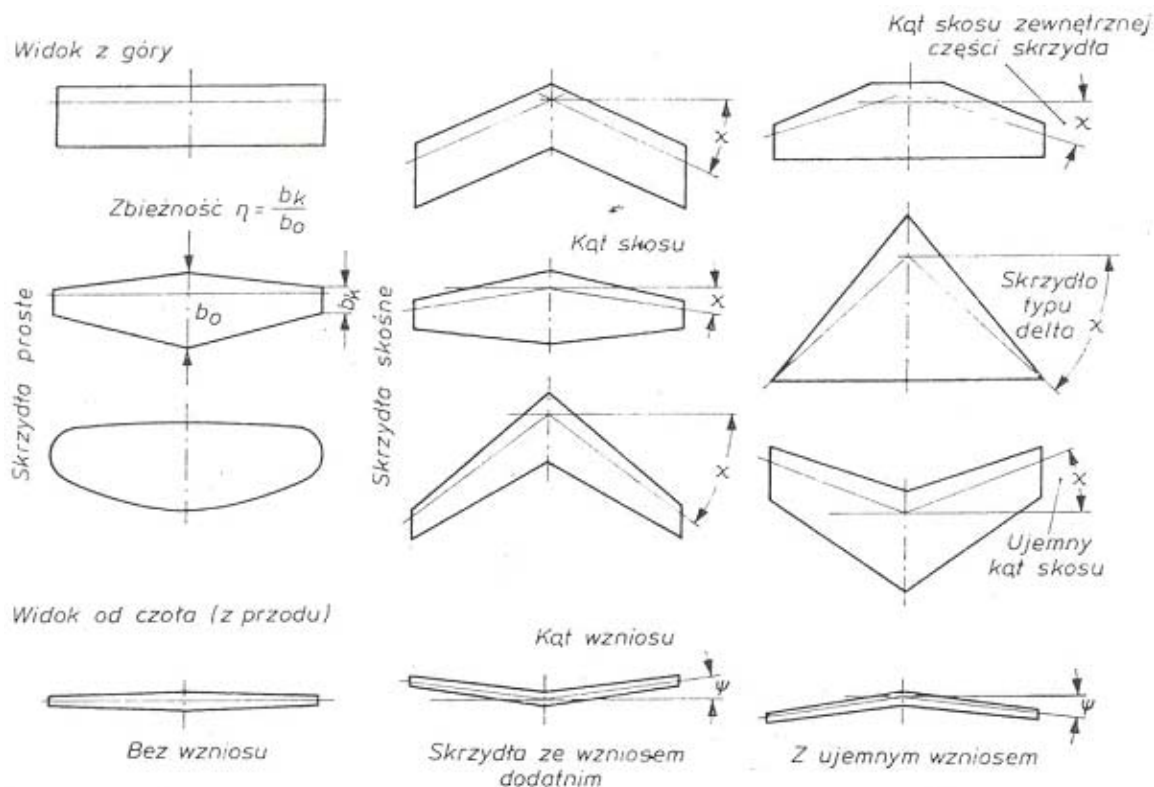
działanie sił aerodynamicznych w środku parcia jest równoważne działaniu tej samej siły w środku aerodynamicznym oraz momentu względem środka aerodynamicznego, zgodnie z zasadą równoległego przenoszenia sił.

Przy obliczeniach łatwiej operować układem równoważnym rzeczywistemu.

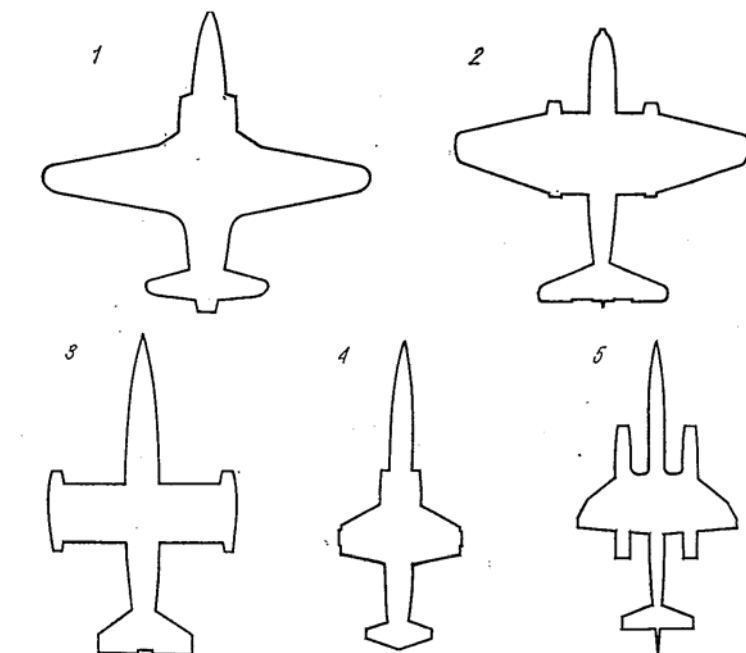
Skrzydło samolotu

Kontur skrzydła w widoku z góry nazywamy jego obrysem (rzut pionowy), zaś jego przekrój poprzeczny — profilem skrzydła.

Obrysy skrzydeł dzielimy na:



Ewolucja kształtu skrzydła



Rys. 3.18. Samoloty ze skrzydłami prostymi

— LOCKHEED P-80; 2 — ENGLISH ELECTRIC „Canberra”; 3 — SUD OUEST SO.9050; 4 — LOCKHEED F-104; 5 — BRISTOL T.183

Skrzydło jest nie tylko zasadniczym zespołem płowca wytwarzającym siłę nośną, lecz także ma decydujący wpływ na opór aerodynamiczny samolotu. Z tego względu jednym z najważniejszych problemów, jaki należy rozwiązać podczas projektowania samolotu, jest właściwy wybór kształtu skrzydła oraz jego parametrów geometrycznych, aerodynamicznych, wytrzymałościowych itp. Tylko bowiem optymalne pogodzenie wzajemnie sprzecznych wymagań (głównie aerodynamiki i wytrzymałości) może zapewnić powodzenie przedsięwzięcia, tzn. uzyskanie odpowiednich własności lotnych samolotu przy różnych prędkościach.

Skrzydła proste. Dominacja skrzydła prostego o średnim i dużym wydłużeniu ($\lambda \geq 4$) w lotnictwie śmigłowym jest dla oczywista, ponieważ jego zaletą jest zdolność do osiągania dużych współczynników siły nośnej nawet przy małych kątach natarcia. Umożliwia to istotne zwiększenie obciążenia

jednostkowego, a więc i zmniejszenie gabarytów oraz ciężaru, bez obawy znacznego wzrostu prędkości startu i lądowania. To ostatnie stwierdzenie jest tym bardziej uzasadnione, że w skrzydle prostym daje się łatwo zastosować skuteczną mechanizację umożliwiającą rozszerzenie zakresu

prędkości użytkowych. Zalety te sprawiły, że skrzydła proste o średnim wydłużeniu znalazły również zastosowanie w samolotach przydźwiękowych z napędem odrzutowym (rys.).

Wadą decydującą o nieprzydatności takich skrzydeł w lotnictwie naddźwiękowym jest gwałtowny wzrost współczynnika oporu po przekroczeniu Ma_{kr} (rys.), co sprawia, że pokonanie „bariery dźwięku” w locie poziomym jest możliwe tylko przy wyjątkowo dużym nadmiarze ciągu. Sytuację pogarsza dodatkowo i ten fakt, że w zakresie prędkości odpowiadających $1 > Ma > Ma_{kr}$ w samolotach ze skrzydłem prostym następuje najszybsza i największa zmiana położenia środka parcia, a więc i wyważenia trudnego do skompensowania za pomocą steru wysokości.

Pewną poprawę charakterystyk uzyskuje się przy zastosowaniu skrzydła o małym wydłużeniu z cienkim, naddźwiękowym profilem. W skrzydła tego typu wyposażono m.in. samoloty amerykańskie F-104 i F-5A, francuski „Trident” II i angielski T.188.

Ponieważ wydłużenie takiego skrzydła jest małe $\lambda = 2-4$ uproszczone zostaje zagadnienie uzyskania dostatecznej sztywności. Głównymi zaletami skrzydła prostego o małym wydłużeniu, w porównaniu ze skrzydłem skośnym i trójkątnym, są przede wszystkim /przy równych g i λ / lepsze charakterystyki aerodynamiczne przy prędkościach doktrycznych, głównie podczas lądowania.

Natomiast główną wadą jest gwałtowna zmiana współczynnika oporu c_{x0} / c_x odpowiadające $c_z=0$ i pochylenia krzywej $c_z=f/\alpha$ w czasie przekraczania prędkości dźwięku, a także duży opór i mała doskonałość w obszarze przydźwiękowym. Te ujemne wpływy można nieco złagodzić przez zastosowanie jeszcze cieńszych profili i mniejszych wydłużeń. Uzyskanie odpowiedniej wytrzymałości takiego skrzydła prowadzi do wzrostu ciężaru jego konstrukcji.

Dlatego skrzydła proste, chociaż lżejsze od skośnych, ustępują jednak pod względem ciężarowym skrzydłom trójkątnym, przy tych samych S , p , i g . Uważa się że zastosowanie cienkiego skrzydła prostego o małym wydłużeniu jest celowe jedynie w samolotach o prędkościach odpowiadających $Ma(1,8$. Przejście przez kryzys falowy realizuje się za pomocą dopalania lub korzystania z dodatkowych przyspieszaczy.

Skrzydła skośne

Większość samolotów przy- i naddźwiękowych lotnictwa cywilnego i wojskowego wyposażona jest w skrzydła skośne. Przyczyną tak szerokiego ich zastosowania są niewątpliwie ich zalety aerodynamiczne w obszarze prędkości przydźwiękowych. Obecnie obserwujemy różnorodność stosowanych kształtów i rozwiązań oraz modyfikacji mających na celu wyeliminowanie lub przynajmniej złagodzenie wielu wad związanych ze skosem krawędzi natarcia.

Wady te odczuwa się zarówno przy dużych, jak i przy małych prędkościach lotu, przy czym nasilają się one w miarę wzrostu kąta skosu.

Do najważniejszych z nich należy „zaliczyć:

- 1) zmniejszone właściwości nośne skrzydła oraz mniejszą skuteczność działania mechanizacji (klap i slotów),
- 2) wzrost stateczności statycznej poprzecznej w miarę wzrostu kąta skosu i kąta natarcia, co utrudnia osiągnięcie odpowiedniego stosunku między statecznością kierunkową i poprzeczną samolotu i zmusza do stosowania większej powierzchni usterzenia pionowego oraz do nadawania skrzydłom lub usterzeniu poziomemu ujemnego kąta wzniosu,
- 3) oderwanie strumienia powstające przy końcowych przekrojach skrzydła, co prowadzi do pogorszenia podłużnej i poprzecznej stateczności i sterowności samolotu (obniża skuteczność lotek). Wpływ kształtu skrzydła na lokalne oderwanie strumienia oraz jego rozprzestrzenianie się wzdłuż rozpiętości jest następujący.

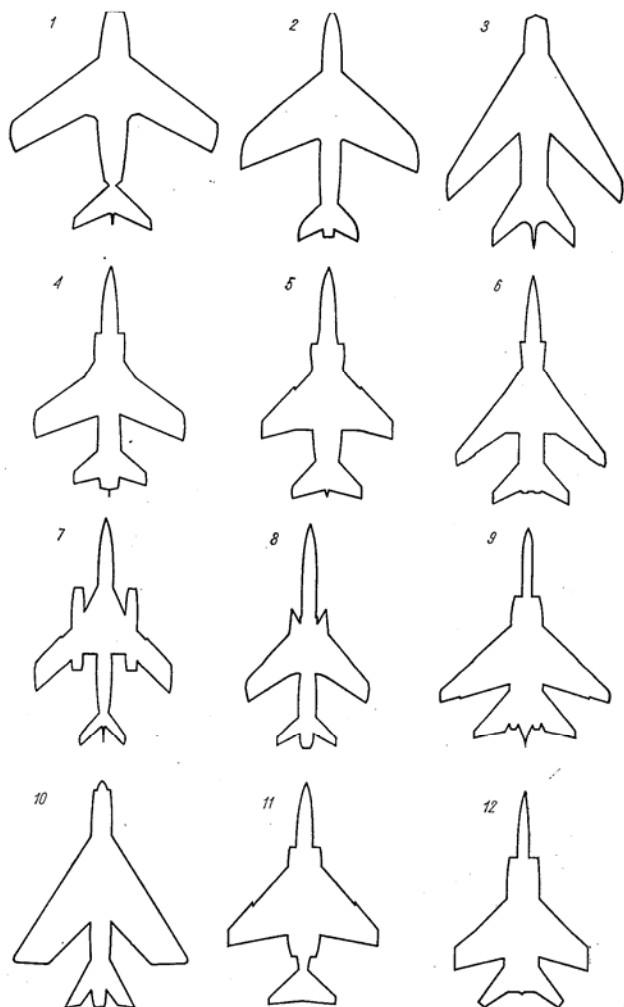
Przy skrzydłach prostokątnych ($\eta=1$) oderwanie występuje najpierw w części przykadłubowej, a przy skośnych — na końcu. Oderwanie strumienia na końcach skrzydeł skośnych związane jest z ich opływem przestrzennym. W skrzydłach prostokątnych strugi (patrząc z góry) są praktycznie równoległe jedna do drugiej, natomiast przy skrzydłach skośnych mają kształt trochę inny.

W pobliżu krawędzi natarcia części przykadłubowej takiego skrzydła strumienie rozszerzają się. Towarzyszy temu zmniejszenie prędkości i wzrost ciśnienia (zmniejszenie podciśnienia). Z tego względu rozkład ciśnień w części przykadłubowej i końcowej jest różny

— w części końcowej skrzydła występuje większe podciśnienie i większy jest gradient ciśnienia. Właśnie większe gradienty ciśnienia są przyczyną powstania oderwania strumienia. Poza tym na powstanie zjawiska oderwania strumienia na końcach skrzydeł skośnych ma wpływ spływanie warstwy przyściennej wzdłuż skrzydła związane z istnieniem składowej prędkości V_t (patrz rys). Zgrubienie warstwy na końcu wraz z dużymi gradientami ciśnienia powodują oderwanie strumienia na końcach skrzydeł skośnych. Podobny obraz obserwuje się w przypadku skrzydeł trójkątnych.

- 4) wzrost odchylenia (skosu) strumienia za skrzydłem, prowadzący do zmniejszenia skuteczności usterzenia poziomego,
- 5) wzrost ciężaru i zmniejszenie sztywności skrzydła (przy innych parametrach niezmiennych), co tłumaczy się tym, że w skrzydle skośnym zwiększa się jego długość rzeczywista (przy danej rozpiętości płata), a zatem i ramię działania wypadkowej siły nośnej P_z (rys. 3.24). Skos prowadzi więc do wzrostu momentu zginającego u nasady (w przekroju kadłubowym) skrzydła przy danym ciężarze samolotu. Ponadto wzrasta nieco ciężar skrzydła w związku z koniecznością zabudowy dodatkowych elementów siłowych w części przykadłubowej oraz zwiększenia powierzchni mechanizacji. Dalszy wzrost ciężaru skrzydła związany jest z jego dociążeniem w części końcowej (z dala od węzłów mocowania z kadłubem) i odciążeniem w części przykadłubowej, co prowadzi do dalszego wzrostu ramienia działania siły P_{zs} .

Powszechność stosowania-skrzydła skośnych zmusza do poszukiwania odpowiednich przedsięwzięć aerodynamiczno-konstrukcyjnych w celu polepszenia ich pracy i złagodzenia powyższych wad. W tym celu stosuje się m.in. aerodynamiczne i geometryczne zwichrzenie skrzydła, kierownice i turbulizatory, uskok krawędzi natarcia, mechanizację, zmienny skos wzdłuż rozpiętości, odwrotną zbieżność lub ujemny skos lub też skrzydła o zmiennej geometrii. Zwichrzenie aerodynamiczne skrzydła osiąga się przez zastosowanie profili o różnych nośnościach wzdłuż rozpiętości: małej w części przykadłubowej i dużej w części końcowej skrzydła. Zastosowanie bardziej nośnych profili na końcu skrzydła umożliwia podniesienie granicy $C_{Z_{dop}}$, a tym samym i zwiększenie dopuszczalnych kątów natarcia, tzn. odsuwa niebezpieczeństwo powstania zjawiska oderwania strumienia. Zastosowanie profili o małej nośności w części przykadłubowej (nawet z ujemną krzywizną) nie pogarsza własności nośnych skrzydła, ponieważ część ta jest i tak mało obciążona.



Rys. 3.22. Samoloty ze skrzydłami skośnymi
 — MiG-15; 2 — HAWKER „Hunter”, 3 — MiG-19, 4 — GRUMMAN F-11; 5 — AC/BREGUET „Jaguar”, 6 — Tu-28, 7 — Jak 28, 8 — REPUBLIC F-105, 9 — NORTH AMERICAN A-5, 10 — BAC „Lightning”, 11 — McDONNELL F-4, 12 — E-266

Zjawisko to ma i tę dobrą stronę, że bez uszczerbku dla charakterystyk samolotu na dużych Ma można stosować profile o dużej grubości względnej (nawet 12÷15%), co stwarza dobre warunki pracy skrzydła i prowadzi do zmniejszenia jego ciężaru oraz pozwala na umieszczenie w nim agregatów wyposażenia.

Zwichrzenie można również osiągnąć przez skrócenie (zwichrzenie geometryczne) sąsiednich profili względem siebie w taki sposób, by w przekroju końcowym profil był skrócony o kąt od -3° do -5° względem przekroju kadłubowego.

Prowadzi to do zmiany rozkładu siły nośnej w sposób zapewniający dociążenie części przykadłubowej i odciążenie końcowej. Ponieważ $C_{Z_{dop}}$ profilu końcowego nie zmienia się, to skrzydło zwichrzone geometrycznie może być wykorzystane na większych kątach natarcia. Podobną rolę spełniają również skrzydła o zmiennym skosie wzdłuż rozpiętości, zwane sierpowymi. Mają one wiele zalet, ponieważ w częściach przykadłubowych, gdzie skos jest większy, można stosować profile o większej grubości względnej, pociągającej za sobą wzrost grubości bezwzględnej i zmniejszenie ciężaru skrzydła.

Skos i grubość względną profilu na poszczególnych odcinkach dobiera się w taki sposób, by krytyczna liczba Ma była w przybliżeniu stałą wzdłuż rozpiętości.

Ustawienie krawędzi natarcia w końcowej części skrzydła pod najmniejszym kątem skutecznie przeciwdziała oderwaniu strumienia na dużych kątach natarcia. Polepsza to skuteczność lotek oraz mechanizacji. Skrzydła sierpowe znalazły zastosowanie w samolotach pod- i przydźwiękowych (m.in. w samolotach Buccaneer i Victor).

Zaobserwowano również, że zbieżność skrzydła wzmacnia spływanie strumienia wzdłuż skrzydła i powoduje pogrubienie warstwy przyściennej i następnie szybsze jej oderwanie. W celach doświadczalnych zbudowano samolot REPUBLIC XF-91 ze skrzydłem skośnym o odwrotnej zbieżności, tzn. szerszym na końcach. Działanie zbieżności przeciwstawia się wówczas działaniu skosu, dzięki czemu oderwanie strumienia nie występuje. Ze względu jednak na znaczny wzrost ciężaru skrzydła układ taki nie znalazł zastosowania.

Dotychczasowe rozważania dotyczyły skrzydeł o skosie zwanym dodatnim.

W celach doświadczalnych stosowano również skrzydła ze skosem ujemnym (m.in. na samolocie JUNKERS Ju-287). Skrzydło tego typu ma wszystkie zalety skrzydła o skosie dodatnim, poza tym charakteryzują je dobre własności lotne na dużych kątach natarcia, tzn. niewystępowanie zjawiska oderwania strumienia na końcach skrzydła. Nie znalazło ono jednak (z wyjątkiem HFB-320 Hansa) zastosowania ze względu na zjawisko dywergencji (patrz rozdz. 6). Ujemny skos również niekorzystnie wpływa na rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości podczas odkształcania skrzydła. Przy $\chi > 0$ odkształcenia giętne do góry prowadzą do zmniejszenia kątów natarcia końcowych przekrojów skrzydła, a przy $\chi < 0$ — do zwiększenia α . W konsekwencji w skrzydle z $\chi < 0$ następuje dociążenie (podobnie jak przy odkształceniach skrętnych skrzydła z $\chi > 0$ i $\chi < 0$) końcowych części skrzydła i wzrost momentu zginającego w przekroju kadłubowym.

Skrzydła trójkątne. Dążenie do zmniejszenia ciężaru i zwiększenia sztywności skrzydła zmusza do zmniejszenia jego wydłużenia i wzrostu zbieżności. Takie połączenie parametrów przy jednocześnie dużym kącie skosu prowadzi do trójkątnego kształtu skrzydła (zwanego często deltą). Praktyczne zastosowanie znalazły skrzydła trójkątne ze skosem $\chi = 55^\circ\text{--}70^\circ$. Obok „czystych” trójkątnych skrzydeł możliwe są także skrzydła z uciętymi końcami, a także z niewielkim ujemnym skosem krawędzi spływu (rys.). Pod względem aerodynamicznym skrzydła te nieznacznie różnią się między sobą, różnią się jedynie właściwościami konstrukcyjnymi. Skrzydła trójkątne charakteryzują podstawowe właściwości aerodynamiczne skrzydła skośnego, pozbawione są one natomiast pewnych wad skrzydeł skośnych. Na ich zastosowanie decydujący wpływ mają głównie względy konstrukcyjne i wytrzymałościowe. Skrzydła trójkątne są sztywniejsze i lżejsze od skrzydeł prostych lub skośnych (przy tych samych parametrach S , p , χ i p ich ciężar względny wynosi $8\text{--}11\%$ zamiast $12\text{--}15\%$). Dzięki dużym cięciwom przykadłubowym możliwe jest stosowanie profili o mniejszej grubości względnej. Poza tym duże cięciwy i bezwzględne grubości skrzydła u nasady umożliwiają lepsze wykorzystanie wewnętrznej objętości i upraszczają przekazywanie obciążenia ze skrzydła na kadłub.

Aerodynamiczne wady skrzydła trójkątnego są następujące:

-powstanie kryzysu falowego i jego rozwój przy $Ma > Ma_{kr}$, a zatem i zmiana charakterystyk aerodynamicznych przebiega jakościowo podobnie jak u skrzydła skośnego o takim samym profilu, o tym samym wydłużeniu i kącie skosu, jednakże zależność C_{x0} w funkcji liczby Macha jest nieco

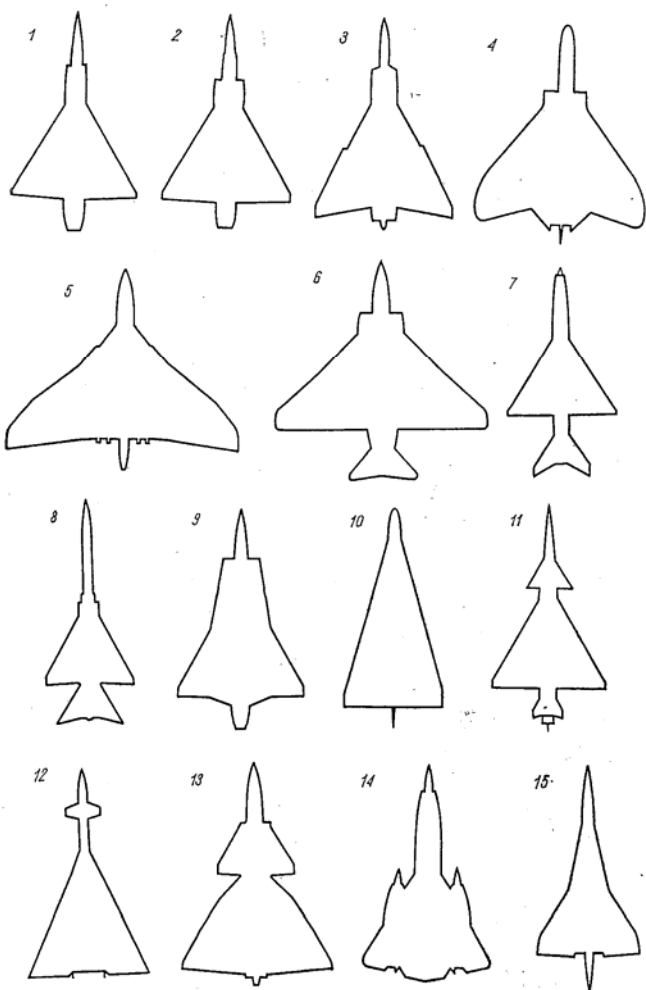
gorsza w zakresie liczb $Ma_{kr} < Ma < \frac{1}{\cos \chi}$; opór skrzydła trójkątnego jest więc znacznie większy,

a maksymalną wartość C_{x0} osiąga się przy $Ma = 1,1\text{--}1,2$; na skutek tego podczas przechodzenia do prędkości naddźwiękowych następuje gwałtowniejszy spadek maksymalnej doskonałości skrzydła trójkątnego;

-skrzydła o małym wydłużeniu w ogóle, a zwłaszcza trójkątne, w czasie lotu z małą (dokrytyczną) prędkością i podczas lądowania wykazują następujące wady:

a/wzrost oporu indukowanego przy wzroście współczynnika siły nośnej. C_z jest bardzo intensywny, co prowadzi do zmniejszenia doskonałości aerodynamicznej skrzydła; przy prędkości poddźwiękowej zakresie w znacznym zakresie prędkości przydźwiękowych jest ona mniejsza niż skrzydła skośnego o tym samym profilu, wydłużeniu i skosie; mała doskonałość skrzydła utrudnia osiągnięcie w omówionym zakresie prędkości dużego pułapu i zasięgu,

b/ kąt pochylenia krzywej $C_z = f(\alpha)$ jest mały, dlatego C_{zmax} uzyskuje się przy dużych kątach natarcia ($\alpha_{kr} \approx 25$ do 30°), co uniemożliwia całkowite wykorzystanie własności nośnych skrzydła; maksymalna siła nośna może być osiągnięta tylko na tych kątach natarcia, które są nieosiągalne przy obecnie



Rys. 3.26. Samoloty ze skrzydłami trójkątnymi
1 — CONVAIR F-106, 2 — AM DASSAULT „Mirage” III, 3 — AVRO CF-105, 4 — DOUGLAS F-4, 5 — AVRO „Vulcan”, 6 — GLOSTER „Javelin”, 7 — MiG-21, 8 — BAC TSR.2, 9 — SAAB J-35, 10 — HANDLEY PAGE HP.115, 11 — NORD 1500, 12 — NORTH AMERICAN XB-70, 13 — SAAB J-37, 14 — LOCKHEED YF-12A, 15 — Tu-14

stosowanych wysokościach podwozia; przy stosowanych kątach natarcia w czasie lądowania współczynnik siły nośnej C_z lądow skrzydła trójkątnego jest o 30 do 40% mniejszy aniżeli skrzydła prostego; możliwość mechanizacji skrzydła w celu zwiększenia C_z lądow jest ograniczona ze względu na małą jego rozpiętość.

Wymienione w p. a) i b) wady pogłębiają się w miarę wzrostu kąta skosu i występują najbardziej ostro w czasie lądowania. W celu uzyskania podczas lądowania względnie dobrych charakterystyk samolotu ze skrzydłem trójkątnym zmniejsza się obciążenie jednostkowe i ogranicza kąt skosu do $\chi = 60$ do 65° .

c) za skrzydłem powstaje duży obszar zaburzonego i silnie odchylonego strumienia powietrza, co może zmniejszyć skuteczność usterzenia, zwłaszcza przy dużych kątach natarcia, i doprowadzić do podłużnej niestateczności.

Jak z tego wynika, dodatnie cechy skrzydła trójkątnego ujawniają się najbardziej przy dużych (naddźwiękowych) prędkościach lotu, kiedy sztywność konstrukcji i mała grubość względna profilu skrzydła jest pożądana dla uzyskania dobrych własności lotno-technicznych.

Zakres prędkości, w których skrzydło trójkątne wykazuje największe zalety, rozciąga się mniej więcej od prędkości dźwięku do prędkości odpowiadającej $Ma = 2$. Większe prędkości wymagałyby albo dalszego zwiększenia skosu krawędzi natarcia, ponad stosowane obecnie 60° , albo zrezygnowania z jej poddźwiękowości

(wynikającej z dużego skosu i będącej jedną z głównych zalet, która pozwala na stosowanie profilu o zaokrąglonym nosku). Wynika to z tego, że charakterystyki aerodynamiczne skrzydła przy prędkościach odpowiadających w niewielkim stopniu zależą od kształtu skrzydła i są określane przede wszystkim grubością względną i kształtem profilu. Oznacza to, że stosowane skrzydła skośne i trójkątne z kątem skosu krawędzi natarcia 60 stopni (w praktyce przy $Ma 2$ równoważą się pod względem charakterystyk aerodynamicznych ze skrzydłem prostym o małym wydłużeniu i o tym samym profilu).

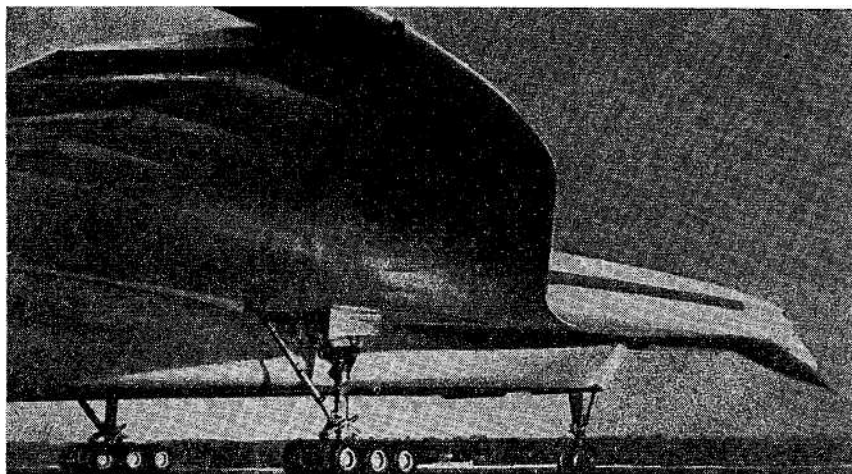
Skrzydło ostrołukowe. Innym, nie mniej istotnym problemem, jaki należy rozwiązać podczas projektowania samolotu naddźwiękowego jest przeciwdziałanie przesuwaniu się środka parcia SP płata do tyłu przy przejściu od prędkości poddźwiękowej do naddźwiękowej przy praktycznie stałym położeniu środka ciężkości SC samolotu. Odległość między tymi środkami jest ramieniem działania siły aerodynamicznej wytwarzanej przez płat. Wzrost tej siły wywołuje moment pochylający, który w samolotach o układzie klasycznym równoważony jest przez siły wytworzone przez wychylenie steru wysokości. Natomiast w układzie bez usterzenia poziomego moment ten równoważony jest przez wychylenie sterolotek. Ponieważ jednak odległość między sterolotkami a środkiem ciężkości jest znacznie mniejsza aniżeli w układzie klasycznym, sterolotki muszą być wychylone o większy kąt. Prowadzi to oczywiście do wzrostu oporu samolotu i pogorszenia jego charakterystyk lotnych.

Wyrwanie się z tego kręgu sprzeczności umożliwił płat trójkątny o skosie zmiennym wzdłuż rozpiętości, zwany ostrołukowym lub gotyckim (nazywanie takiego płata „podwójną deltą” jest mało precyzyjne, jeśli nie błędne, ponieważ równie dobrze płaty szwedzkiego samolotu SAAB 37 „Viggen” zbudowanego w układzie dwupłata ze skrzydłami trójkątnymi, można także nazwać „podwójną deltą” — różnice między tymi „podwójnymi deltami” są oczywiste).

Jakie są zalety takiego płata?

Teoretycznie skrzydło ostrołukowe można rozpatrywać jako składające się z dwóch skrzydeł. Przy małych prędkościach lotu pracuje główny płat trójkątny zaokrąglony na krawędziach. Dodatkowa część przednia, o bardzo małym wydłużeniu i dużym skosie, praktycznie nie wytwarza siły nośnej w tych warunkach lotu. Jej sprawność wzrasta gwałtownie dopiero przy dużych prędkościach naddźwiękowych, tak że powstająca na niej siła nośna w znacznym stopniu przesuwając środek parcia całego płata do przodu. Wzajemne oddziaływanie tych dwóch części przy prędkościach naddźwiękowych prowadzi do kilkakrotnego zmniejszenia odległości między położeniami środka parcia w zakresie prędkości pod- i naddźwiękowych. Z tego względu samolot ze skrzydłem ostrołukowym ma dostatecznie wysokie własności aerodynamiczne w porównaniu na przykład z samolotem ze skrzydłem trójkątnym, który jest bardziej czuły na przesuwanie się środka parcia i wobec tego wymagający stosowania przedsięwzięć prowadzących do wzrostu ciężaru płatowca i skomplikowania samolotu.

To korzystne zjawisko występujące na skrzydle ostrołukowym może być jeszcze zwiększone przez



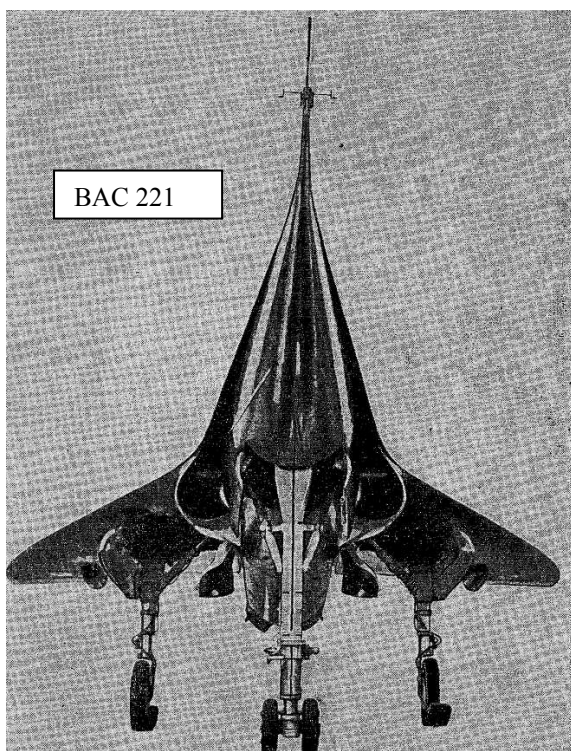
poprzeczne wygięcie (zdeformowanie) jego części środkowej. Dzięki zdeformowaniu płata powstają na nim w pewnym zakresie prędkości siły równoważące moment pochylający nawet przy niewychylonych sterolotkach.

Zdeformowanie poprzeczne płata przy jednoczesnym jego zmiennym skosie krawędzi natarcia wzdłuż rozpiętości powoduje, że doskonałość aerodynamiczna samolotu znacznie wzrasta w porównaniu

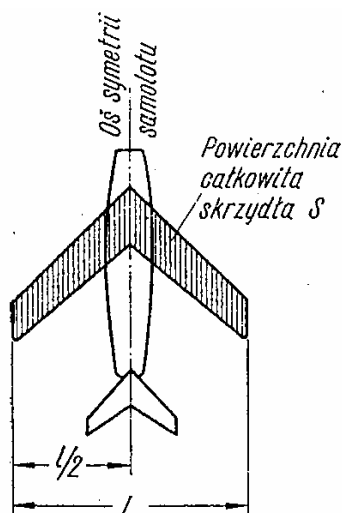
z płacami dotychczas stosowanymi. Zalety płata ostrołukowego zdeformowanego sprawiają, że samolot w locie z prędkością przelotową ma charakterystyki dobrego samolotu naddźwiękowego, natomiast podczas startu i lądowania — charakterystyki samolotu poddźwiękowego. Te cechy skrzydeł ostrołukowych zdecydowały o tym, że zostały one zastosowane w samolotach Tu-144 i „Concorde” po uprzednim zbadaniu w locie na zmodyfikowanych samolotach MiG-21 oraz FD-2

oznaczonym jako BAC 221.

Charakterystyki zbliżone do charakterystyk skrzydła ostrołukowego mają również samoloty szwedzkie SAAB Draken ze skrzydłem trójkątnym o zmiennym skosie oraz „Viggen”, zbudowany jako dwupłat tandem w układzie bez usterzenia poziomego.



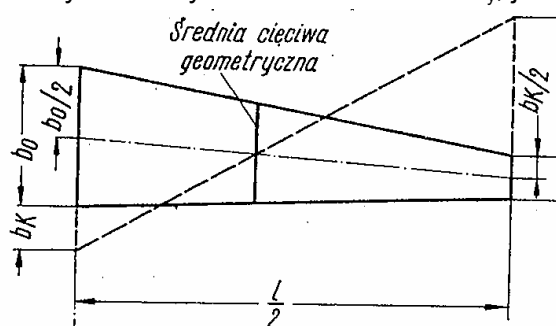
Parametry geometryczne skrzydła



Powierzchnię skrzydła S (rys.) określa rzut skrzydła na płaszczyznę równoległą do cięciwy; do powierzchni wlicza się również powierzchnię skrzydła przechodzącą przez kadłub samolotu.

Rozpiętość skrzydła l jest to odległość między dwoma skrajnymi przeciwległymi punktami skrzydła.

Średnia cięciwa geometryczna $b_{A\ sr}$ (rys.) jest to taka cięciwa, która jest równa cięciwie skrzydła prostokątnego, charakteryzującego się taką samą powierzchnią S , takimi samymi siłami aerodynamicznymi oraz momentem M_y , jak dane skrzydło



o dowolnym kształcie.

Znajomość wielkości średniej cięciwy wykorzystywana jest min. dla określenia położenia środka ciężkości samolotu

/w postaci % b_A /.

Wydłużenie skrzydła (jest to stosunek kwadratu rozpiętości do powierzchni skrzydła:

Wydłużenie określa kształt skrzydła; wartość wydłużenia skrzydła zależy od rodzaju płatowca i tak dla:

-szybowców wyczynowych	$\lambda = 13 \dots 20$;
-samolotów sportowych	$\lambda = 5,5 \dots 8,0$;
-samolotów myśliwskich	$\lambda = 2,5 \dots 5,0$;
-samolotów bombowych i transportowych	$\lambda = 7,0 \dots 12$.

Zbieżność skrzydła jest to stosunek cięciwy leżącej w osi samolotu do końcowej cięciwy skrzydła

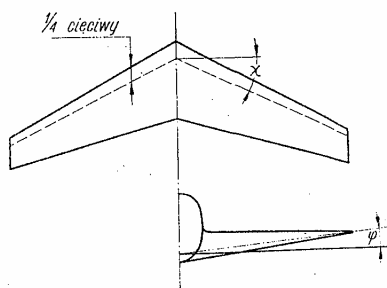
$$\eta = \frac{b_o}{b_k}$$

Dla samolotów myśliwskich $\eta = 1,25 \dots 2,5$, zaś dla samolotów transportowych i bombowych $\eta = 2,5 \dots 3,5$.

Skos skrzydła $\chi_{0,25}$ jest to kąt zawarty między prostą prostopadłą do osi symetrii samolotu a linią

przechodzącą przez punkty leżące na 1/4 cięciwy od krawędzi natarcia (rys.). Dla współczesnych samolotów kąt skosu

$$\chi_{0,25} = 35 \dots 60^\circ.$$



Kąt wzniosu φ jest to kąt zawarty między płaszczyzną cięciw skrzydła a prostą prostopadłą do pionowej płaszczyzny symetrii samolotu.

Kąt ma wartość dodatnią, jeśli cięciwa końcowych profili skrzydła leżą powyżej cięciwy trykadłubowych profili skrzydła.

Kąt dodatni stosowany jest w celu zwiększenia stateczności

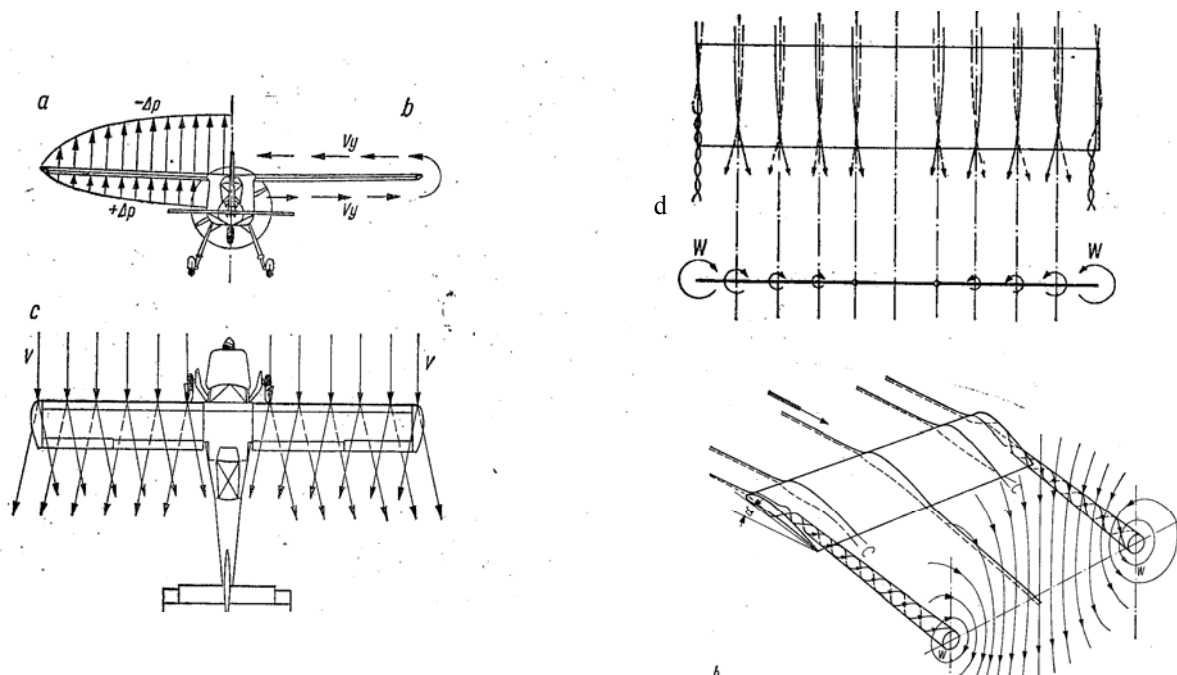
poprzecznej samolotu.

W szybkich samolotach odrzutowych kąty φ są ujemne.

Opór indukowany

Skrzydło proste.

Jak dowiedzieliśmy się już z naszych poprzednich rozważań, siła nośna wywołuje na skrzydle korzystny rozkład ciśnień na jego powierzchni, a mianowicie nadciśnienie na jego dolnej stronie i podciśnienie na stronie górnej.



rys. Schemat powstania oporu indukowanego

a. rozkład ciśnień wzdłuż rozpiętości, b. ruch cząstek powietrza wzdłuż rozpiętości wywołany opływem końców skrzydła c. starcie się ze sobą strug spływających ze skrzydła, d. tworzenie się wirów o różnej intensywności wzdłuż rozpiętości

Cząsteczki powietrza „uciekają” na końcach skrzydeł z obszaru o wyższym ciśnieniu do obszaru o ciśnieniu niższym, to znaczy opływają końce skrzydeł z dołu do góry. Pociągają one za sobą cząsteczki sąsiednie, wywołując w efekcie dodatkowy ruch cząstek powietrza na górnej powierzchni skrzydła ku kadłubowi, na dolnej zaś ku końcom skrzydła (rys.). Ten dodatkowy ruch cząstek wzdłuż rozpiętości skrzydła z prędkością v_g zmienia wypadkowy kierunek strug powietrza w okolicy skrzydła. Na górnej powierzchni skrzydła strugi odginane są ku kadłubowi, na dolnej zaś — ku końcom skrzydła (rys. c). Poza krawędzią spływu skrzydła spotykają się więc strugi powietrza poruszające się względem siebie skośnie i ścierając się ze sobą tworzą poza skrzydłem całą powierzchnię wirową (rys.). Wiry są, jak wiadomo, zawsze źródłem oporu, który w tym przypadku nazywamy oporem indukowanym.

Opór indukowany nie jest stały, lecz zależy od siły nośnej oraz od obrysu skrzydła.

Opór indukowany rośnie bowiem ze zwiększającą się intensywnością opływu końców skrzydeł, a ta rośnie wraz ze zwiększającą się różnicą ciśnień na górnej i dolnej powierzchni skrzydła, a więc ze zwiększającą się siłą nośną.

Przy zerowej sile nośnej ($C_z = 0$) opór indukowany oczywiście znika.

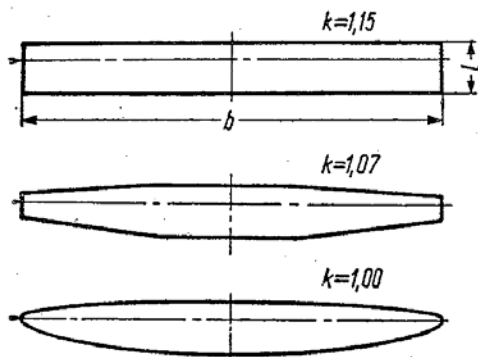
Ciekawe zdjęcia na rys. obrazują powstawanie w tunelu dymowym za skrzydłem zawirowań oraz zwiększanie się

intensywności zawirowań w miarę zwiększania się kąta natarcia skrzydła (a więc i w miarę zwiększania się siły nośnej)

Podana przez Prandtla zależność siły nośnej od oporu indukowanego mówi, że współczynnik oporu indukowanego C_{xi} jest zależny od kwadratu współczynnika siły nośnej (C_z)

$$c_{xind} = \frac{c_z^2}{\pi \cdot \lambda} (k + 1)$$

i współczynnika k , zależnego od obrysu skrzydła i wydłużenia i jest odwrotnie proporcjonalny do wydłużenia skrzydła. Jest to zrozumiałe, ponieważ przy dużym wydłużeniu skrzydła jego cięciwa jest automatycznie mniejsza, a w związku z tym także wielkość i energia tworzących się wirów brzegowych musi być mniejsza, zatem cały opór indukowany jest mniejszy. Orientacyjne wartości (dla $\lambda = 15$) zostały podane na rysunku.

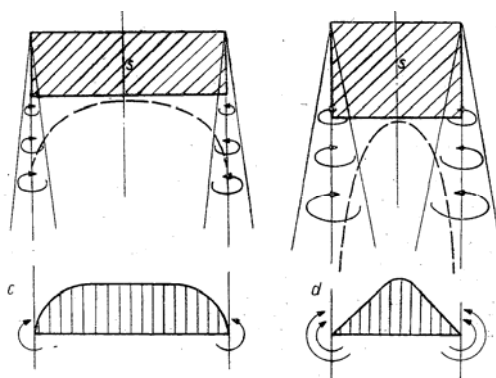


□ Dla obrysu eliptycznego $k=1$ (bez względu na wydłużenie), dla innych obrysów wartość k jest zawsze większa od jedności. Najmniejszy opór indukowany przy tych samych wydłużeniach mają zawsze skrzydła eliptyczne, niestety trudności wykonawcze skłaniają konstruktorów do stosowania innych obrysów. W przypadku samolotów szybkich, latających na małych współczynnikach siły nośnej, opór indukowany jest stosunkowo mały w normalnych stanach lotu. Natomiast w przypadku szybowców, wykorzystujących często duże współczynniki siły nośnej, opór indukowany jest poważnym składnikiem oporu

skrzydła. W tym tkwi przyczyna, dla której wydłużenia skrzydeł szybowców są większe od wydłużeń skrzydeł samolotów.

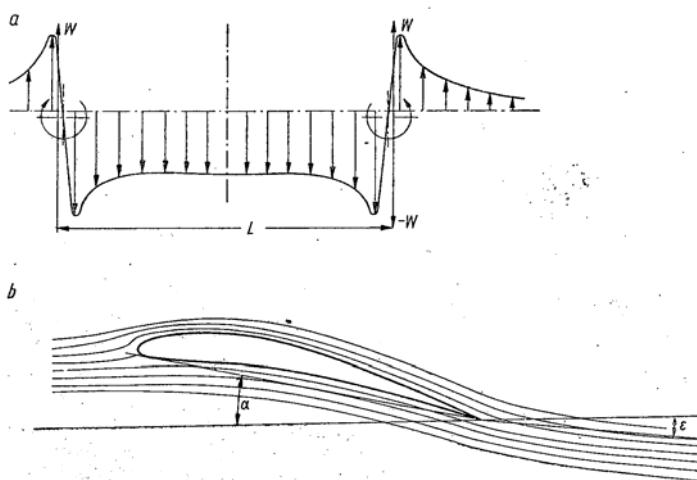
Dla skrzydła o skończonej rozpiętości $/\lambda \neq \infty/$ współczynnik oporu obliczany jest ze wzoru:

$$c_{x skrzydła} = c_{x profilu} + c_{x ind}$$



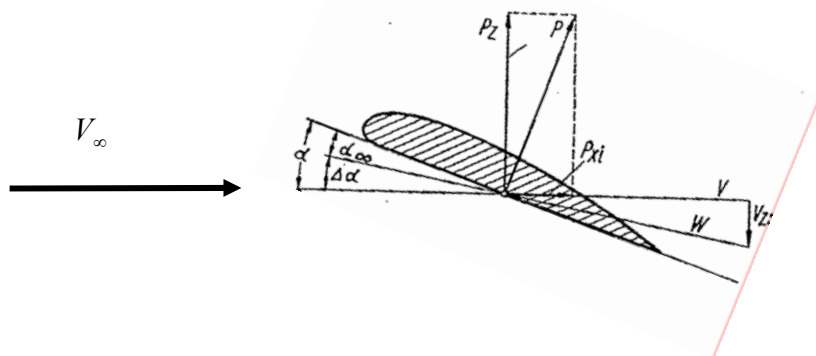
Układ wirów spływających ze skrzydła nazywamy od ich kształtu wirem podkowiastym /rys/, zaś pojedynczy wir — wirem brzegowym.

Odchylenie strug za skrzydłem



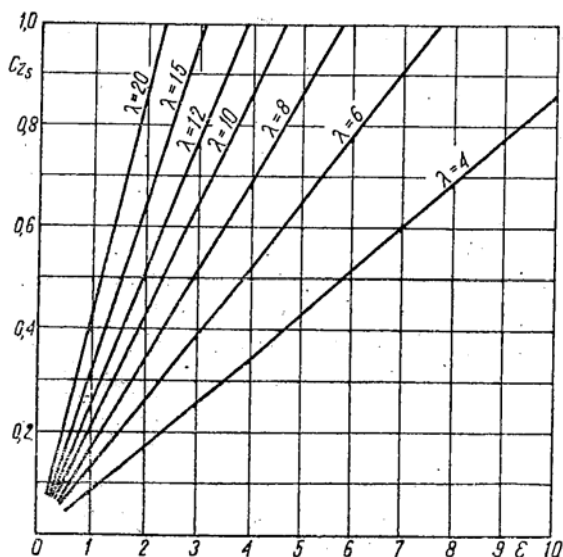
Rozważając skutki tworzenia się wirów brzegowych, spostrzegamy łatwo, że prawy wir na rys. stara się skierować powietrze za skrzydłem ku dołowi, zaś na zewnątrz płata ku górze, i podobnie lewy wir kieruje strugi powietrza za skrzydłem ku dołowi, zaś na zewnątrz skrzydła również ku górze. Wytwarza się więc taki obraz przepływu, w którym poza prędkością strumienia występuje również skierowana ku dołowi prędkość pionowa odrzucająca masę powietrza przepływającego przez skrzydło ku dołowi, zaś reakcją tego działania jest powstawanie siły nośnej.

Oczywiście, na zewnątrz obydwu wirów brzegowych powietrze ma pionową składową prędkości zwróconą ku górze, jednak ten obszar nie ma żadnego wpływu na charakter opływu ani na występujące siły (rys.).



Kąt ε odchylenia strug za skrzydłem (rys.) został określony przez J.W. Ostosławskiego, i po wprowadzeniu odpowiednich poprawek, obliczany jest ze wzoru:

$$\varepsilon = \frac{46,2 \cdot c_z}{\lambda}$$



Kąt ten jest zależny, podobnie jak opór indukowany, tylko od współczynnika siły nośnej skrzydła C_z i od wydłużenia, co pokazano na rys. Widzimy tutaj wielkość odchylenia strug za płatem nośnym podaną w zależności od współczynników siły nośnej C_z , przy czym pokazano je dla różnych wydłużeń skrzydła.

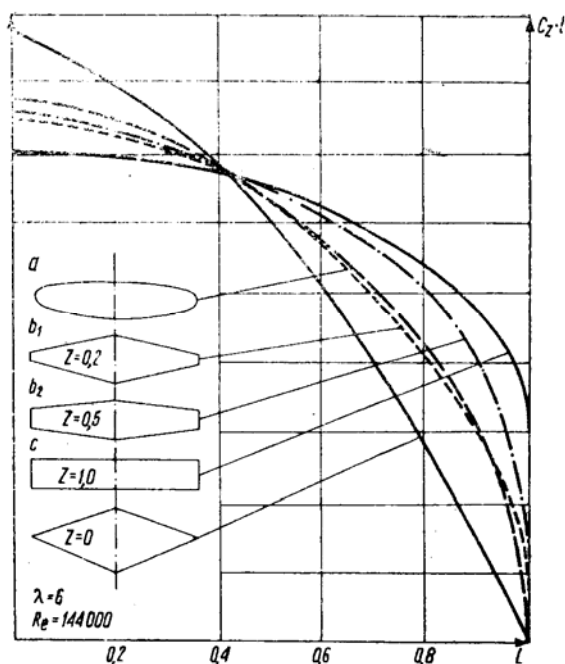
Wykres, przedstawia pęk prostych wychodzących z początku układu współrzędnych i wynika z tego, że przy dużym wydłużeniu skrzydła λ kąt odchylenia strug ε jest stosunkowo niewielki, zaś przy wydłużeniu nieskończenie dużym jest on praktycznie równy zeru. W miarę zmniejszania się wydłużenia λ kąty odchylenia stają się coraz większe. Tak więc rzeczywisty kąt natarcia α , pod jakim opływane jest skrzydło nie równa się geometrycznemu kątowi natarcia, i obliczany jest ze wzoru:

$$\alpha_{\text{rzeczywiste}} = \alpha_{\text{geometr}} - \varepsilon$$

Straty spowodowane wirami brzegowymi i miejscowym wyrównywaniem się ciśnienia na skutek ucieczki powietrza z dolnej na górną stronę skrzydła są przyczyną tego, że wielkość rozkładu obciążeń / c_z / wzdłuż rozpiętości nie jest jednakowa.

Aby więc zbadać, jaki jest wpływ kształtu obrysu, dokonano pomiarów rozkładu ciśnień wzdłuż profilu w wielu przekrojach skrzydła na jego dolnej i górnej stronie, co pozwoliło na określenie pola rozkładu ciśnień i obciążeń wzdłuż rozpiętości (a więc i całej siły nośnej).

Wyniki badań i porównania przedstawiono na rys dla skrzydeł: eliptycznego, trapezowego, prostokątnego i trójkątnego. Skrzydło eliptyczne ma najbardziej odpowiadający jego obrysowi rozkład obciążeń, czyli również eliptyczny, zaś skrzydło prostokątne, pomimo takiej samej długości cięciw na całej rozpiętości, ma wyraźny ubytek siły nośnej na końcach, spowodowany wirami brzegowymi.



rys. Rozkład współczynnika siły nośnej wzdłuż połowy rozpiętości dla różnych obrysów skrzydła prostego

Obrys prostokątny jest korzystny ze względu na symetryczny charakter przepadania samolotu po osiągnięciu krytycznego kąta natarcia.

Właściwości te wyjaśnia rys.

Na rys. przedstawiony jest rozkład bieżącego współczynnika siły nośnej przekrojów c_z wzdłuż rozpiętości skrzydła oraz maksymalny współczynnik siły nośnej $c_{z \max}$, który dla prostokątnego skrzydła, z powodu stałej liczby Re

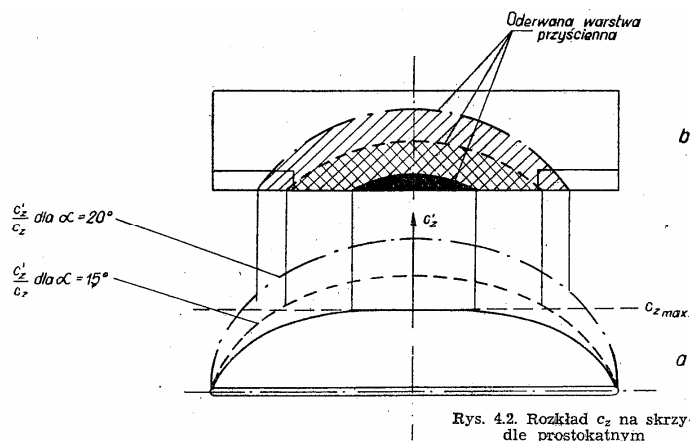
(stałe cięciwy), ma wartość stałą wzdłuż rozpiętości. W miarę wzrostu kąta natarcia, $c_{z \max}$ najpierw zostanie wytworzone w płaszczyźnie symetrii skrzydła, i dlatego kolejność oderwania warstwy przyściennej przy dużych kątach natarcia będzie taka, jak na rys.

Należy również zwrócić uwagę na fakt długiego pozostawiania lotek w ciągłym strumieniu powietrza, co ma duży wpływ na stosunkowo dobrą sterowność poprzeczną samolotu przy dużych kątach natarcia. Obrys ten najczęściej stosuje się w przypadku lekkich samolotów skróconego startu (eksploatacja na dużych kątach natarcia) oraz szkolnych.

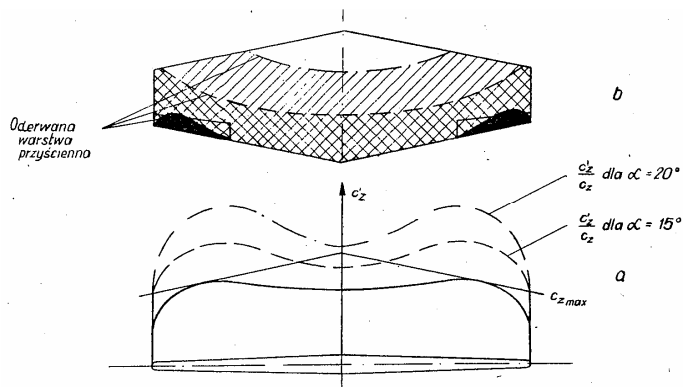
Podobny ubytek wykazuje również skrzydło trapezowe, jednak straty są tutaj mniejsze, na skutek mniejszej długości cięciwy tego obrysu na końcu rozpiętości.

Przy zbieżności $\eta = \text{ok. } 0,4$ (tzn. gdy cięciwa na końcu skrzydła stanowi tylko 0,4 długości cięciwy w jego środku, czyli w płaszczyźnie symetrii) można przyjąć, że straty są minimalne i dlatego skrzydło trapezowe jako proste w budowie i o dobrym rozkładzie siły nośnej jest tak chętnie stosowane, tym bardziej, że ze względów wytrzymałościowych jest ono również bardzo korzystne (ponieważ duża grubość skrzydła w środku umożliwia bardziej racjonalną konstrukcję dźwigara płata nośnego).

Nadmierne zwężanie końca skrzydła wpływa ujemnie na opory, ponieważ mniejsza liczba Re końców skrzydła (z powodu mniejszej długości cięciwy przy tej samej prędkości przepływu powietrza) wywołuje dodatkowy wzrost oporów, a nawet może doprowadzić do oderwań opływu, co jest związane ze spadkiem siły nośnej.



Rys. 4.2. Rozkład c_z na skrzydle prostokątnym



Obrys trapezowy jest korzystniejszy niż prostokątny głównie z powodu większej wytrzymałości i mniejszego ciężaru. Przebieg bieżącego współczynnika siły nośnej poszczególnych przekrojów skrzydła pokazuje rys.

W miarę zbliżania się ku końcom skrzydła

$C_{z,max}$ maleje z powodu zmniejszania się liczby Re . Ciężary skrzydła trapezowego maleją w miarę zbliżania się ku końcom skrzydła.

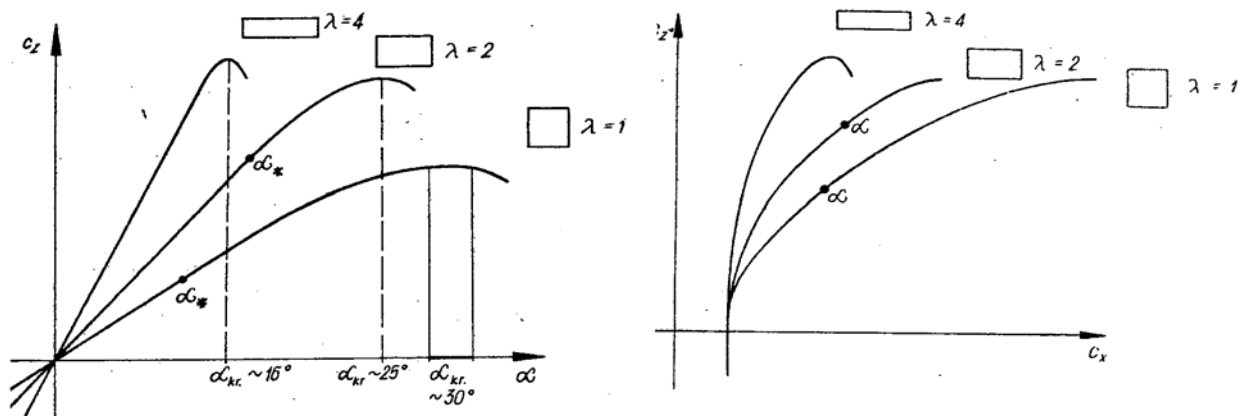
Charakter odrywania się warstwy przyściennej dla skrzydła trapezowego przedstawia rys. , z którego wynika, że natychmiast po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia, najpierw następuje oderwanie warstwy przyściennej przy końcach skrzydła. Z powodu braku symetrii geometrycznej samolotu lub też na skutek ślizgu, przepadanie samolotu odbywa się na jedno ze skrzydeł. W tym przypadku lotki znajdują się w cieniu aerodynamicznym wytworzonym przez oderwany strumień, co powoduje, że sterowność poprzeczna samolotu, przy kątach okołokrytycznych jest niedostateczna. Należy

zaznaczyć, że w miarę wzrostu zbieżności skrzydła ($\eta = \frac{b_k}{b_o}$), staje się ono bardziej wrażliwe na

oderwanie warstwy przyściennej przy końcach, a przepadanie na skrzydło jest bardziej intensywne.

Sposoby zmniejszenia wielkości współczynnika oporu indukowanego C_{xind} dla skrzydła prostego:

1/ zwiększenie wydłużenia skrzydła,



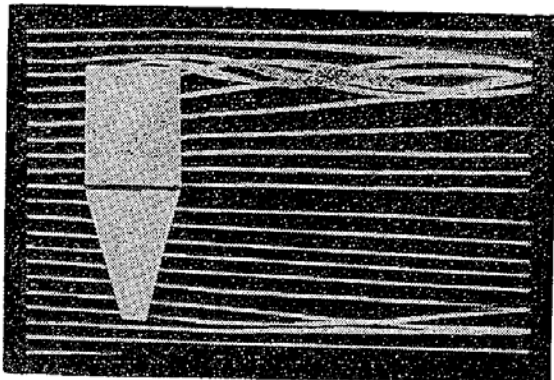
rys. Charakterystyki: $C_z=f(\alpha)$ i biegunowe dla skrzydeł o różnym wydłużeniu

Zwiększenie wydłużenia skrzydła powoduje

- zmniejszenie oporu indukowanego,
- zwiększenie nośności skrzydła,
- zmniejszenie krytycznego kąta natarcia.

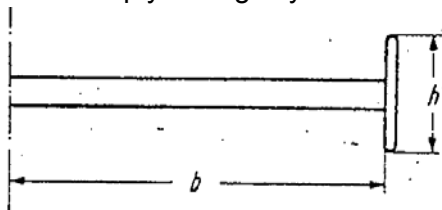
Przekroczenie tego kąta powoduje gwałtowny spadek nośności skrzydła.

2/ zmniejszenie cięciwy końcowej skrzydła,



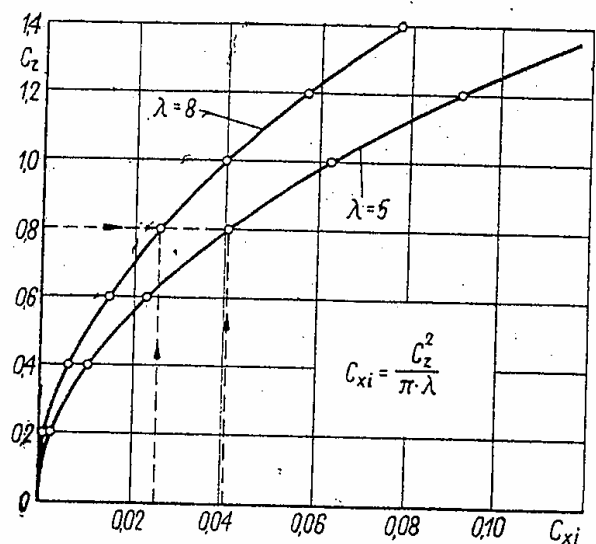
Im skrzydło jest bardziej smukłe i ma mniejszą cięciwę końcową, tym opływ końców jest mniej intensywny i mniejszy ma wpływ na całe skrzydło, jak to widać na zdjęciu opływu końcówki skrzydła o dużej i małej cięciwie.

3/ stosowanie płyt brzegowych dla uniemożliwienia przepływu wokół końcówki skrzydła.



Wprowadzenie zmniejsza się znacznie wielkość współczynnika C_{xind} , szczególnie dla skrzydeł o małym wydłużeniu, ale pojawia się dodatkowy opór, jaki stawia sama płyta.

Dlatego też płyty brzegowe znajdują zastosowanie przy sterach poziomych, odgrywając jednocześnie rolę usterzenia pionowego w takim układzie bilans oporów jest korzystny.

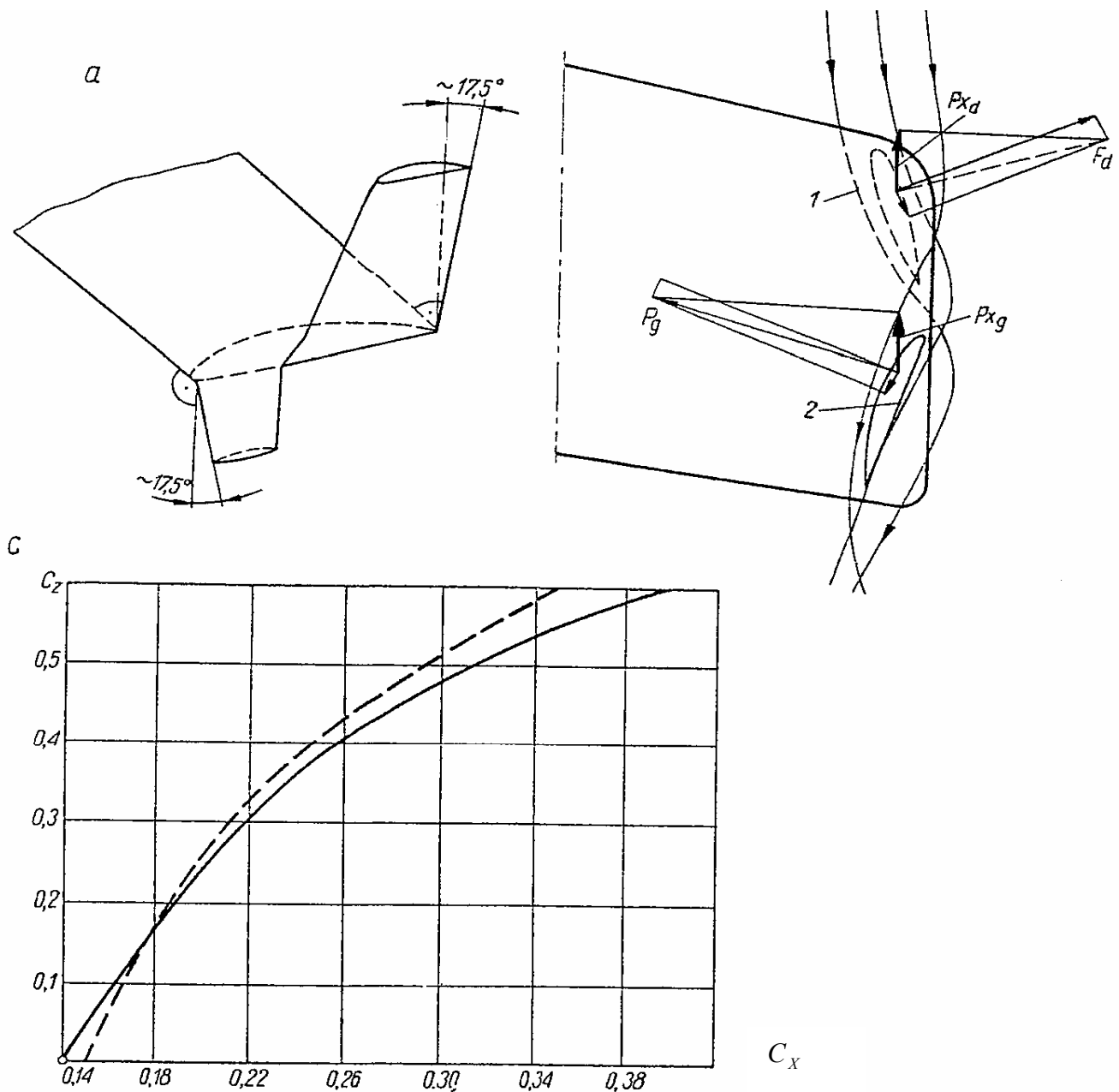


4/ zabudowa na końcówce skrzydła rozpraszaczy wirów

W ostatnich latach opracowano bardziej skuteczne urządzenie zmniejszające opór indukowany. Są to rozpraszacze wirów brzegowych Vhitcombe'a, zaprojektowane jako powierzchnie nośne, umieszczone pod odpowiednim kątem do strug powietrza w skręconym śrubowo wirze brzegowym. Ich odchylenie od pionu wynosi około $17,5^\circ$.

Wyniki wstępnych badań tunelowych pozwalają sądzić, że przy poprawnym doborze wielkości płaszczyzn i kątów ich ustawienia, można uzyskać zmniejszenie oporu indukowanego skrzydła o około 15%. Na rys. przedstawiono ich geometryczną formę, zasadę działania oraz wykres ilustrujący zmniejszenie oporu indukowanego.

Skuteczność działania rozpraszaczy wirów jest potwierdzona stosowaniem ich min. w samolotach komunikacyjnych.



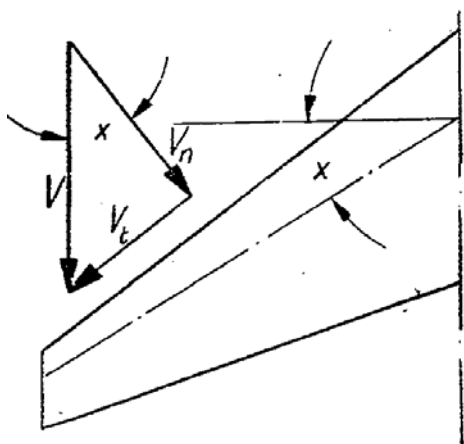
W poniższej tabeli przedstawiono wpływ zabudowy wingletów na samolocie B 737 nowej serii, na zmianę zasięgu:

Series	Range (nm) Normal	Range (nm) With Winglets
-700	3250	3634
-800	2930	3060
-900	2670	2725

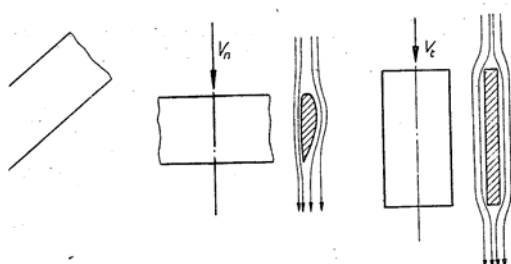


Skrzydło skośne

Skrzydła skośne stosowane są w samolotach poddźwiękowych (okołodźwiękowych) i naddźwiękowych. Kąt skosu skrzydeł samolotów poddźwiękowych wynosi około 35° — 45° — 50° , natomiast naddźwiękowych, do około 60° .



Jeśli krawędzie natarcia skrzydła nie są ustawione prostopadle do kierunku ruchu a pod pewnymi określonymi kątami, to opływ takiego skrzydła różni się zasadniczo od (opisanego już) opływu skrzydła prostego, na którym tworzy się wir podkowiasty. Taki typ powierzchni nośnej nazywamy skrzydłem skośnym, zaś pewną jego odmianą jest skrzydło delta, nazywane tak dlatego, że swoim trójkątnym kształtem przypomina grecką literę delta (Δ).



Jeśli skrzydło proste ustawimy skośnie do napływającego powietrza, to prędkość przepływu V można rozłożyć na następujące składowe: prostopadłą do linii ognisk (krawędzi natarcia) V_n i równoległą do krawędzi natarcia V_t .

Opływ skrzydła strumieniem prostopadłym do linii ognisk (krawędzi wzdłuż cięciw profili skrzydła (rys.)), powoduje powstanie siły nośnej, oporu profilowego oraz decyduje o Ma_{kr} skrzydła strumieniem

równoległym do linii ognisk (krawędzi równoległej do górnej i dolnej powierzchni przekroju (rys.)), wywołuje tylko opór tarcia. Przy takim opływie siła nośna nie powstaje.

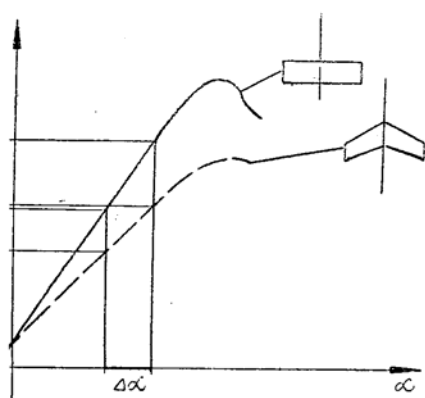
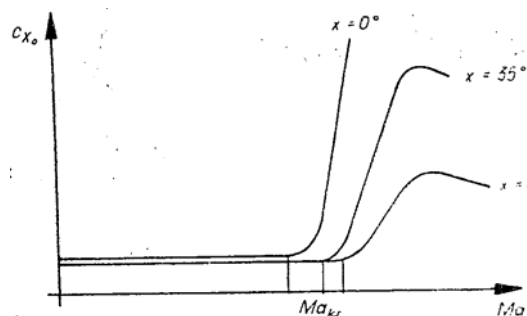
Wartość prędkości prostopadłej do linii ognisk skrzydła można obliczyć z wzoru:

$$V_n = V \cdot \cos \chi_{0,25}$$

Jeżeli skrzydła wykonane są z identycznych profili, z tym, że jedno jest proste a drugie skośne, to opierając się na wzorze dochodzimy do wniosku, że Ma_{kr} skrzydła skośnego będzie większa niż Ma_{kr} skrzydła prostego o cosinus kąta strzały:

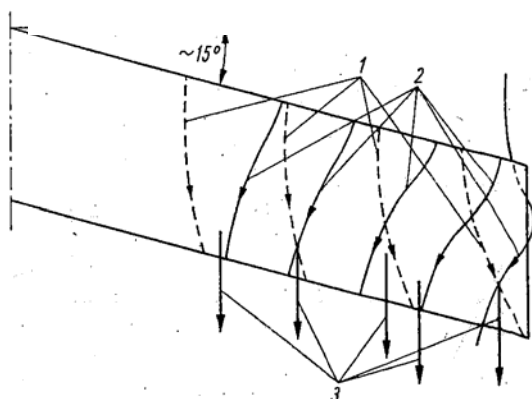
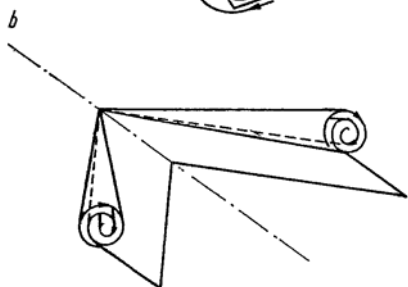
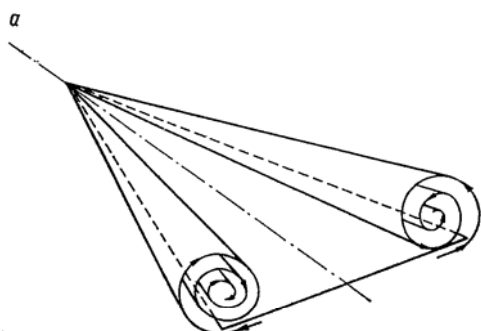
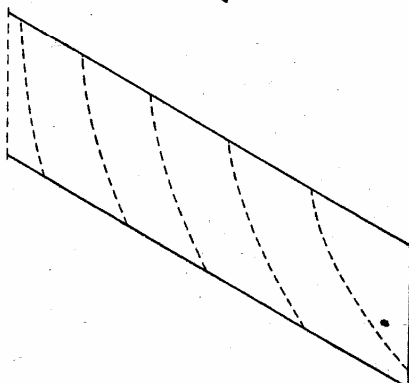
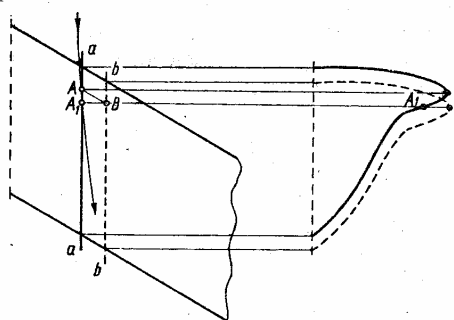
$$Ma_{kr \text{ skośnośn}} = Ma_{kr \text{ prostego}} \cdot \cos \chi_{0,25}$$

Przebieg współczynnika oporu tego samego skrzydła o różnym kącie skosu w zależności od Ma , przedstawia rys.



rys. $c_z = f(\alpha)$ dla skrzydła prostego prostego skośnego

Również $c_{z\max}$ skrzydła skośnego jest mniejsza skrzydła prostego. Z tego powodu samoloty wyposażone w skrzydła skośne mają prędkość oderwania i lądowania większą niż samoloty ze skrzydłami prostymi.



W układzie skrzydła prostego punkt B w przekroju $b - b$ znajduje się na tej samej prostej prostopadłej do płaszczyzny symetrii, a przy skrzydle skośnym jest on przesunięty ku tyłowi. Wtedy na tej samej prostej prostopadłej do płaszczyzny symetrii znajduje się w przekroju $a - a$ punkt A_1 w którym ciśnienie jest wyższe niż w punkcie B (mniejsze podciśnienie) i struga ma tendencję do zmiany kierunku od osi symetrii ku końcom skrzydła, zakrzywiając swój tor na skutek wytworzonej różnicy ciśnień. Odsysanie to istnieje na całej długości cięciwy skrzydła, jednak jego intensywność maleje przy zbliżaniu się do krawędzi spływu, ponieważ wielkość podciśnienia maleje również w tym rejonie (rys.). Najsilniejsze odsysanie działa blisko za krawędzią natarcia, szczególnie przy większych kątach natarcia, gdy na wykresach rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy skrzydła pojawia się wyraźny skok podciśnienia.

Odsysanie strug wzdłuż krawędzi natarcia wraz z rozkładem ciśnień na profilu stwarza warunki do tworzenia się wiru o osi w przybliżeniu równoległej do krawędzi natarcia i położonej ponad górną powierzchnią skrzydła, jak to pokazano na rys. Wir ten zapobiega oderwaniom strug, które przyklejają się w wewnętrznej części wiru do powierzchni skrzydła, umożliwiając wzrost współczynnika siły nośnej C_z aż do znacznie większych wartości i kątów natarcia niż to obserwowaliśmy przy skrzydle prostym. Wir ten zwija się w trąbkę (stąd nazwa — wir trąbiasty), jednak dopiero przy większych kątach skosu χ (powyżej 40°) i jest on bardziej intensywny przy większych kątach natarcia α , gdy różnice ciśnień pomiędzy grzbietową i dolną stroną skrzydła są duże.

Mniejsze ciśnienie panujące wewnątrz wiru powoduje także zwiększenie się podciśnienia na górnej stronie skrzydła, powiększając w ten sposób uzyskiwaną siłę nośną. Podobne wiry trąbiaste tworzą się również nad grzbietową powierzchnią skrzydła delta (rys.), przy czym cały przyrost współczynnika siły nośnej powstaje w wyniku zmniejszenia ciśnienia panującego wewnątrz wirów trąbiastych. Wiry te powodują, że współczynnik siły nośnej C_z skrzydła delta rośnie do bardzo dużych kątów natarcia α ($50 \dots 60^\circ$), osiągając odpowiednio wysokie wartości.

Dlatego właśnie samoloty ze skrzydłami delta startują i lądują przy tak dużych kątach natarcia, jakich nie obserwuje się nawet przy samolotach o skrzydłach skośnych.

Skrzydło skośne może mieć zastosowanie w układzie bezogonowca. Jeżeli bowiem zastosujemy niewielki kąt skosu ($15 \dots 20^\circ$), to odsysanie strug na grzbietowej stronie skrzydła będzie kierowało strumień w stronę końców płata nośnego przeciwdziałając zniekształceniu opływu wywołanego przez tworzące się wiry brzegowe, gdy powietrze wydostające się na końcach z dolnej powierzchni na grzbietową stronę skrzydła kieruje strugi ku płaszczyźnie symetrii.

rys. Prostujące działanie odsysania strug

W rezultacie otrzymujemy opływ prawie równoległy do płaszczyzny symetrii na całej rozpiętości płata nośnego, powiększając jakby w ten sposób wydłużenie skrzydła λ (rys.). Do już omówionych osobliwości skrzydła skośnego dochodzą jeszcze zależności wynikające z geometrycznego wpływu skosu skrzydła na powstawanie zarówno siły nośnej, jak i oporu takiego płata. Łatwo zauważyć przy analizie rozkładu prędkości (rys.), że składowa prędkości równoległa do krawędzi natarcia ($V \cdot \sin \chi$) nie ma żadnego wpływu na tworzenie się rozkładu ciśnień, natomiast składowa prostopadła ($V \cdot \cos \chi$) zmniejsza się wyraźnie w miarę wzrostu kąta skosu χ . Powoduje to zmniejszenie współczynników aerodynamicznych odnoszących się do takiego skrzydła - w stosunku do kwadratu prędkości czynnej, czyli $V^2 \cdot \cos^2 \chi$. W tej sytuacji współczynnik siły nośnej skrzydła skośnego C_{zs} przyjmuje dla danego kąta natarcia $\propto$ wartość mniejszą, którą można określić wzorem:

$$C_{zs} = C_{zp} \cdot \cos^2 \chi$$

gdzie

C_{zp} - oznacza współczynnik siły nośnej skrzydła prostego.

Przyrost współczynnika siły nośnej na jednostkę przyrostu kąta natarcia α jest w tych warunkach mniejszy dla skrzydła skośnego niż dla prostego.

Zmniejszony przyrost jednostkowy powoduje, że współczynnik siły nośnej rośnie wolniej, ale za to do wyższych kątów natarcia i to tym wyższych, im większy jest kąt skosu χ .

Przy dużych kątach skosu pojawiają się ponadto wiry trąbiaste, powiększające dodatkowo siłę nośną i zapobiegające jednocześnie oderwaniom.

Współczynnik oporu zmniejsza się teoretycznie w tym samym stosunku, jednak jego rzeczywiste zmniejszenie jest przy małych kątach natarcia równe około połowie zmniejszenia teoretycznego, ponieważ opór tarcia, który jest wprost proporcjonalny do prędkości v nie ulega zmniejszeniu, podczas gdy zmienia się tylko opór kształtu profilu, zależny od rozkładu ciśnień.

Konsekwencje wynikające z przestrzennego przepływu wokół skrzydła skośnego — przy jego końcach: odgięcie strug powietrza w stronę końcówki skrzydła powoduje przewężenie strug. Zjawisko to prowadzi do tego, że na końcach skrzydła najwcześniejszej uzyskuje się lokalną prędkość dźwięku (stąd Ma_{kr} dla końcowych przekrojów skrzydła jest mniejsze niż środkowych), a bieżący współczynnik siły nośnej na końcach skrzydła skośnego ma większą wartość od bieżącego

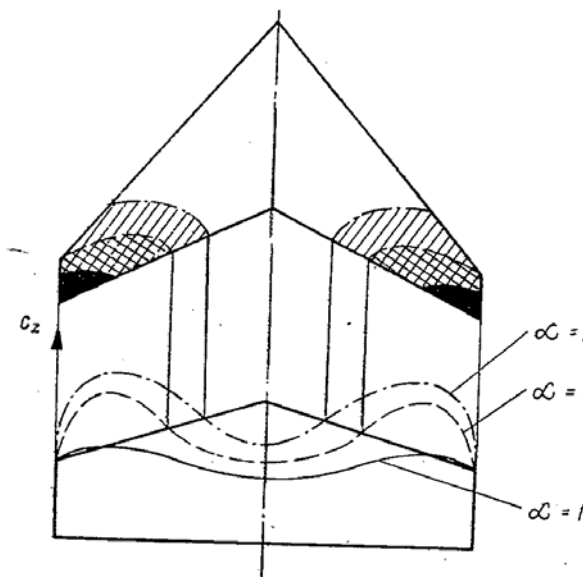
współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła.

Strefy oderwania warstwy przyściennej — przy różnych kątach natarcia — przedstawia rys.

Na zjawisko odrywania się warstwy przyściennej w końcowych częściach skrzydła skośnego ma również wpływ przepływ w warstwie przyściennej wzdłuż rozpiętości skrzydła (będący skutkiem istnienia składowej V_t — rys.

Starcie się ze sobą cząstek powietrza o różnych kierunkach ruchu, oraz wytrącenie ich z równowagi i sprzyja oderwaniu warstwy przyściennej.

Taki rozkład ciśnień /a tym samym współczynnika C_z / skrzydła skośnego wzdłuż rozpiętości powoduje nierównomierne obciążenie skrzydła momentami zginającymi; część końcowa jest bardziej obciążona od części trzyczłonowej /inaczej niż dla skrzydła prostego /

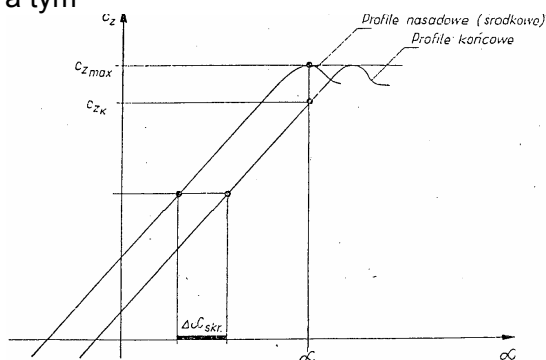
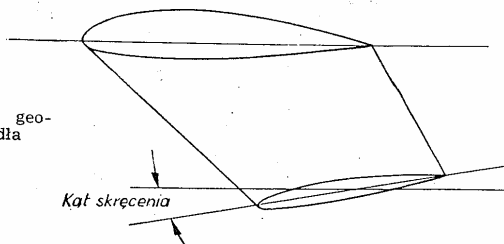


W celu przeciwdziałania wyżej opisanym zjawiskom stosuje się:

a/ skrócenie geometryczne skrzydła,

Skrócenie geometryczne skrzydła polega na tym, że profile końcowej części skrzydła położone są na kątach natarcia **mniejszych** o $(3\div 5)^\circ$ w stosunku do profili przykadłubowych. Podczas opływu skrzydła uzyskuje się (przez skrócenie geometryczne skrzydła) mniejsze kąty natarcia profili końcowych w stosunku do nasadowych, a tym

Rys. 4.4. Skrócenie geometryczne skrzydła



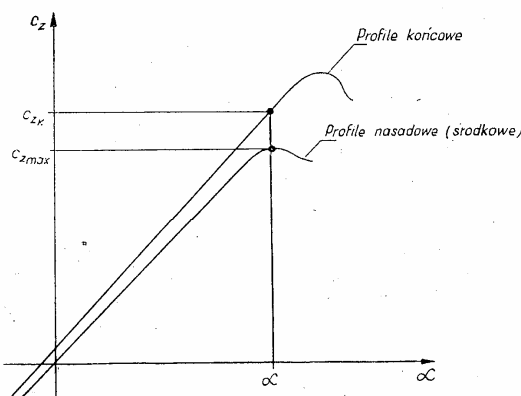
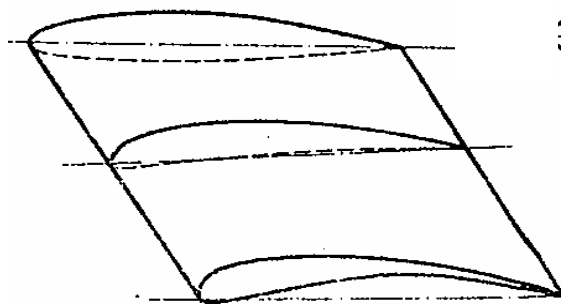
Rys. 4.5. Współczynnik $c_z = f(\alpha)$ dla skrzydła skróconego geometrycznie

samym korzystniejsze właściwości pilotażowe samolotu przy małych prędkościach.

Podczas zwiększania kąta natarcia skrzydła do kąta krytycznego, odsuwa się moment oderwania warstwy przyściennej przy końcach skrzydła na większe od krytycznych kąty natarcia, zachowując przez to efektywność lotek oraz dobre właściwości przepadania samolotu. Wyjaśnia to rys. . Z rysunku wynika, że dla lotu samolotu przy kącie natarcia α , nasadowe (środkowe) profile skrzydła opływane są pod krytycznym kątem natarcia c_{zmax} , natomiast skrajne profile mają kąty natarcia mniejsze niż α_{kr} . o kąt skrócenia skrzydła α_{skr}

b/ skrócenie aerodynamiczne skrzydła,

7



Rys. 4.6. Współczynnik $c_z = f(\alpha)$ dla skrzydła skróconego aerodynamicznie

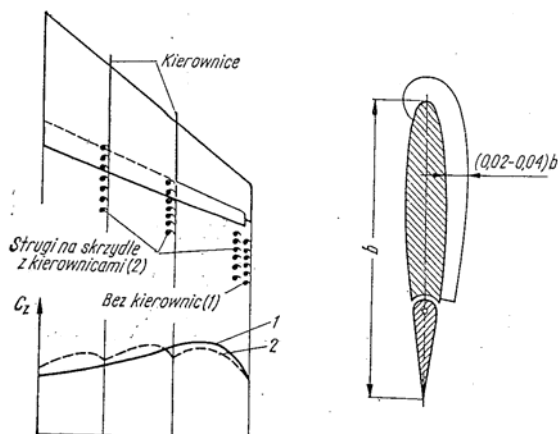
Skrócenie aerodynamiczne skrzydła ma miejsce wówczas, gdy wzdłuż rozpiętości rozmieszczone są profile charakteryzujące się różnymi współczynnikami C_z

Celem skrócenia aerodynamicznego skrzydła (podobnie jak geometrycznego) jest polepszenie pilotażowych właściwości samolotu przy małych prędkościach lotu. Skrócenie to osiąga się przez wyposażenie skrzydła w bardziej nośne profile na jego końcach niż u nasady.

Efekt skrócenia aerodynamicznego skrzydła przedstawia rys.

Przy kącie natarcia skrzydła α , przy którym profile nasadowe osiągnęły już krytyczny kąt natarcia, profile końcowe znajdują się przed α_{kr} . W związku z tym najpierw następuje oderwanie warstwy przyściennej na profilach nasadowych, a później na końcowych

c/ grzebienie aerodynamiczne /kierownice/



Kierownicami (rys.) nazywamy płaskie płyty ustawione na górnej powierzchni skrzydła skośnego, równoległe do kierunku lotu. Kierownice dzielą skrzydło na oddzielne odcinki, utrudniające swobodny przepływ strumienia wzdłuż jego rozpiętości i przeciwdziałają nadmiernemu zgrubieniu warstwy przyściennej na jego końcu. W ten sposób obszar oderwania strumienia zostaje przeniesiony do środkowej, a nawet i przykadłubowej części skrzydła.

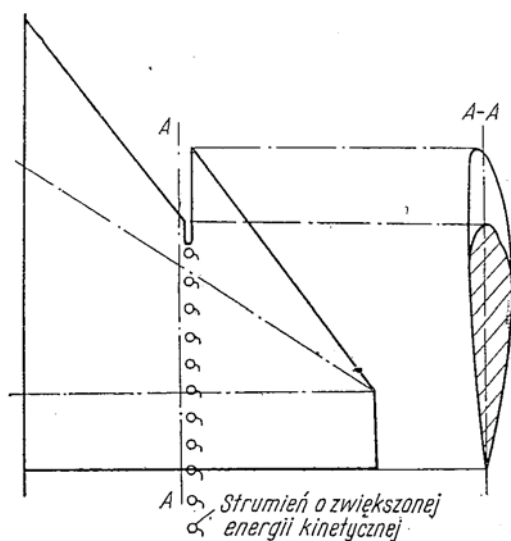
Jeśli przy dużym kącie natarcia nastąpi oderwanie warstwy przyściennej na końcach skrzydła, grzebienie utrudnią rozprzestrzenianie się strefy oderwanego strumienia na większą część skrzydła.

Im większy jest kąt skosu skrzydła, tym przepływ

wzdłuż rozpiętości jest bardziej intensywny-dlatego skrzydła o większym skosie wyposażone są w większą ilość grzebieni

(Lim-2, $\chi = 35^\circ$ — dwa grzebienie; Lim-5, $\chi = 45^\circ$ — trzy grzebienie) lub grzebienie o dużej wysokości (MiG-19).

d/ uskok krawędzi natarcia



Rys. 9.18. Zasada pracy uskoku krawędzi natarcia

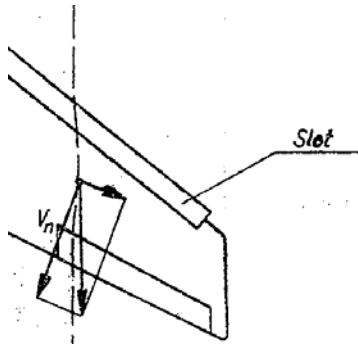
W podobny sposób jak kierownice pracuje również tzw. uskok krawędzi natarcia (rys.).

Wytwarza on strumień o zwiększonej energii, który można uważać za kierownicę energetyczną. Uzyskuje się to dzięki temu, że strumień zewnętrzny wcześniej zacznie opływać profil skrzydła i osiągnie większą prędkość, tzn. i większą energię kinetyczną. W przypadku wystąpienia tendencji do spływania strumienia z części przykadłubowej w kierunku końca skrzydła, strumień o większej energii będzie temu przeciwdziałał.

Ponieważ w skrzydle z uskokiem zastosować można zakrzywienie noska profilu oraz uzyskać wzrost skuteczności lotek, uskok krawędzi natarcia stosowany jest obecnie częściej aniżeli kierownice.

e / sloty:

W celu zabezpieczenia się przed oderwaniem warstwy przyściennej na końcach skrzydła, stosuje automatycznie wysuwające się sloty przy małej prędkości lotu.



Wysunięcie się slotów powoduje duże przyspieszenie cząstek zgodnie z kierunkiem lotu

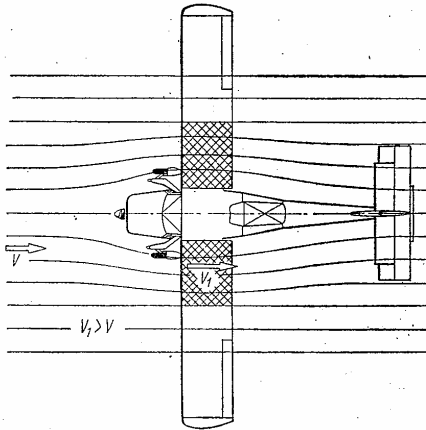
(nie pozwala to na większe wykrzywienie ich torów)

Skrzydło skośne jest stosowane często w samolotach latających z prędkościami bliskimi prędkości dźwięku lub też przekraczającymi ją. W modelarstwie natomiast zastosowanie takich skrzydeł ma zupełnie inny cel, bowiem przy skróceniu końców takiego płata na mniejsze kąty natarcia uzyskujemy znacznie korzystniejsze charakterystyki pod względem stateczności podłużnej i dlatego nadają się one specjalnie do budowy -modeli bezogonowych, w których samo skrzydło musi zapewnić wystarczającą stateczność w locie. Skośne ukształtowanie krawędzi natarcia w stosunku do płaszczyzny symetrii skrzydła powoduje, że rozkłady ciśnień na profilach, które przy skrzydle prostym przylegają do siebie stosunkowo dokładnie, są w skrzydle skośnym przesunięte względem siebie.

Parametr	Zwiększenie parametru prowadzi do:	
	zalety:	wady:
Grubość względna profilu	-zmniejszenia ciężaru -zwiększenia sztywności -zwiększenia objętości wewnętrznej -zwiększenia współczynnika C_{zmax}	-zwiększenia oporu kształtu i /głównie/ falowego -zmniejszenia Ma_{kr}
g_o / g_k	-zmniejszenia ciężaru -zwiększenia objętości części przykadłubowej	-zwiększenia tendencji do oderwania strumienia na końcu skrzydła -pogorszenia sterowności poprzecznej samolotu -zmniejszenia sztywności części końcowej
wydłużenie	-zmniejszenia oporu indukowanego -zwiększenia długości i zasięgu lotu przy prędkościach poddźwiękowych	-zwiększenia ciężaru -zmniejszenia sztywności -pogorszenie manewrowości samolotu -zmniejszenia długości i zasięgu lotu przy prędkościach naddźwiękowych -zmniejszenia Ma_{kr} -zwiększenia c_x przy $Ma > Ma_{kr}$
zbieżność dodatnia $\eta > 0$	-dociążenia części przykadłubowej i odciążenie końcowej -zmniejszenia ciężaru -zmniejszenia sztywności i objętości wewnętrznej części przykadłubowej -bardziej równomiernego przebiegu kryzysu falowego -zwiększenia C_{zmax} gdy $\eta < 1 \div 2,5$ -zwiększenie α_{kr}	-zwiększenia tendencji do oderwania strumienia na końcu skrzydła -pogorszenie sterowności poprzecznej -zmniejszenie C_{zmax} gdy $\eta > 2,5$
zbieżność ujemna $\eta < 0$	zmniejszenie tendencji do oderwania strumienia na końcu skrzydła	-dociążenia części końcowej i odciążenia przykadłubowej -zwiększenie ciężaru -zmniejszenie objętości części przykadłubowej
skos dodatni $\chi >$	-zwiększenia Ma_{kr} -zmniejszenie oporu falowego -złagodzenie przyrostu oporu falowego przy $Ma > Ma_{kr}$ -wzrostu stateczności poprzecznej -zmniejszenia wpływu odkształceń skrętnych na rozkład obciążeń /odciążenia części końcowej/ -zwiększenia prędkości dywergencji	-dociążenia części końcowej i odciążenia przykadłubowej -zwiększenia ciężaru, zmniejszenia sztywności /sprężystości skrzydła skośnego prowadzi do zmniejszenia stateczności podłużnej samolotu/zwiększenia tendencji do oderwania strumienia na końcu skrzydła -zmniejszenia C_{zmax} i maksymalnej doskonałości samolotu -zmniejszenie prędkości rewersu lotek
skos ujemny $\chi < 0$	-dociążenia części przykadłubowej i odciążenia końcowej -zmniejszenia tendencji do oderwania strumienia na końcu skrzydła	-zmniejszenia wpływu odkształceń skrętnych na rozkład obciążenia /dociążenia części końcowej/
wznios dodatni $\varphi > 0$	zwiększenia stateczności poprzecznej	-pogorszenia sterowności poprzecznej
jednostkowe obciążenie skrzydła	-zwiększenia V_{max} -zmniejszenia obciążeń w locie w burzliwej atmosferze -zmniejszenia ciężaru	-zwiększenia ciężaru 1 m^2 skrzydła -zwiększenia V_{lq} i V_{startu} -zmniejszenia pułapu -zmniejszenia manewrowości samolotu

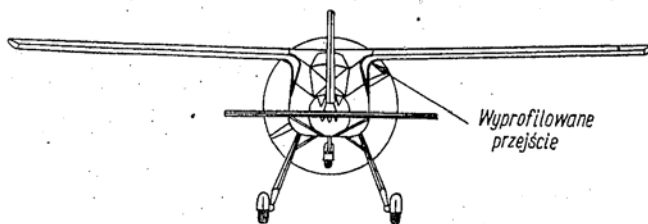
Opór interferencyjny

Poszczególne elementy samolotu, na przykład skrzydło, kadłub, usterzenia, oddziałują na siebie niekorzystnie z punktu widzenia oporu. Oznacza to, że opór wypadkowy samolotu jest większy niż wynikałoby to z sumy oporów poszczególnych jego elementów. Ten dodatkowy opór nazwano oporem interferencyjnym, tj. oporem wzajemnego oddziaływania. Najsilniejsza interferencja występuje między skrzydłem i kadłubem

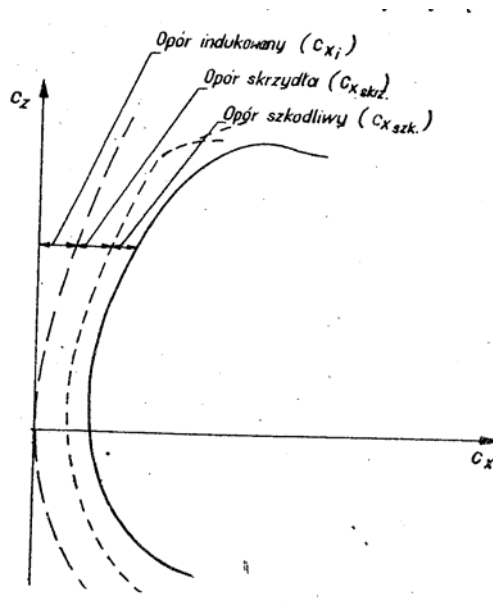


Zjawisko to można wytłumaczyć w następujący sposób. W przypadku opływania przez powietrze zespołu skrzydło-kadłub, jak to przedstawiono na rysunku, prędkość strug powietrza w przykadłubowych częściach skrzydeł jest większa od prędkości lotu. Zakreskowane na rysunku części skrzydła napotykają wtedy większy opór niż w laboratorium, w którym badano oddzielnie skrzydło, ponieważ nie występował tam wspomniany przyrost prędkości opływu w części przykadłubowej. Drugim źródłem oporu interferencyjnego może być również złe ukształtowanie przejścia skrzydła w kadłub. Wyjaśniono to na rysunku, na którym widzimy, że w dolnej części przejścia skrzydła w kadłub tworzy się jak gdyby dysza, w której może nastąpić oderwanie strug powietrza od

ścian skrzydła i kadłuba. Oderwaniu temu towarzyszy oczywiście wzrost oporu kształtu zespołu. Wyprofilowując odpowiednio wspomniane przejście można zmniejszyć rozbieżność wspomnianej dyszy i uniknąć, a co najmniej zmniejszyć niekorzystną interferencję



Opór szkodliwy



Udział oporu indukowanego w ogólnym oporze samolotu przedstawia rys.

Na rys. przedstawiono biegunową całego samolotu z pokazanym udziałem oporu poszczególnych jego części. Z rysunku wynika, że przy małych kątach natarcia, podstawową częścią całkowitego oporu samolotu.

Mechanizacja skrzydła

Problemy związane ze skracaniem drogi startu i lądowania mają bezpośredni wpływ na ekonomiczność lotnictwa (koszt budowy i eksploatacji lotnisk) jako środka transportu oraz możliwość i efektywność jego wykorzystania w określonych warunkach terenowych.

Zastosowane w tym celu środki techniczne mają jednak tylko pośredni wpływ na bezpieczeństwo najtrudniejszych, biorąc pod uwagę względy pilotażowe, faz lotu, jakimi są:

lądowanie i start.

Z tego względu znacznie więcej uwagi poświęca się środkom mającym na celu polepszenie własności nośnych samolotu (a więc **możliwość zmniejszenia prędkości startu, a zwłaszcza lądowania**),

tzn. problemom, których rozwiązanie prowadzi wprost do wzrostu bezpieczeństwa tych faz lotu. Polepszenie własności nośnych samolotu osiągnąć można głównie przez wzrost nośności skrzydeł ($C_z \cdot S$), pamiętając że siła nośna P_z /lub jej składowa/ równoważy w locie ciężar samolotu Q .

Prędkość lądowania możemy obliczyć ze wzoru:

$$Q \cong P_z = c_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \text{ stąd: } V_{lq} = \sqrt{\frac{2 \cdot Q_{lq}}{\rho \cdot c_{z-mech} \cdot S}}$$

Z analizy wzoru wynika, że możemy mieć wpływ jedynie na zmianę dwóch wielkości:

-współczynnika siły nośnej c_z , oraz

-powierzchni nośnej S .

Zwiększenie jednej wielkości, a najlepiej obu spowoduje **zmniejszenie** prędkości koniecznej dla zrównoważenia ciężaru Q .

Przykład 1:

Ile wynosi najmniejsza prędkość lotu przy ziemi /bez mechanizacji/, gdy ciężar samolotu $Q = 800 \text{ kG}$, powierzchnia skrzydeł $S = 13,5 \text{ m}^2$, a największy współczynnik siły nośnej $c_z = 1,5$.
 $\rho_{H=0} = 0,125 \text{ kg s}^2/\text{m}^4$

O d p o w i e d ź :

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 800}{0,125 \cdot 1,5 \cdot 13,5}} = 25 \text{ m/s} = 90 \text{ km/h}$$

Przykład 2:

Ile wynosi najmniejsza prędkość w czasie lądowania z wykorzystaniem mechanizacji w postaci klap tylnych krokodylowych, powodujących jedynie wzrost nośności skrzydła o $\Delta c_z = 0,7$, gdy ciężar samolotu $Q = 800 \text{ kG}$, powierzchnia skrzydeł $S = 13,5 \text{ m}^2$, a największy współczynnik siły nośnej $c_z = 1,5$.
 $\rho_{H=0} = 0,125 \text{ kg s}^2/\text{m}^4$

Obliczmy nośność skrzydła z wypuszczonymi klapami:

$$c_{z-mech} = c_z + \Delta c_z = 1,5 + 0,7 = 2,2$$

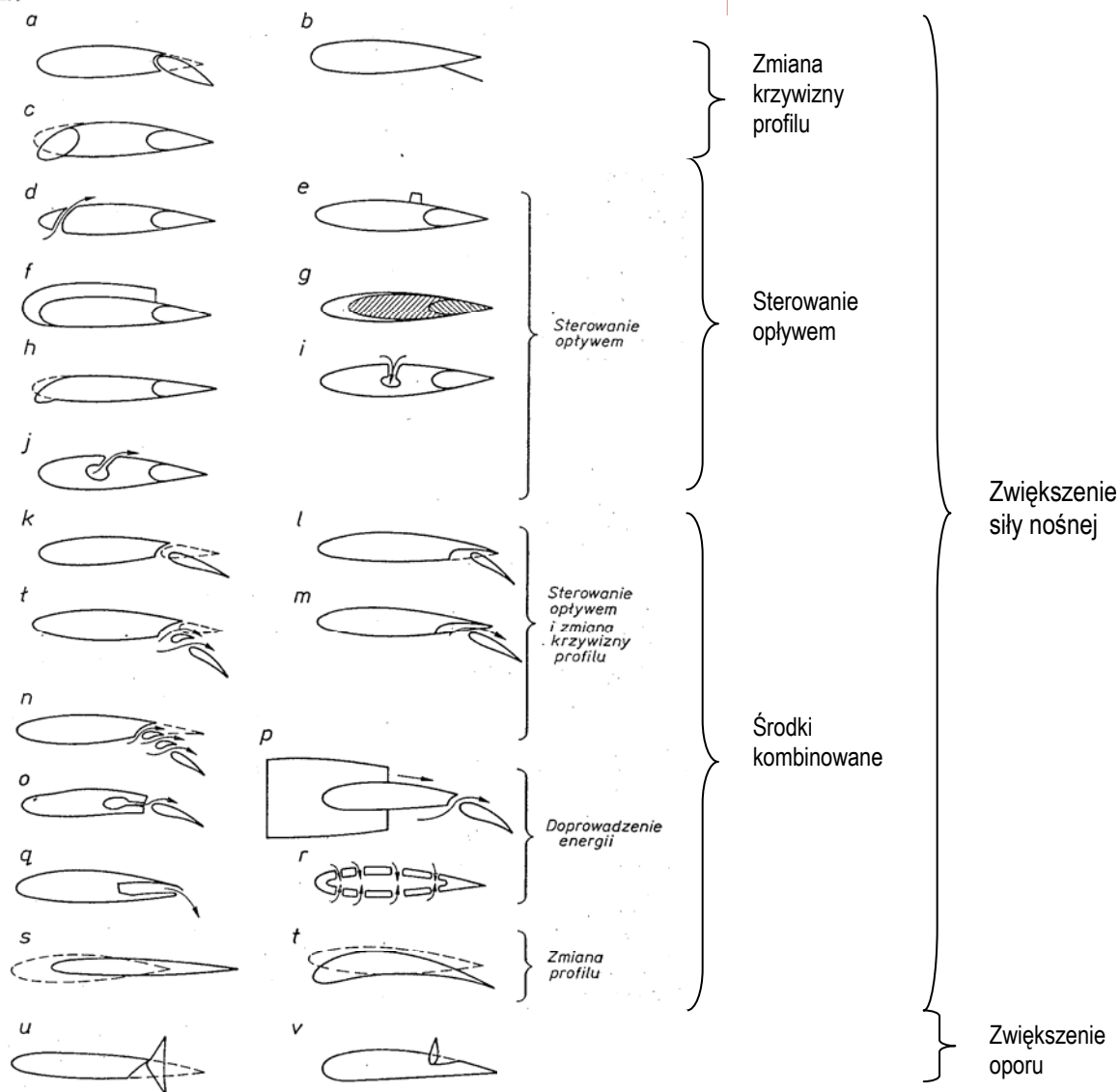
O d p o w i e d ź :

$$V_{lq} = \sqrt{\frac{2 \cdot 800}{0,125 \cdot 2,2 \cdot 13,5}} = 20,8 \text{ m/s} = 75 \text{ km/h}$$

Dzięki wypuszczeniu klap **możemy** zmniejszyć prędkość lądowania o 15 km/h.

PODZIAŁ MECHANIZACJI

rys. 12.4



Klasyfikacja zasadniczych rodzajów mechanizacji skrzydła

a — kłapa zwykła, b — kłapa krokodylowa, c — kłapa przednia, d — skrzela, e — zawirowywacze, f — kierownica, g — uskok krawędzi natarcia, h — zakrzywienie noska profilu, i — odsysanie warstwy przyściennej, j — zdmuchiwanie warstwy przyściennej, k — kłapa jednoszczelinowa zwykła, l — kłapa szczelinowa z przesuwną osią obrotu (kłapa CAGI), m — kłapa dwuszczelinowa, n — kłapa wieloszczelinowa, o — kłapa z nadmuchem wewnętrznym, p — kłapa z nadmuchem zewnętrznym, q — kłapa strumieniowa, r — sterowanie opływem laminarnym, s — skrzydło o zmiennej geometrii, t — skrzydło o zmiennym profilu, u — kłapa hamulcowa, v — przerywacze

Wszystkie urządzenia, których zadaniem jest

- 1/ zwiększanie nośności skrzydła przy zachowaniu stałej prędkości ruchu,
 - 2/ zmniejszanie prędkości minimalnej samolotu przy tym samym ciężarze startowym
- zwiększanie oporu samolotu**, poprzez:
- * zmianę krzywizny profilu,
 - * zwiększenie powierzchni skrzydeł,
 - * zabezpieczenie skrzydeł i usterzenia przed oderwaniem strumienia na dużych kątach natarcia,
 - * zmianę charakteru opływu skrzydła lub usterzenia,
- 3/ **poprawianie poprzecznej stateczności i sterowności na dużych kątach natarcia lub przy dużych prędkościach lotu**, tzn. zwiększanie jego manewrowości,
 - 4/ zmianę geometrii skrzydła lub samolotu w locie.
- nosząc wspólną nazwę **mechanizacji skrzydła**.

Wiadomo, że spadek siły nośnej przy małych prędkościach związany jest z oderwaniem strumienia z górnej powierzchni skrzydła na dużych kątach natarcia. Oderwanie strumienia następuje zwykle albo na krawędzi spływu i szybko rozprzestrzenia się wzdłuż cięciwy do przodu, albo na krawędzi natarcia i rozprzestrzenia się do tyłu wywołując w obu przypadkach gwałtowny spadek współczynnika siły nośnej C_z .

Zapobieganie oderwaniu polega na stworzeniu lepszych warunków opływu przy dużych kątach natarcia lub zwiększeniu energii strumienia w warstwie przyściennej.

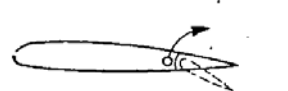
Może to być osiągnięte albo przez :

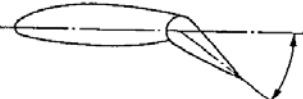
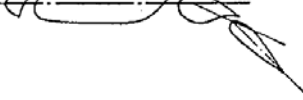
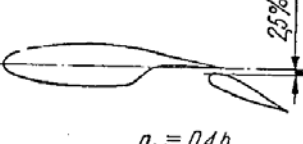
- 1/ doprowadzenie do strumienia energii (klapa strumieniowa, nadmuch), albo
- 2/ za pomocą środków aerodynamiczno-konstrukcyjnych (sloty, klapy, turbulizatory itp.).

Najlepsze efekty uzyskuje się przy zastosowaniu kilku środków mechanizacji i odpowiednim ich wykorzystaniu w poszczególnych fazach lotu. Prowadzi to jednak do znacznego skomplikowania konstrukcji płatowca, a zatem i do zmniejszenia niezawodności samolotu.

Charakterystyka mechanizacji skrzydła

(Dane dotyczą skrzydła prostego o następujących parametrach: $\lambda = 6$; $\bar{g} = 0,17$, $C_{zo} = 1,4$; $C_{xo} = 0,14$; $\alpha_{kr} = 17^\circ$; cięciwa klap tylnych $b_{kl} = 0,3b$; cięciwa klap przednich $b_{kl} = 0,05b$; sloty, klapy przednie i tylne umieszczone na całej rozpiętości skrzydła)

Rodzaj mechanizacji	Schemat	Optymalny kąt wychylenia S_{kl}	Kąt natarcia α przy C_{zmax}	Doskonałość K_s przy C_{zmax}	ΔC_{zmax}	ΔC_x przy C_{zmax}	$\frac{Q_{mech}}{S}$ kG/m ²
1	2	3	4	5	6	7	8
Kłapa podskrzydłowa (krokodylowa)		50	14	11,8	0,87	0,05	1,7
Podwójna kłapa Fowlera		60	12	17,8	1,7	0,035	5,6
Slot i kłapa Fowlera		40	20	19,2	1,85	0,03	6,1
Slot oraz kłapa szczelinowa Fowlera		50	24	18,1	1,95	0,045	6,3
Kłapa CAGI		55	13	15,6	1,4	0,04	4,7
Kłapa zwykła z nadmuchem $C_\mu = 0,3$		53			4,6		16,7
Kłapa strumieniowa $C_\mu = 8,0$		50			12,0		21,0

1	2	3	4	5	6	7	8
Kłapa ZAP		60	13	12,7	1,1	0,06	2,2
Kłapa zwykła		45	12	13	0,66	0,02	3,4
Kłapa jednoszczelinowa		45	18	14	0,07	0,01	3,0
Kłapa dwuszczelinowa		50	16	15,5	1,15	0,025	4,7
Kłapa przednia oraz dwuszczelinowa		40—70	20	16	1,4	0,04	7,2
Slot		—	28	11,2	0,4	0,02	
Slot oraz kłapa jednoszczelinowa		45	19	15,8	1,3	0,03	4,8
Slot oraz kłapa dwuszczelinowa		50	20	15,4	1,46	0,045	5,8
Kłapa Fowlera		40	13	19,6	1,54	0,01	4,7

Kłapy

Zmianę krzywizny profilu osiąga się dzięki wychyleniu do dołu:

- 1/przedniej części skrzydła - **klapy przednie**
- 2/ tylnej części skrzydła - **klapy tylne**.

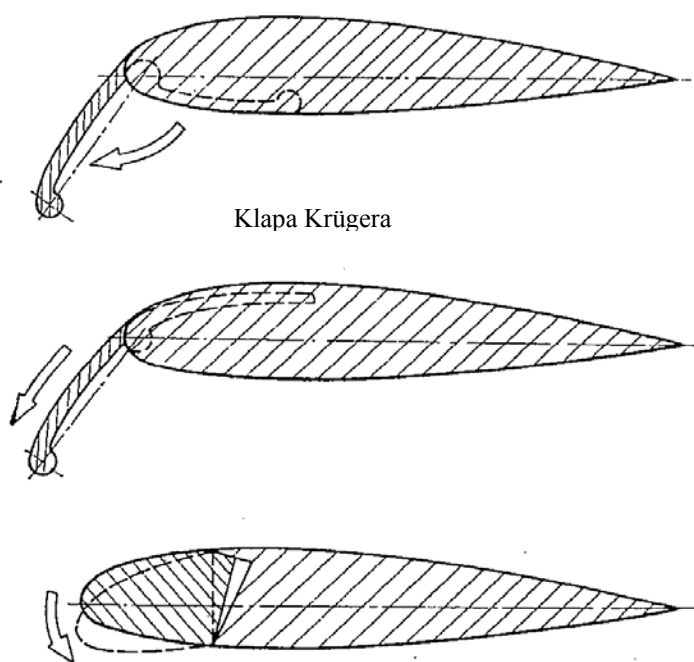
Kłapy przeznaczone są; **do zmniejszenia prędkości lądowania** samolotu, a wychylone na ogół o mniejszy kąt (startowy), wykorzystywane są **do zmniejszenia prędkości oderwania** samolotu podczas startu.

Kłapy przednie i zakrzywienie noska profilu.

Kłapy przednie znalazły zastosowanie w samolotach ze skrzydłami prostymi i skośnymi o ostrych krawędziach natarcia i cienkich profilach, w których ze względów konstrukcyjnych utrudnione jest stosowanie innego rodzaju mechanizacji lub w których maksymalne grubości profilu przesunięte są do tyłu poza 50% długości cięciwy.

Poprzez zwiększenie efektywnej krzywizny w przedniej części profilu następuje znaczny przyrost $\Delta\alpha_{kr}$ i $\Delta C_{z\ max}$, niemniej jednak praktycznie nie udaje się w całości wykorzystać wzrostu nośności w celu obniżenia prędkości startu i lądowania. Związane jest to z koniecznością wykonywania tych faz lotu na dużych kątach natarcia, co wpływa nie tylko na zmniejszenie widoczności z kabiny pilota, lecz przede wszystkim zmusza do stosowania wysokiego podwozia lub skrzydeł o zmiennym kącie zaklinowania. Ponieważ ze względu na ciężar podwozia kąty natarcia podczas startu i lądowania ogranicza się do $10\div 16^\circ$, klapy przednie nie znalazły szerszego zastosowania.

Spowodowane jest to również tym, że ich skuteczność jest większa w skrzydle o cienkim profilu oraz jest ujemna (tzn. występuje spadek siły nośnej i wzrost oporu) na małych kątach natarcia.



Kłapa Krügera

Na przydźwiękowych samolotach pasażerskich B-707, B-737, B-767 zastosowano klapy Krügera, wysuwane z górnej powierzchni lub wychylane z dolnej powierzchni skrzydła.

Na naddźwiękowych samolotach myśliwskich LOCKHEED F-104 i F-8A „Crusader” kłapę zwykłą /przemieszczenie krawędzi natarcia /.

Rys. 9.3. Przykłady rozwiązań kinematycznych klapy przednich

Na kilku samolotach min. Przydźwiękowym (Skyhawk), jak i naddźwiękowym (Hustler) zakrzywiono nosek profilu zarówno /patrz tabela/.

Nie powoduje zbyt dużego wzrostu oporu. Zarówno zaokrąglenie krawędzi natarcia, jak i zakrzywienie noska profilu stosowane jest tylko na skrzydłach z krawędziami poddźwiękowymi, uzyskanymi dzięki przyjęciu dużego kąta skosu. Krzywizna zmienia rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości, przybliżając go do idealnego (tzn. eliptycznego) i przybliża kierunek wektora siły nośnej do pionowego, dzięki czemu zmniejsza się składowa pozioma wypadkowej siły aerodynamicznej, tzn. opór czołowy.

Kłapy tylne

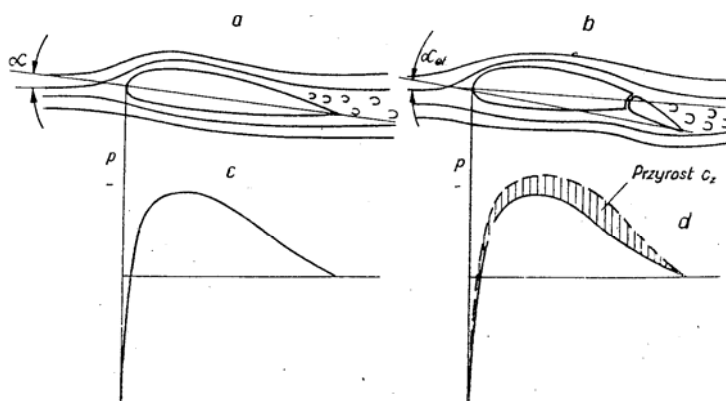
Efektywność działania kłap jest różna w zależności, od ich konstrukcji.

Zależy ona od wielkości cięciwy, kształtu kłapy lądowania i kąta wychylenia.

Zwykle stosuje się taką cięciwę kłap lądowania, która wynosi od 20 do 25% cięciwy skrzydła, a kąty wychylenia (w zależności od typu kłapy) wynoszą 25° , 45° lub 60° . Przyrost maksymalnego współczynnika siły nośnej na skutek wychylenia kłapy na kąt do lądowania, wynosi (w zależności od typu kłapy i parametrów skrzydła) od 40% do 100%. Wychylenie kłap lądowania zmniejsza krytyczny kąt natarcia o wartość 3° — 5° .

Do kłap o najprostszej konstrukcji należą:

- klapa zwykła,
- klapa krokodylowa



Rys. 4.7. Zwykła klapa lądowania

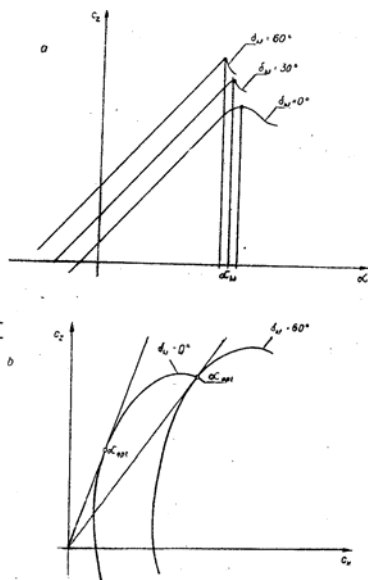
Na przykładzie kłapy zwykłej rozpatrzmy sens fizyczny działania kłap oraz ich charakterystyki

aerodynamiczne: $c_z = f(\alpha)$ i $c_z = f(c_x)$.

Działanie kłapy zwykłej polega na zwiększeniu krzywizny profilu, a tym samym na zwiększeniu prędkości przepływu strug na górnej jego powierzchni. Jednocześnie opuszczona w dół klapa powiększa efektywny kąt natarcia skrzydła i silnie wyhamowuje strugi powietrza pod skrzydłem — rys..

W rezultacie tego rośnie różnica ciśnień

nad i pod skrzydłem, powodując wzrost współczynnika siły nośnej — rys.



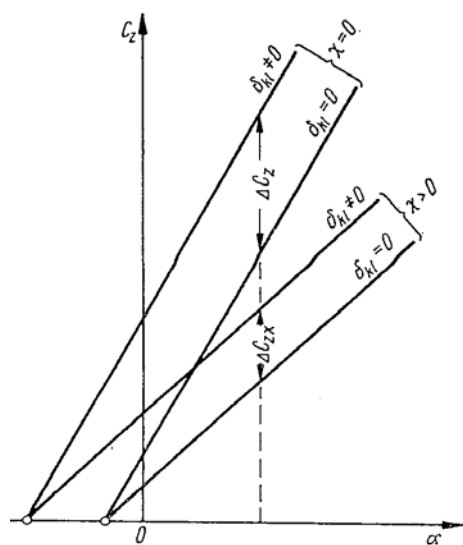
Rys. 4.8. Charakterystyki aerodynamiczne skrzydła z wychyloną kłapą lądowania:
a) $c_z = f(\alpha)$; b) $c_z = f(c_x)$

Zależność współczynnika siły- nośnej od kąta natarcia skrzydła gładkiego i z wychyloną kłapą o kąt 30° i 60° przedstawia rys..

Fakt wychylenia kłapy lądowania powoduje równoległe przemieszczenie wykresu $c_z = f(\alpha)$, z powodu zwiększenia krzywizny profili oraz wzrost c_{zmax} i spadek α_{kr} . Spadek α_{kr} , uwarunkowany jest tym, że efektywny kąt natarcia skrzydła przy wychylonej kłapie jest większy niż dla skrzydła gładkiego. Biegunową dla skrzydła z wychyloną kłapą lądowania pokazuje rys..

Z rysunku wynika, że wychylenie kłapy zmniejsza doskonałość samolotu (dzięki wzrostowi c_x).

Wpływ kształtu skrzydła na skuteczność mechanizacji. Wychylenie kłapy zwykłej lub krokodylowej praktycznie nie ma wpływu na tempo wzrostu $c_z = f(\alpha)$ charakteryzowane wartością



Wpływ kształtu skrzydła na skuteczność mechanizacji

pochodnej $\frac{dc_z}{d\alpha} = \tan \gamma$, w przedziale liniowym funkcji,

jednakże w sposób istotny wpływa na wartość kąta α przy $c_z = 0$. Zmiana kąta natarcia przy $C_z = 0$, wywołana wychyleniem kłapy, zależy od typu i parametrów geometrycznych mechanizacji.

W skrzydłach skośnych jest $\frac{dc_z}{d\alpha}$ jest znacznie mniejsze

aniżeli w prostych o dużym wydłużeniu. Oznacza to, że ze wzrostem kąta skosu przyrost siły nośnej Δc_z od mechanizacji maleje (rys.)

Skuteczność mechanizacji gwałtownie spada w skrzydłach skośnych na kątach natarcia bliskich krytycznym. Na przykład przy $\chi = 45^\circ$, $\eta = 4$ i $\lambda = 4,5$ wychylenie kłapy na kąt $\delta_{KL} = 60^\circ$ praktycznie nie wywołuje przyrostu C_z . Przy kątach skosu $\chi_{0,25} > 50^\circ$ kłapy zwykłe i krokodylowe na krytycznych kątach natarcia tracą zupełnie swoją skuteczność. Analogiczny wpływ na skuteczność kłap ma wydłużenie skrzydła: ze

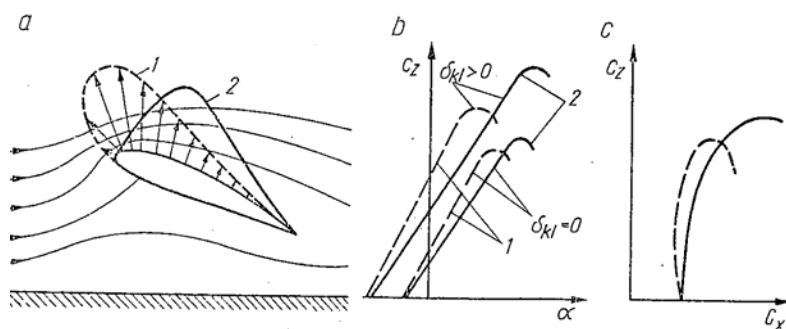
zmniejszeniem λ skuteczność kłap maleje.

Niekorzystny wpływ dużego skosu i małego wydłużenia na skuteczność mechanizacji i siłę nośną skrzydła prowadzi do konieczności stosowania bardziej efektywnych środków, jakimi są kłapy z przesuwną osią obrotu itp.

Poza tym niezbędne jest zwiększanie zbieżności skrzydła; w tym przypadku względna powierzchnia kłap wzrasta i w związku z tym wzrasta ich skuteczność. Niekiedy na górnej powierzchni skrzydła na odcinkach rozmieszczenia kłap zabudowuje się kierownice aerodynamiczne, które kierują strumień w przybliżeniu równoległe do ścianki kadłuba, co prowadzi do pewnego wzrostu skuteczności kłap. Większy efekt daje sterowanie warstwą przyścienną oraz zastosowanie kłap strumieniowych.

Wpływ ziemi na maksymalny współczynnik c_z .

W czasie ruchu samolotu w pobliżu ziemi fizyczne warunki opływu skrzydła zmieniają się, ponieważ powierzchnia ziemi ogranicza opływ. W tym przypadku skos strumienia za skrzydłem nie może rozwijać się tak, jak to ma miejsce na większej wysokości.



9.11. Wpływ ziemi na rozkład ciśnienia na profilu (a) oraz zmianę charakterystyk aerodynamicznych skrzydła (b, c)
1 — w pobliżu ziemi, 2 — z dala od ziemi

jednak maleje krytyczny kąt natarcia oraz ma miejsce zmniejszenie maksymalnego współczynnika siły nośnej (rys). W czasie lotu w pobliżu ziemi następuje niewielkie zmniejszenie współczynnika oporu. Jego przyczyną są siły zasysające, powstające w wyniku istnienia podciśnienia w pobliżu krawędzi natarcia i zmniejszenie skosu strumienia za skrzydłem (powierzchnia ziemi nie pozwala strumieniowi na przepływ do dołu). Pierwsze prowadzi do tego, że zmniejsza się opór ciśnienia — biegunowa skrzydła przemieszcza się w lewo, a drugie prowadzi do zmniejszenia indukowanego oporu skrzydła — biegunowa posiada mniejszy kąt pochylenia (rys.e).

W wyniku zwiększenia ciśnienia pod skrzydłem na krawędzi natarcia skrzydła znacznie wzrasta prędkość, co prowadzi do zmiany rozkładu ciśnienia na profilu (rys.a). Ponieważ wzrasta dodatni gradient ciśnienia, taka zmiana rozkładu sprzyja oderwaniu warstwy przyścienną na górnej powierzchni skrzydła. Zmiana rozkładu ciśnienia na górnej i dolnej powierzchni prowadzi również do wzrostu współczynnika siły nośnej C_z przy danym kącie natarcia α . Przy tym

Pokazana zmiana rozkładu ciśnienia ma jeszcze bardziej wyraźny wpływ w skrzydle z wychyloną mechanizacją (rys.b).

Współczynnik $c_{z \max}$ skrzydła z wychyloną klapą zmniejsza się w wyniku szybkiego wzrostu ciśnienia i spadku prędkości strumienia pod skrzydłem. Z tego względu podciśnienie w końcowej części profilu (na górnej powierzchni skrzydła) maleje, a w przedniej rośnie, co jest powodem wcześniejszego powstawania oderwania strumienia. Prowadzi to oczywiście do zmniejszenia α_{kr} i $c_{z \max}$. W celu polepszenia opływu skrzydła w locie w pobliżu ziemi mogą być wykorzystywane klapy przednie.

Wpływ ziemi powoduje wyjątkowo intensywny spadek wartości α_{kr} i $c_{z \max}$ takich skrzydeł, na których oderwanie strumienia rozpoczyna się na odcinku umieszczenia klap już z dala od ziemi, tzn. w skrzydłach o małej zbieżności ($\lambda < 2$) lub mających w częściach przykadłubowych profile o mniejszej nośności.

Sterowaniem warstwą przyścienną nazywamy oddziaływanie za pomocą urządzeń mechanicznych lub energetycznych zaliczanych do mechanizacji skrzydła na strumień powietrza opływający samolot, a zwłaszcza skrzydła:

1/dla zapobieżenia spadkowi energii kinetycznej, a tym samym narastaniu grubości warstwy przyściennej i jej oderwaniu od powierzchni opływanej,

2/dla utrzymania przepływu laminarnego na maksymalnie dużej powierzchni skrzydła, w celu uzyskania maksymalnej wartości współczynnika nośności c_z lub minimalnego współczynnika oporu c_x , w wybranych fazach lotu /start, lądowanie, lot na dużych kątach natarcia z małą prędkością/, lub niekiedy w czasie całego lotu.

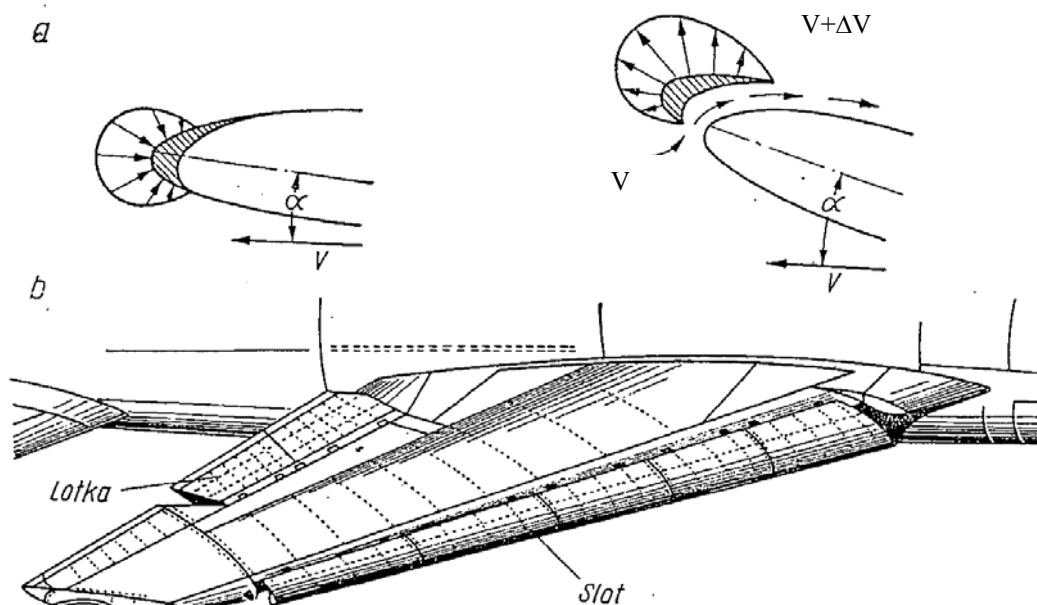
Do pierwszej grupy zaliczyć można szeroko znane i od dawna już wykorzystywane słoty (skrzela) i klapy szczelinowe oraz kierownice aerodynamiczne (grzebień kierujący) i energetyczne (uskok krawędzi natarcia) oraz wytwornice wirów (turbulizatory). Do grupy drugiej zalicza się klapy z nadmuchem, odsysanie lub zdmuchiwanie warstwy przyściennej, klapy strumieniowe oraz sterowanie opływem laminarnym.

Slot /skrzela/.

/W tłumaczeniu z języka angielskiego – szczelina/.

Najprostszą i najstarszą metodą sterowania warstwą przyścienną jest stosowanie slotów na krawędzi natarcia skrzydła.

Sloty budowane są w wersji stałej (małe prędkości) i ruchomej (dla samolotów latających z prędkościami maksymalnymi przydźwiękowymi), tworzącej ze skrzydłem profilowaną szczelinę o zmniejszającej się powierzchni przekroju (a).



Rys. 9.13. Zasada pracy slotu (a) oraz slot zastosowany na samolocie przydźwiękowym ze skrzydłem skośnym (b) firmy NORTH AMERICAN F-100 „Super Sabre”

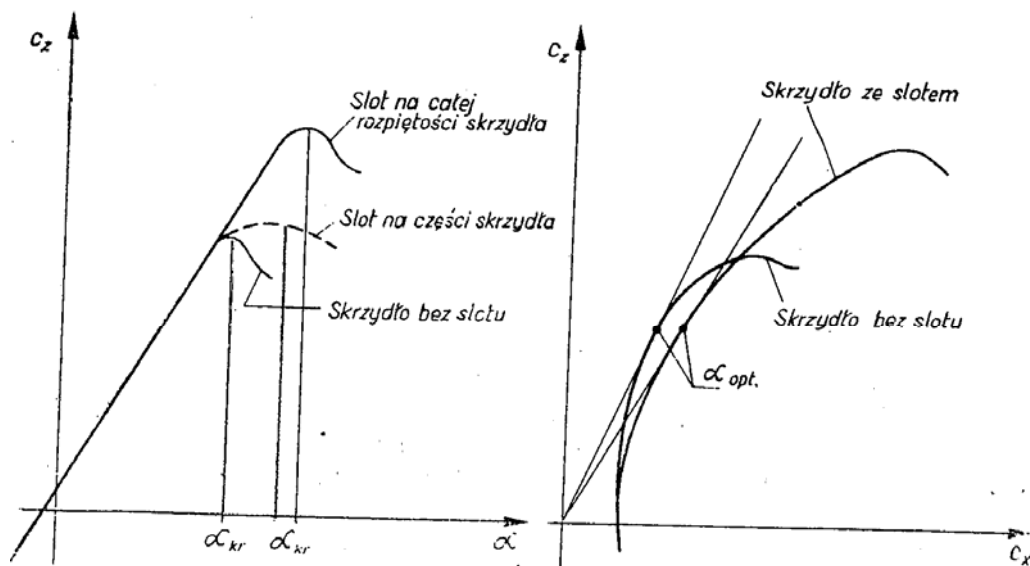
Strumień wychodzący ze szczeliny, przy opływie skrzydła na dużych kątach natarcia ma dużą prędkość i jest skierowany wzdłuż stycznej do powierzchni, dlatego „wzbogaca” warstwę przyścienną w energię kinetyczną, co znacznie opóźnia oderwanie strumienia.



Dzięki temu wzrasta nie tylko C_{zmax} o $0,8 \div 1,0$, lecz także α_{kr} o $8 \div 12^\circ$ (rys.).

Wzrasta również c_{xp} o $0,02 \div 0,04$.

Zwiększenie α_{kr} komplikuje zastosowanie slotu podczas lądowania, ponieważ wymaga znacznego zwiększenia długości goleni podwozia. Niekiedy slot wykorzystywany jest w celu zwiększenia α_{kr} w locie (co polepsza charakterystyki przeciwkorkociągowe skrzydła), a także w celu polepszenia pracy lotek na dużych kątach natarcia.



Rys. 4.10. Charakterystyki aerodynamiczne skrzydła ze slotami:

a) $c_z = f(\alpha)$; b) $c_z = f(c_x)$

Wysunięcie slotów ruchomych odbywa się a/samoczynnie pod wpływem sił aerodynamicznych.

Na małych kątach natarcia siły aerodynamiczne /nadciśnienie działające na nosek profilu /przyciskają slot do skrzydła (rys.a); a dużych kątach natarcia siły aerodynamiczne /podciśnienie działające na nosek profilu/ odciągają slot od krawędzi natarcia.

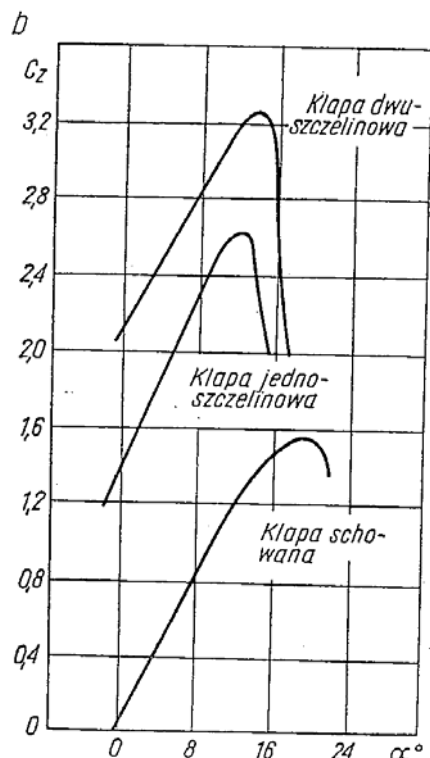
b/przy pomocy silników elektrycznych lub hydraulicznych, sterowane przez pilota.

Skuteczność slotu wzrasta wraz ze zwiększeniem jego cięciwy, jednakże ze względów konstrukcyjnych zwykle jest ona ograniczona do $12 \div 15\%$ cięciwy profilu podstawowego.

Kłapy tylne szczelinowe.

Podobny charakter pracy slotu obserwuje się również w klapach szczelinowych /patrz tabela/.

Kłapy jedno- lub dwuszczelinowe z przesuwną osią obrotu dają efekt wielostronny.



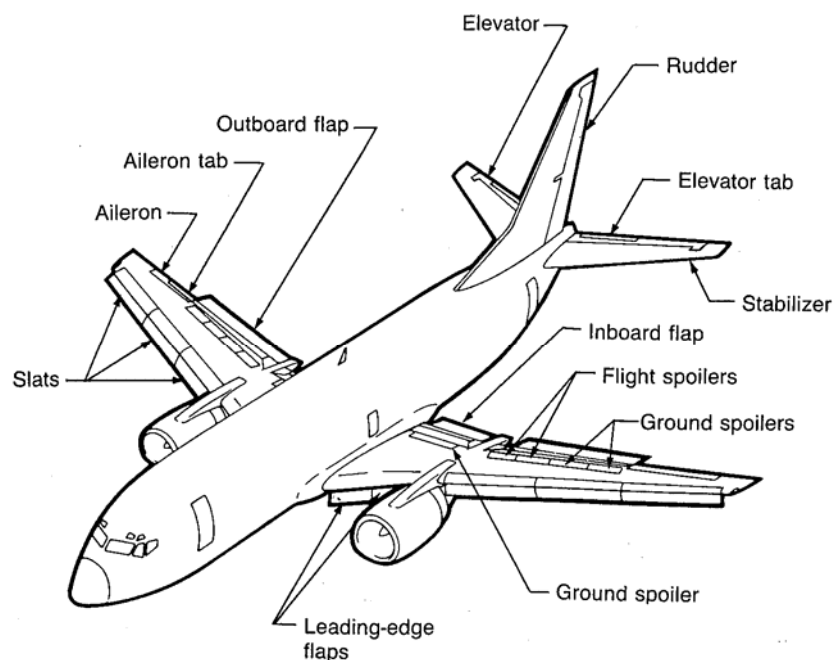
Przy ich wypuszczeniu zwiększa się krzywizna profilu oraz powierzchnia nośna skrzydła. Przechodzący przez szczeliny strumień dolny przyspiesza górny i mieszając się z silnie zahamowaną warstwą przyścienną na górnej powierzchni kłapy, zwiększając jego energię zapobiega oderwaniu. Kłapy wszystkich typów nie zmieniają pochylenia krzywej zależności współczynnika siły nośnej c_z w funkcji kąta natarcia α , lecz podnoszą ją tylko do góry (rys.) i praktycznie nie zmieniają kąta natarcia, odpowiadającego maksymalnej sile nośnej.

Kłapy wieloszczelinowe są mechanizmem złożonym oddziałującym na warstwę przyścienną w różnych miejscach. Z tego względu części składowe kłapy ustala się w określonym położeniu względem siebie w celu utworzenia szczeliny o określonej wysokości i profilu. Jeżeli jest to osiągnięte, to dwu- i trzyszczelinowe kłapy umieszczone na całej rozpiętości skrzydła.

Największe przyrosty współczynników c_z osiągane są przy połączeniu kilku elementów mechanizacji.

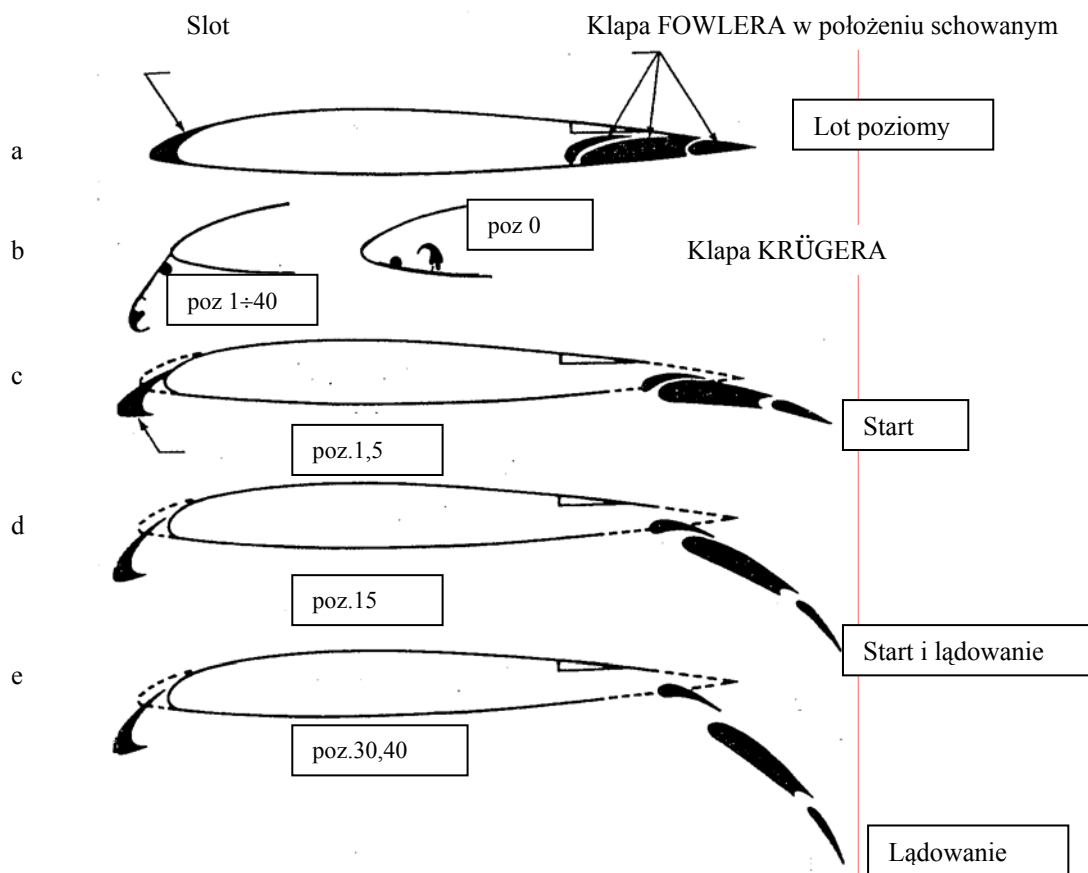
Przy zastosowaniu slotu na krawędzi natarcia i kłapy / dwu- a nawet trzy- / szczelinowej Fowlera na krawędzi spływu osiąga się przyrost współczynnika $\Delta c_z = 1,95$.

Przykładem takiego połączenia kilku elementów mechanizacji są samoloty B-737, B-767.



ELEMENTY MECHANIZACJI ZABUDOWANE NA B-737

Slats – sloty,
Leading-edge flaps – kłapy na krawędzi natarcia /KRÜGERA/,
Inboard flap – kłapy na krawędzi spływu – wewnętrzne,
Outboard flap – kłapy na krawędzi spływu, zewnętrzne,
Flight spoilers – spojlerzy używane w locie i na ziemi,
Ground spoilers – spojlerzy używane tylko na ziemi,



Na krawędzi natarcia skrzydła zabudowano:

- klapy KRÜGERA –pomiędzy kadłubem i silnikami,
- sloty – od silników do końcówki skrzydła.

Na krawędzi spływu zabudowano klapy składające się z segmentów, oddzielonych od siebie szczeliną /slotem/.

Elementy mechanizacji wychylane są do pozycji **/nie jest to wartość kątowa/** 1,5,15,30,40.

W zależności od fazy lotu powodują:

- zwiększenie krzywizny profilu,
- zwiększenie powierzchni nośnej,
- zapobiegają oderwaniu się strumienia.

Lot poziomy- pozycja 0

Start - pozycja 1,5 lub 15 w zależności od ciężaru.

Lądowanie - pozycja 15, 30 lub 40 w zależności od ciężaru.

Rys.a – położenie elementów mechanizacji w czasie lotu poziomego.

Sloty przysunięte do krawędzi natarcia, segmenty klap – zsunięte.

Elementy mechanizacji wpisane w obrys skrzydła dla zapewnienia minimalnego c_x .

Rys.b – Klapy przednie KRÜGERA w położeniu schowanym i w położeniu wypuszczonym /w każdej z pozycji/,

Rys.c – Sloty wysunięte do pozycji pośredniej, w której nosek slotu przemieścił się do dołu /dla zwiększenia krzywizny profilu/, ale szczelina jest jeszcze zasłonięta.

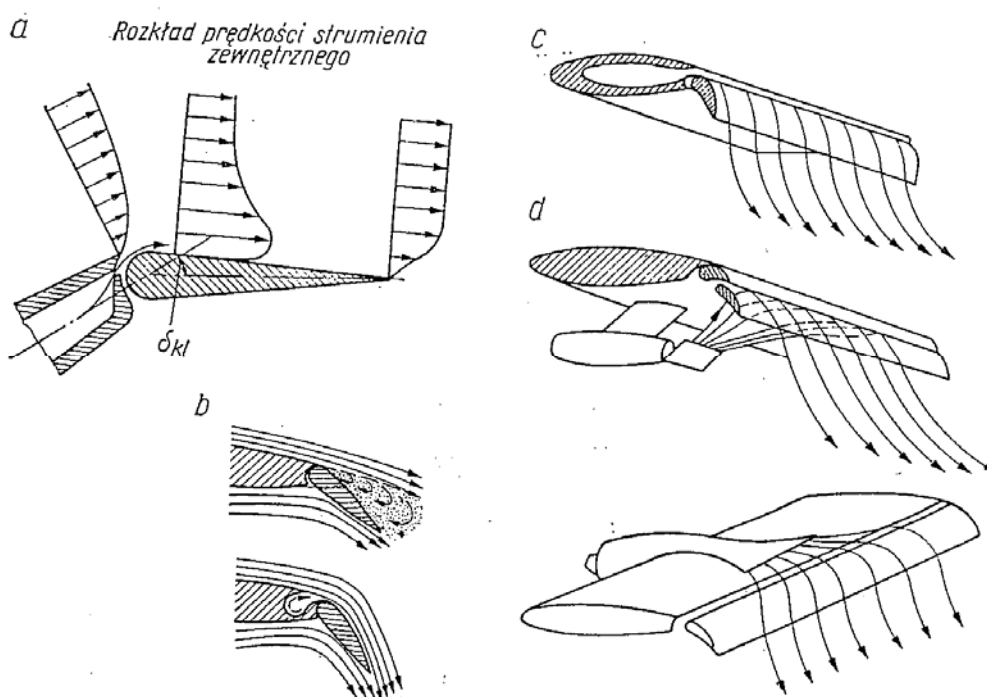
Rys.d, Rys e – szczelina slotu jest odsłonięta dla przepływu powietrza z dolnej powierzchni na górną

Wychylanie slotów i klap tylnych jest zsynchronizowane:

- przy wychylaniu – najpierw wysuwane są sloty, a później klapy,
- przy chowaniu – najpierw chowane są klapy, a potem sloty.



Kłapy z nadmuchem. Dalszy wzrost skuteczności mechanizacji możliwy jest jedynie przy doprowadzeniu do strumienia energii z zewnątrz. Prowadzi to do konieczności stosowania

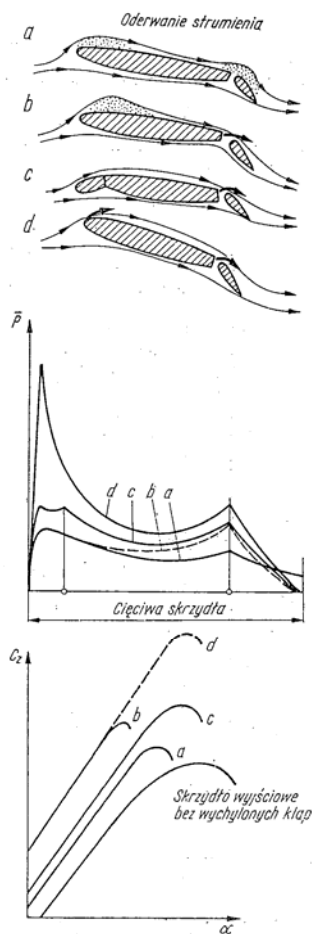


Rys. 9.19. Zasada działania kłapy z nadmuchem

m.in. kłap z nadmuchem. Zasada działania takich kłap przedstawiona jest na rys. Do nadmuchu wykorzystuje się powietrze ze sprężarek turbinowych silników odrzutowych lub śmigłowych (rys. c) lub gazy spalinowe (rys. d). Szczelinę wylotową umieszcza się tuż przed kłapą lub na krawędzi kłapy (zwykłej lub szczelinowej), tak aby wydmuchiwany strumień był skierowany stycznie do górnej powierzchni kłapy. W czasie opływania kłapy oddaje on swą energię kinetyczną warstwie przyściennej, dzięki czemu ma miejsce zwiększenie jej prędkości (v) oraz przejście z ruchu laminarnego w burzliwy (mniej wrażliwy na oderwanie). Pozwala to na stosowanie nawet bardzo dużych kątów wychylenia zapewniających dużą skuteczność kłap. Zwiększenie prędkości w warstwie przyściennej nie tylko zapobiega oderwaniu

strumienia (rys.) nad klapą, lecz także zwiększa panujące tam podciśnienie i oczywiście nośność skrzydła.

Przykład zmiany rozkładu ciśnienia względnego $\bar{p}$ oraz współczynnika siły nośnej c_z w wyniku zastosowania zdmuchiwania warstwy przyścienniej z krawędzi natarcia skrzydła i kłapy przedstawiono na rys. Jak z niego wynika, najbardziej skuteczne jest stosowanie kłap przednich



Rys. 9.20. Zmiana rozkładu ciśnienia względnego $\bar{p}$ oraz współczynnika siły nośnej

za pomocą nadmuchu. Dla wszystkich bowiem krzywych charakterystyczne są dwa odcinki, w przybliżeniu prostoliniowe, nachylone pod różnymi kątami. Na pierwszym z nich większy przyrost Δc_z przy małych wartościach impulsu wyjaśnia się działaniem strumienia na warstwę przyścienną; na drugim większe wartości impulsu — wzrostem cyrkulacji i efektem samego strumienia (siłą jej reakcji). Z energetycznego punktu widzenia, bardziej celowe jest wykorzystywanie pierwszych odcinków krzywych, na których przyrost Δc_z osiągany jest przy mniejszych stratach energii (ilości powietrza pobranego ze sprężarki silnika). W celu wyjaśnienia wpływu impulsu c_μ na własności nośne skrzydła na rys. b przedstawiono krzywe $c_{z\max}$ i K_s w funkcji c_μ . Z wykresów widać, że i w tym przypadku największy przyrost obserwuje się na odcinku $c_\mu = 0,1 \div 0,2$. W praktyce impuls o takiej wielkości jest możliwy do zrealizowania, co pozwala na uzyskanie $\Delta c_z = 1,3 \div 1,65$ i oczywiście zmniejszenie prędkości startu o 35÷40% oraz długości rozbiegu w przybliżeniu 2 razy.

Podstawową wadą kłap z nadmuchem jest fakt, że ze sprężarki silnika nie można odprowadzać więcej niż 5÷10% zassanego przez nią powietrza, ze względu na dopuszczalną temperaturę pracy turbiny. Pobór gazów wylotowych jest bardziej złożony konstrukcyjnie ze względu na ich wysoką temperaturę, co zmusza do stosowania dysz i przewodów wykonanych ze stali żaroodpornej. Komplikuje się przy tym konstrukcja i wzrasta jej ciężar.

Wadą rozwiązań przedstawionych na rys. d jest konieczność zastosowania materiałów żarowytrzymałych w konstrukcji nie tylko kłapy, lecz i skrzydła, co również komplikuje konstrukcję (konieczność uwzględnienia naprężeń termicznych).

Niemniej jednak kłapy z nadmuchem znalazły szerokie zastosowanie w wielu samolotach myśliwskich i pasażerskich. Zastosowano je m.in. na amerykańskich samolotach serii 100: F-100 (od modyfikacji D), F-101 i F-104 (nadmuch stosowany automatycznie po wychyleniu kłap o kąt $\delta k \geq 15^\circ$) oraz F-4C (nadmuch na kłapy przednie i tylne), brytyjskich „Scimitar” i „Buccaneer”,

zwykłych i tylnych z nadmuchem (c) lub tylko kłap tylnych z jednoczesnym nadmuchem krawędzi natarcia skrzydła (d).

W przypadku skrzydeł o cienkich profilach i dużych kątach skosu wraz ze wzrostem skuteczności kłap następuje wcześniejsze oderwanie strumienia na krawędzi natarcia. Pociąga to za sobą oczywiście zmniejszenie α_{kr} . Zastosowanie kłapy przedniej lub nadmuchu krawędzi natarcia stan taki przesunę na większe kąty natarcia, umożliwia więc lepsze wykorzystanie nośności kłap tylnych z nadmuchem.

Podstawowym parametrem charakteryzującym skuteczność stosowania nadmuchu jest impuls dodatkowego strumienia.

$$c_\mu = \frac{m \cdot V}{q \cdot S}, \text{ gdzie:}$$

m -masa powietrza wydmuchiwanego w ciągu 1 sek.,

V -prędkość wylotu ze szczeliny,

S -powierzchnia skrzydeł objęta nadmuchem,

$$q\text{-ciśnienie dynamiczne } q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

Jak widać z rys. a współczynnik siły nośnej Δc_z rośnie gwałtownie wraz ze wzrostem c_μ aż do pewnej wartości, którą można uznać za granicę opłacalności sterowania warstwą przyścienną

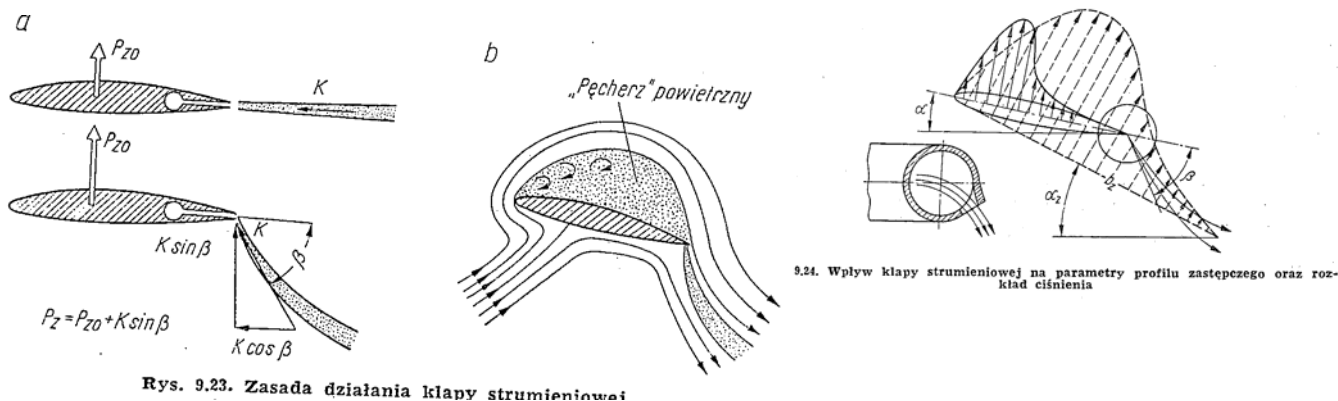
szwedzkim „Viggen” (klapy skrzydła przedniego) oraz francuskim Etendard IV M (nadmuch na klapy przednie i tylne).

Ciekawy rodzaj klapy z doprowadzeniem energii z zewnątrz zastosowano na samolocie „Bronco” (rys.). Źródłem dodatkowej energii kinetycznej jest obracający się przed klapą cylinder. Po wychyleniu klapy nad górną powierzchnię skrzydła wysuwany jest długi cylinder, który obracając się z dużą prędkością praktycznie nie ma wpływu na wzrost oporu.

Dzięki temu, że na górną powierzchnię klapy oddziałuje strumień powietrza spływający z obracającego się cylindra o prędkości obwodowej większej od prędkości strumienia V , następuje zwiększenie energii kinetycznej w warstwie przyściennej.

Zapobiega to jej oderwaniu. Przy wychyleniu klapy o kąt $\delta\alpha = 60^\circ$ i stosunku $\frac{u}{V} = 5,8$ otrzymano $C_z \max = 4,1$ (przy $u=0$ i $C_z \max = 1,4$). W czasie badań stwierdzono, że zjawisko oderwania nie zachodziło nawet przy wychyleniu klapy o kąt $\delta\alpha = 100^\circ$.

Klapy strumieniowe. Przy dużych impulsach c_μ (rzędu jedności lub więcej) przyrost C_z następuje głównie dzięki wzrostowi cyrkulacji. W tym przypadku sam strumień powietrza odgrywa rolę pewnego rodzaju klapy, dlatego też stosowanie



Rys. 9.23. Zasada działania klapy strumieniowej

mechanizacji aerodynamicznej, ze względu na skomplikowanie i wzrost ciężaru konstrukcji, jest niecelowe. Działanie klapy strumieniowej polega na wydmuchiwaniu strumienia gazów z silnika pod określonym kątem ze specjalnej szczeliny (dyszy) umieszczonej na krawędzi spływu skrzydła. W locie z dużą prędkością strumień może być skierowany poziomo (rys. a) i wytwarza wówczas ciąg niezbędny do pokonania oporów aerodynamicznych, a w czasie startu i lądowania jest skierowany pod określonym kątem dając pewną składową pionową. W ostatnim przypadku obraz przepływu ulega radykalnej zmianie, ponieważ punkt wejścia przesuwają się z noska na dolną powierzchnię skrzydła (rys. b).

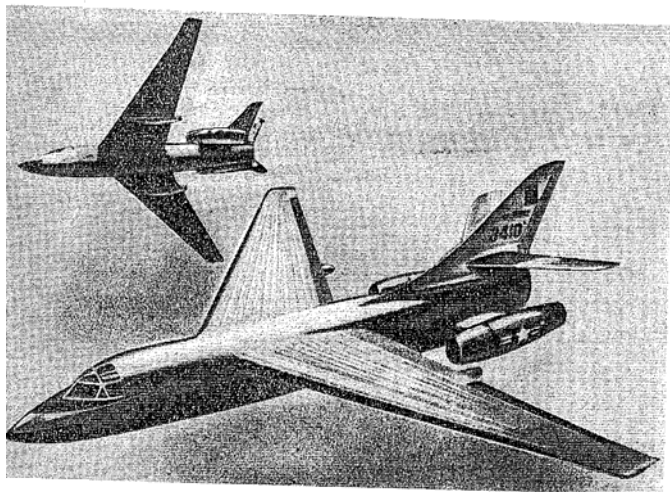
Wskutek opływu strumienia dookoła ostrej krawędzi natarcia występuje tam oderwanie, ale strumień zewnętrzny ponownie zostaje „przyssany” do profilu w miejscu wypływu strumienia wewnętrzny z dyszy. Wskutek tego nad skrzydłem tworzy się „pęcherz” nieruchomego powietrza, w którym panuje podciśnienie. Pęcherz ten uzupełnia jak gdyby kształt profilu, zwiększając jego grubość, wypukłość i cięciwę (rys.).

W ten sposób strumień zewnętrzny opływa skrzydło zastępcze o dużej cięciwie i krzywiźnie, co prowadzi do zmiany rozkładu ciśnienia na skrzydle rzeczywistym i wzrostu nośności jego tylnej części.

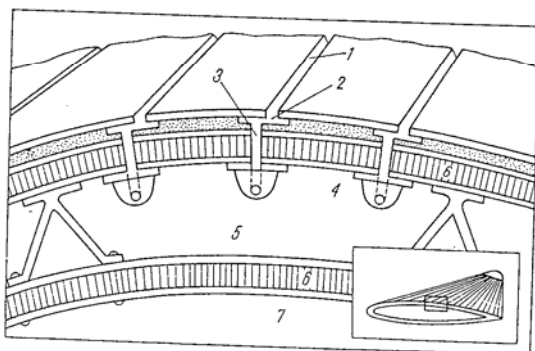
Na skrzydło działa także składowa pionowa $K \cdot \sin \beta$ zwiększająca wartość P_{z0} do wartości P_z (rys. a). Jak wynika z badań, jej udział w zwiększaniu c_z nie przekracza 15÷20% (rys.), zwłaszcza przy $c_\mu \leq 2 \div 3$. Przyrost c_z wynikający z działania klapy strumieniowej wzrasta wraz ze wzrostem kąta pochylenia strumienia β i impulsu c_μ .

Praktyczne zastosowanie klap strumieniowych na współczesnych samolotach o ciągu jednostkowym

$$\frac{K}{Q} \approx 1 \text{ umożliwia osiągnięcie } C_z = 3,0 \div 4,0.$$



s. 9.29. Samolot doświadczalny NORTHROP X-21A z laminaryzowanym opływem skrzydeł



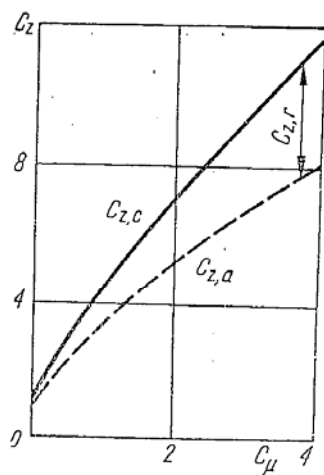
Rys. 9.30. Szczeliny i układ kanałów w skrzydle samolotu X-21A
1 — szczelina, 2 — kanał zbiorczy, 3 — otwór, 4 — kolektor, 5 — wewnętrzny kanał
owadający, 6 — pokrycie o konstrukcji przekładkowej, 7 — kanał

skrzydło na małej wysokości i przy małej prędkości (w locie na dużych kątach natarcia) w przypadku wystąpienia podmuchów pionowych wstępujących.

Ze względu na konieczność stosowania nowych materiałów w budowie płatowca oraz względy stateczności, klapy strumieniowe nie wyszły obecnie poza stadium prób. Istotną wadą klapy strumieniowej jest powstawanie dużego momentu pochylającego od składowej pionowej $K \sin \beta$. W celu jego zrównoważenia niezbędne jest znaczne wychylenie steru wysokości do dołu (co zmniejsza siłę nośną samolotu) i zwiększenie jego skuteczności przy małych prędkościach lub zastosowanie takiej klapy, by reakcja strumienia przechodziła przez środek ciężkości samolotu.

Natomiast dodatkową zaletą klapy strumieniowej jest to, że kąt natarcia odpowiadający $C_{z \max}$ wraz ze wzrostem c_u początkowo maleje (do $c_u \approx 2,0$), a następnie dość szybko wzrasta. Odróżnia to w sposób szczególny klapy strumieniowe od pozostałych, dla których kąt odpowiadający $C_{z \max}$ przy wzroście kąta δ_{kl} maleje.

Dzięki temu klapy strumieniowe, poza znacznym polepszeniem nośności skrzydła przy małych prędkościach, odsuwają zjawisko oderwania strumienia na większe kąty natarcia i jednocześnie zabezpieczają samolot przed niebezpieczeństwem zwalania się na



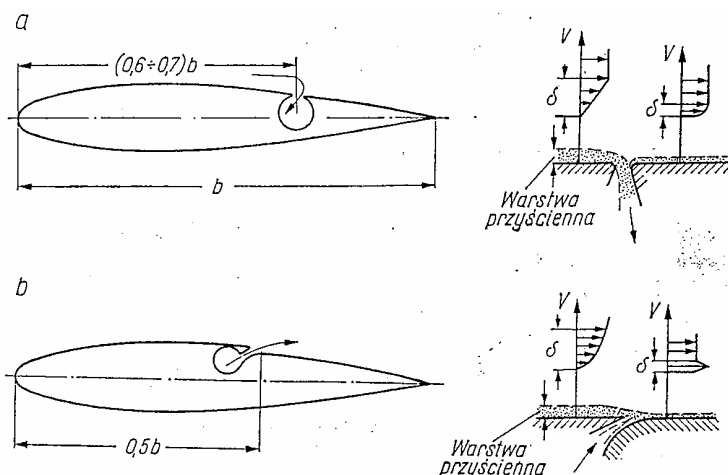
9.25. Zmiana C_z w funkcji C_μ skrzydła wyposażonego w klapy strumieniową
kres a dotyczy przyrostu C_z wynikającego ze zmiany rozkładu sił aerodynamicznych na profilu, r — od składowej pionowej $K \sin \beta$)

Sterowanie opływem laminarnym

Wyżej wspomniano, że jednym ze sposobów poprawy charakterystyk skrzydła, jest odsysanie warstwy przyściennej.

Jeżeli jest ono realizowane tylko w określonych miejscach skrzydła, to zaliczamy go do urządzeń sterujących warstwą przyścienną.

Jeśli warstwa przyścienna odsysana jest z całej powierzchni skrzydła, to ten sposób zwiększania nośności skrzydła określa się jako sterowanie opływem laminarnym.



Rys. 9.26. Rozkład prędkości V i zmiana grubości δ warstwy przyściennej przed i po jej zassaniu (a) lub zdmuchnięciu (b)

Odsysanie zwiększa prędkość strumienia opływającego skrzydło przez odprowadzenie z niego cząsteczek powietrza, które ze względu na istnienie sił tarcia utraciły energię kinetyczną.

Zmniejszenie grubości warstwy oraz zwiększenie jej energii (rys.a) zabezpiecza skrzydło przed oderwaniem strumienia na części położonej przed punktem odsysania, za którym tworzy się nowa warstwa.

Prowadzi to do znacznego przyrostu $c_{z \max}$ z jednoczesnym spadkiem $c_{x \max}$ (związany z wydłużeniem laminarnej strefy warstwy przyściennej; rys), co podwyższa doskonałość skrzydła i samolotu. Ten rodzaj odsysania zastosowano na szwedzkim samolocie myśliwskim SAAB J-35A „Draken”.

Jak wynika, z rys, laminaryzacja przepływu całego skrzydła za pomocą ciągłego odsysania warstwy przyściennej prowadzi w przybliżeniu do pięciokrotnego zmniejszenia oporu.

Tak znaczne zmniejszenie oporu prowadzi oczywiście do odpowiedniego wzrostu doskonałości aerodynamicznej samolotu, od której zależy bezpośrednio ciąg niezbędny zespołu napędowego oraz zasięg. Niewątpliwe korzyści, jakie wynikają z laminaryzacji przepływu sprawiły, że przeprowadzone zostały niezbędne badania oraz obliczenia, które pozwalają na określenie korzyści, jakie można osiągnąć przez laminaryzację przepływu, zwłaszcza w samolotach o dużym zasięgu.

Na przykład porównanie dwóch samolotów o tym samym ciężarze użytecznym. (23 000 kG) i tym samym ciężarze startowym, z których jeden ma skrzydła klasyczne, a drugi laminaryzowane, wykazuje możliwość zwiększenia zasięgu tego drugiego o 60% (rys.).

Zakładając natomiast alternatywnie ten sam zasięg, ciężar startowy samolotu z powierzchniami laminaryzowanymi będzie o 18% mniejszy. Pociąga to oczywiście za sobą różnicę w kosztach eksploatacji, która zwiększa się w miarę wzrostu zasięgu.

Powyższe przykłady wykazują, jak ważnym czynnikiem w zmniejszaniu oporu może być sterowanie opływem laminarnym, dające w, efekcie zwiększony zasięg i mniejsze koszty przelotu. Niemniej jednak dotychczasowe próby przeprowadzone na samolotach brytyjskich D.H.100 „Vampire” i H.P. 113 oraz amerykańskich F-94, X-21A (rys.) i XV-11A tylko częściowo potwierdziły tak optymistyczne przewidywania. Wiąże się to oczywiście z technicznymi możliwościami współczesnego lotnictwa zapewnienia opływu laminarnego na 100% powierzchni (dolnej i górnej skrzydła).

Na przykład na samolocie X-21A (modyfikacja samolotu bombowego B-66 ze skrzydłami samolotu pasażerskiego DC-8 wykonanymi w podziałce 1 : 2,5) po wielu latach prób udało się zlaminaryzować zaledwie 50 — 70% powierzchni. Warstwa przyścienna w tym samolocie odsysana jest przez specjalne sprężarki umieszczone w dwóch gondolach podskrzydłowych. Odsysanie odbywa się przez szczeliny rozmieszczone wzdłuż rozpiętości (rys.) o łącznej długości 5,17 km i szerokości od 0,0625 do 0,20 mm (w samolocie XV-11A zamiast szczelin zastosowano otwory o średnicy 0,76 mm). Powietrze ze szczelin poprzez ponad 800 000 otworów odprowadzane jest przez około 70 000 kolektorów zbiorczych do kanału odprowadzającego.

Liczby te oraz wymiary szczelin i otworów wskazują, jak poważne problemy techniczne wiąże się z tego rodzaju rozwiązaniem (jak wynika z danych opublikowanych przez firmę Northrop, rozszerzenie laminaryzacji na pozostałą część skrzydła wymaga zwiększenia liczby szczelin). Dalsze trudności uniemożliwiające (chwilowo?) zastosowanie sterowania opływem laminarnym w samolotach seryjnych wynikają z konieczności zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości i sztywności skrzydeł, zwłaszcza w warunkach działania obciążeń dynamicznych i cyklicznych /zasadniczy wpływ na wytrzymałość zmęczeniową mają ośrodki koncentracji naprężeń, a więc szczeliny i otwory/.

Mechanika lotu

Przedmiot mechaniki lotu

Mechanika lotu rozpatruje ruchy samolotu oraz siły działające na samolot podczas lotu.

Rozróżnia się loty (ruchy):

- ustalone,
- nieustalone.

Siły działające na samolot w czasie lotu można podzielić na:

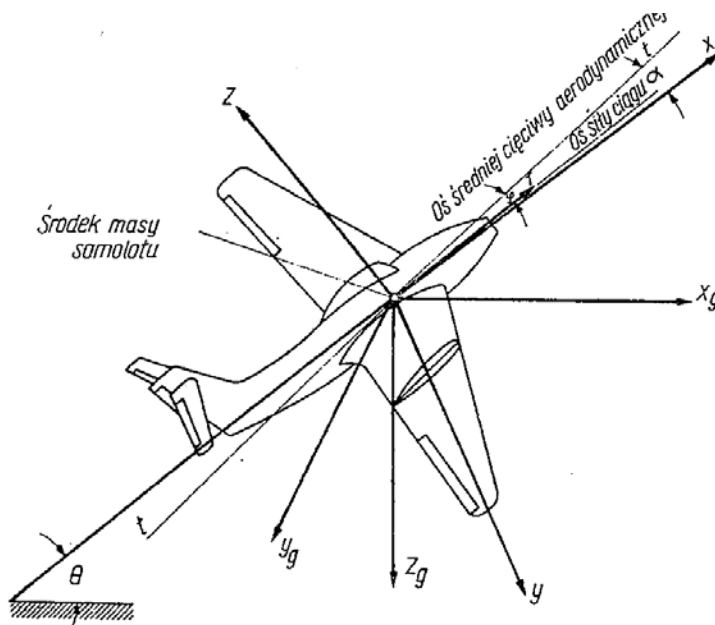
- siły aerodynamiczne $/R, P_z, P_x/$,
- siły rozporządzalne zespołu napędowego $/T/$,
- siły masowe (np. od masy samolotu, sił bezwładności).

Dla uproszczenia rozważań w mechanice lotu przyjmuje się, że

- wszystkie siły działające na samolot w czasie lotu przyłożone są w środku masy samolotu, zwanym środkiem ciężkości,
- siły boczne (wzdłuż osi $y-y$) nie występują w lotach symetrycznych,
- siły działające na usterzenie, lotki, klapy itd. nie występują,

Dla wyznaczenia wielkości sił konieczne jest wyznaczenie układów współrzędnych:

- $0xyz$ – związanego z samolotem,
- $0x_gy_gz_g$ –związanego z ziemią.



W układzie związanym z samolotem:

- oś $0-x$ skierowana jest wzdłuż wektora prędkości lotu i nazywana jest osią prędkości,
- oś $0-z$ jest prostopadła do wektora prędkości lotu, leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i nazywana jest osią siły nośnej.,
- oś $0-y$ jest prostopadła do płaszczyzny $x-z$, skierowana jest wzdłuż prawego skrzydła samolotu i nazywana jest osią siły bocznej. Układ ten jest bardzo wygodny przy obliczeniach osiągow samolotu.

Drugi układ osi stosowany jest przy rozpatrywaniu ruchu samolotu względem Ziemi, z którą układ ten jest związany.

- oś $0-z_g$ jest osią pionową równoległą do kierunku siły ciężkości i skierowana jest w stronę ziemi
- oś $0-x_g$ jest osią poziomą prostopadłą do osi $0-z_g$ i skierowana jest w stronę ruchu samolotu
- oś boczna $0-y_g$ jest prostopadła do płaszczyzny x_gz_g .

Kąt natarcia α jest to kąt zawarty między osią podłużną samolotu t leżącą w płaszczyźnie symetrii /a dokładniej –cięciwą skrzydła/ a płaszczyzną yz .

Kąt φ jest to kąt zawarty między osią podłużną samolotu t a osią działania siły ciągu T .

Kąt Θ jest to kąt wznoszenia, zawarty pomiędzy płaszczyzną ziemi a linią działania wektora prędkości.

Loty ustalone

Loty ustalone są to takie ruchy samolotu, podczas których siły i momenty działające na samolot równoważą się, to znaczy, że sumy ich rzutów na osie xyz równają się zero. W lotach ustalonych prędkość jest jednostajna, a przyspieszenia nie występują.

Suma sił i momentów o tych sił działających względem wszystkich trzech osi układów równa jest 0.

$$\begin{array}{ll}\sum X = 0 & \sum M_x = 0 \\ \sum Y = 0 & \sum M_y = 0 \\ \sum Z = 0 & \sum M_z = 0\end{array}$$

Prędkości lotu samolotu

Prędkość względem powietrza V_∞

Strumień powietrza opływający samolot ulega deformacji. W pewnej odległości od samolotu, gdzie przepływ strumienia powietrza nie jest zakłócony obecnością ciała opływającego, prędkość strumienia oznacza się V_∞ (w aerodynamice) lub tylko literą V i nazywa się ją prędkością lotu. Prędkość ta w mechanice lotu nazywa się prędkością względem powietrza lub prędkością rzeczywistą V_{rz} .

Prędkość przelotowa V_p (podróżna).

Jest to prędkość samolotu względem ziemi. Wartość prędkości przelotowej V_p zależy m.in. od stanu atmosfery. W atmosferze bezwietrznej prędkość przelotowa V_p równa się prędkości V względem powietrza. Jeżeli natomiast samolot leci w atmosferze wietrznej, to prędkość V_p względem prędkości V różni się co do wartości, gdy kierunek wiatru zgodny jest z kierunkiem lotu (przy wietrze czołowym lub tylnym), lub różni się co do wartości i kierunku, gdy kierunek wiatru nie pokrywa się z kierunkiem lotu.

Prędkość wskazywana V_i i prędkość przyrządowa V_{prz} .

Podczas lotu pilot ocenia prędkość samolotu według wskazań prędkościomierza.

Prędkościomierz nie mierzy bezpośrednio prędkości, lecz różnicę między ciśnieniem całkowitym i statycznym, wskazując wielkość ciśnienia dynamicznego:

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

W przypadku istnienia idealnego przyrządu nie wymagającego żadnych poprawek związanych ze zmianą gęstości ρ /z powodu ściśliwości powietrza/, prędkość przyrządowa V_{prz} nazywałaby się prędkością wskazywaną V_i , tzn. że $V_{prz} = V_i$.

Takie założenie prowadzi do znacznych błędów w ocenie prędkości i w rzeczywistości gdzie:

$$V_i = V_{prz} + \delta V_{prz} + \delta V_{aer} + \delta V_{i\ sc}$$

gdzie:

δV_{prz} -poprawka przyrządowa wskazań danego przyrządu określana laboratoryjnie w porównaniu ze wskazaniem manometru wodnego ; do każdego szybkościomierza załączony jest wykres poprawki przyrządowej, której wielkość może ulegać zmianie w czasie eksploatacji, toteż należy ją okresowo sprawdzać;

δV_{aer} -poprawka aerodynamiczna zależna od stopnia odkształcenia strumienia przez samą rurkę Pitota oraz od zaburzeń strumieni wywołanych przez samolot, w związku z tym rurkę Pitota ustawia się możliwie daleko od miejsca silnych zaburzeń opływu;

$\delta V_{i\ sc}$ - poprawka uwzględniająca ściśliwość powietrza.

Na skutek wpływu ściśliwości powietrza ciśnienie prędkości jest większe w porównaniu z ciśnieniem prędkości, które występuje przy danej V i ρ w ośrodku nieściśliwym, wobec czego poprawka ta jest zawsze ujemna.

Przykład:

Gdy przy $H = 0$

$$V_{rz0} = V_{i0}$$

wtedy $V_{rzH} = \frac{V_{rz0}}{\sqrt{\Delta}} = \frac{V_{iH}}{\sqrt{\Delta}}$, z czego wynika,

że ze wzrostem wysokości różnica między prędkością lotu V_{rz} a prędkością wskazywaną V_i rośnie; np. na $H = 10\,000\text{ m}$ V_i jest 1,72-krotnie mniejsza od V_{rz} .

Lot poziomy

Równania lotu poziomego

Lot poziomy jest to ruch samolotu po poziomej linii prostej ze stałą prędkością.

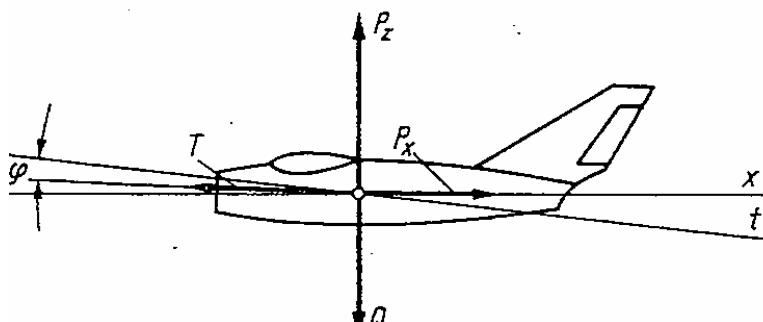
W locie poziomym działają na samolot siły:

- siła nośna P_z skierowana prostopadle do kierunku ruchu,
- siła ciężkości Q skierowana pionowo w dół,
- siła oporu czołowego P_x skierowana przeciwnie do kierunku ruchu,
- siła ciągu T silnika.

Równania lotu poziomego mają następującą postać:

$$P_x - T \cdot \cos(\alpha - \varphi) = 0$$

$$P_z - T \cdot \sin(\alpha - \varphi) - Q = 0$$



W locie poziomym zazwyczaj $(\alpha - \varphi) < 10^\circ$, wobec czego przyjmuje się, że $\sin(\alpha - \varphi) < 0$, $\cos(\alpha - \varphi) \approx 1$. Równania ruchu lotu poziomego przyjmują wtedy postać:

$$P_x = T$$

$$P_z = Q$$

Spełnienie warunków ujętych tymi równaniami jest niezbędne do zrealizowania ustalonego lotu poziomego.

Prędkość niezbędna lotu poziomego

Prędkość, jaka potrzebna jest do zrealizowania lotu poziomego przy danej sile ciężkości Q i kącie natarcia α nazywana jest prędkością niezbędną V_n . Wprowadzając do pierwszego równania ruchu lotu poziomego (5.3) wartość:

$$P_z = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S$$

otrzymuje się:

$$P_z = Q = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S$$

Z wyrażenia tego wyznacza się prędkość, która określa, jaka musi być jej wartość, aby pierwszy warunek lotu poziomego został spełniony; prędkość ta nazywana jest prędkością niezbędną lotu poziomego V_n .

$$V_n = \sqrt{\frac{2Q}{c_z \cdot \rho \cdot S}}$$

Ze wzoru tego wynika, że:

- ze wzrostem jednostkowego obciążenia Q/S wartość V_n wzrasta,
- ze wzrostem wysokości lotu V_n rośnie, gdyż maleje gęstość powietrza ρ ,
- ze wzrostem wartości c_z , czyli w miarę wzrostu kąta natarcia do α_{kr} , V_n maleje.

Ciąg niezbędny T_n do lotu poziomego

Z pierwszego równania lotu poziomego wynika, że w celu otrzymania lotu ze stałą prędkością spełniony musi być warunek:

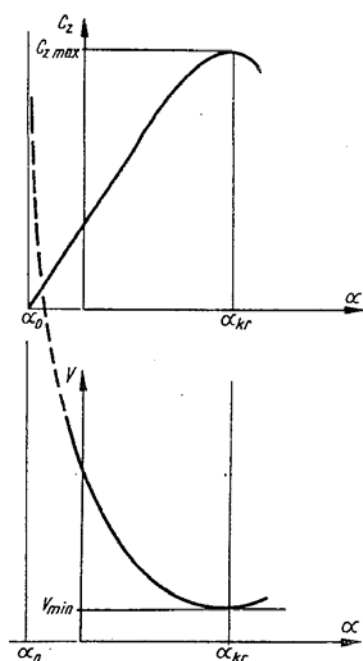
$$P_x = T = c_x \frac{\rho \cdot V^2}{2} S,$$

to znaczy, że do pokonania oporu czołowego w locie poziomym potrzebny jest ciąg źródła napędu, który nazywany jest ciągiem niezbędnym T_n :

$$T_n = c_x \frac{\rho \cdot V^2}{2} S$$

Ciąg niezbędny można wyrazić za pomocą doskonałości aerodynamicznej samolotu K .
Dzieląc stronami równania lotu poziomego otrzymamy:

$$\frac{P_z}{P_x} = \frac{Q}{T_n}, \text{ ponieważ } \frac{P_z}{P_x} = K, \text{ to } T_n = \frac{Q}{K}$$



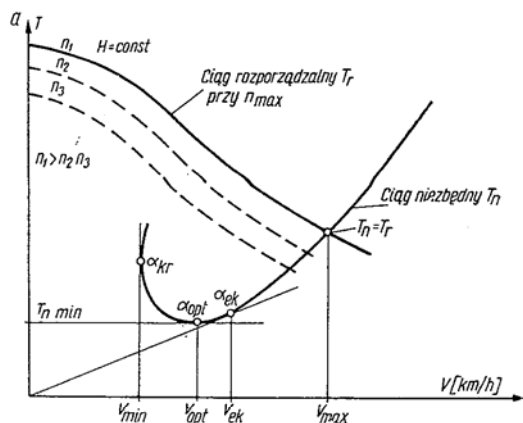
Ciąg niezbędny T_n jest wprost proporcjonalny do masy samolotu i odwrotnie proporcjonalny do jego doskonałości.

Z rys. wynika, że podczas lotu na kącie natarcia α_{opt} , wielkość T_n jest minimalna.

Prędkość lotu poziomego na kącie natarcia α_{opt} nazywana jest prędkością optymalną V_{opt} .

Lot o kącie natarcia różnym od α_{opt} , powoduje wzrost wartości T_n . Przy kącie natarcia α_0 wartość T_n zmierza asymptotycznie do nieskończenie wielkiej wartości. Nie można więc zrealizować lotu poziomego z dowolnie dużą prędkością, gdyż nie dysponujemy odpowiednio wielkimi ciągami silników.

Ciąg rozporządzalny T_r



Ciąg rozporządzalny T_r jest to ciąg, jaki może dać silnik przy różnych prędkościach lotu i przy różnych stopniach ławienia.

Silniki tłokowe wytwarzają ciąg za pomocą śmigła.

Ciąg rozporządzalny zespołu silnik — śmigło (ZSS) wyraża się wzorem:

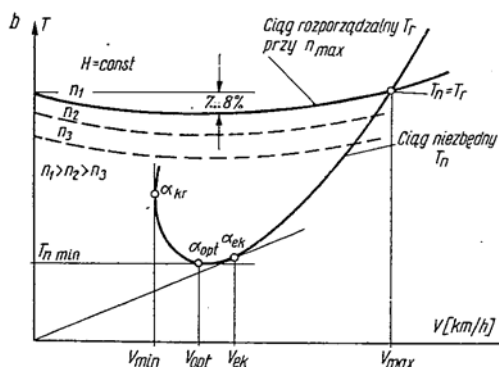
$$T_r = \frac{N_e}{V} \eta_s (N),$$

gdzie:

N_e - moc użyteczna mierzona na wale silnika w W,

V - prędkość lotu w m/s,

η_s - sprawność śmigła.



rys. Krzywe ciągów . a.dla ZSS, b.dla TSO

Silnik turboodrzutowy wytwarza siłę ciągu bezpośrednio.

Przy zwiększaniu prędkości lotu ciąg T_r początkowo maleje, by po przekroczeniu prędkości ok. 400 km/h powoli wzrastać.

Krzywą ciągów dla ZSS i TOS przedstawiono na rys.

Lot poziomy jest możliwy tylko dla tych zakresów lotu, w których $T_n < T_r$.

Prędkość maksymalną V_{max} lotu poziomego na danej wysokości H otrzymamy w punkcie przecięcia krzywych T_r i T_n , tzn. przy całkowicie otwartej przepustnicy w przypadku silników tłokowych i przy maksymalnej prędkości obrotowej turbiny η_{Tmax} silników odrzutowych.

Charakterystyczne prędkości lotu poziomego

Charakterystycznymi prędkościami lotu poziomego są V_{min} , V_{opt} , V_{ek} , V_{max} .

Prędkością minimalną V_{min} nazywa się najmniejszą prędkość lotu poziomego, przy której siła nośna jest jeszcze wystarczająca do zrównoważenia masy samolotu na danej wysokości.

Gdy kąt $\alpha = \alpha_0$ i $c_z = 0$, prędkość niezbędna lotu poziomego zmierza do nieskończoności, zaś gdy $\alpha = \alpha_{kr}$, a $c_z = c_{zmax}$, prędkość niezbędna osiąga swoją wartość minimalną.

Ze względu na to, że c_{zmax} występuje przy kącie α_{kr} , przy którym samolot traci swą stateczność i sterowność poprzeczną, prędkość V_{min} traktuje się jako teoretyczną prędkość minimalną, której w ustalonym locie poziomym nie należy stosować.

Prędkość optymalna V_{op} , jest prędkością lotu, przy której doskonałość jest największa, a ciąg niezbędny T_n — minimalny.

$$K_{max} = \left(\frac{c_z}{c_x} \right)_{max}, \text{ gdzie}$$

K - doskonałość aerodynamiczna samolotu

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{2Q}{c_{zopt} \cdot \rho \cdot S}}$$

Prędkość optymalna jest dla samolotów z silnikiem odrzutowym praktycznie minimalną prędkością lotu poziomego, wobec czego pilot musi znać jej wielkość dla danego typu samolotu.

Prędkość ekonomiczna V_{ek} dla samolotów z silnikami tłokowymi jest praktycznie minimalną prędkością lotu poziomego i realizowanie lotu z mniejszymi prędkościami nie jest wskazane.

$$V_{ek} = \sqrt{\frac{2Q}{c_{zek} \cdot \rho \cdot S}}$$

Maksymalną prędkość lotu poziomego $V_{\max}$ otrzymujemy w punkcie przecięcia krzywych mocy N_n i N_r lub krzywych ciągu T_n i T_r przy maksymalnej prędkości obrotowej silnika.

Zakresy lotu poziomego

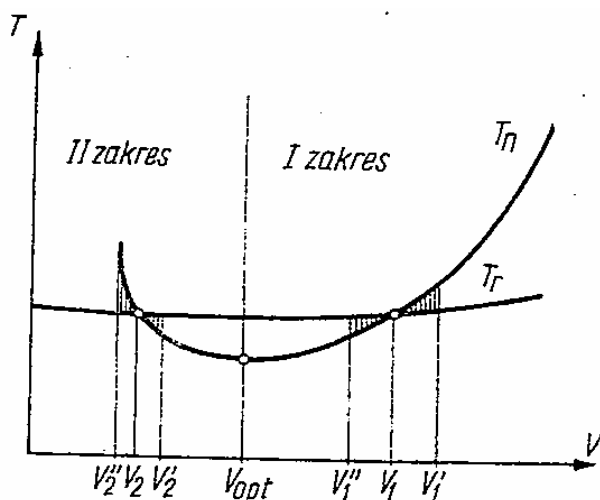
Teoretycznie lot poziomy jest możliwy na wszystkich kątach natarcia od α_0 do α_{kr} , czyli w całym przedziale prędkości od $V_{\min}$ do $V_{\max}$.

W praktyce jednak cały przedział prędkości dzieli się na dwa zakresy lotu (rys.).

Ustalony lot poziomy realizuje się tylko w I zakresie.

Jeżeli podczas lotu z prędkością V_1 w I zakresie z jakichkolwiek przyczyn nastąpi zwiększenie prędkości lotu do V_1' /podmuch wiatru zgodny z kierunkiem lotu samolotu/ i przy niezmiennym położeniu manetki gazu, to nastąpi niedobór mocy (ciągu), tzn. $N_n > N_r$ lub $T_n > T_r$ na tej prędkości, wobec czego samolot samoczynnie powróci do poprzedniej prędkości V_1 .

Jeśli nastąpi zmniejszenie prędkości do V_1'' /podmuch wiatru przeciwny do kierunku lotu/, to na tej prędkości $N_n < N_r$ lub $T_n < T_r$, czyli zaistniał nadmiar mocy (ciągu), co powoduje samoczynne zwiększenie prędkości samolotu do poprzedniej prędkości V_1 .



W I zakresie lotu samolot posiada właściwość utrzymania zadanej /położeniem manetki gazu/ prędkości lotu **bez ingerencji pilota**.

Jeżeli natomiast lot odbywa się w II zakresie z prędkością V_2 i z jakichkolwiek przyczyn nastąpi zwiększenie prędkości do V_2' , to zaistnieje nadmiar mocy (ciągu) $N_n < N_r$ lub $T_n < T_r$.

Na skutek tego przy niezmiennym położeniu manetki gazu samolot zwiększy samoczynnie prędkość lotu.

Gdy nastąpi zmniejszenie prędkości lotu do V_2'' , występujący niedobór mocy (ciągu), tzn. $N_n > N_r$ lub $T_n > T_r$ powoduje, że samolot w

dalszym ciągu zmniejsza prędkość lotu aż do $V_{\min}$.

Wykonując lot w I zakresie, aby zmniejszyć prędkość lotu, pilot przesuwając manetkę gazu na siebie" **zmniejszając** prędkość obrotową silnika oraz **zwiększyć** kąt natarcia.

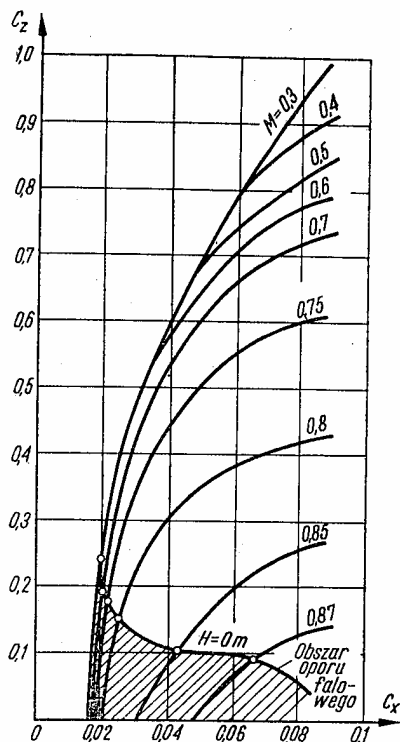
Wykonując zaś lot w II zakresie, aby zmniejszyć jego prędkość pilot musi wykonać ruch manetką „od siebie”,

zwiększając prędkość obrotową silnika oraz **zwiększyć** kąt natarcia.

Jest to ruch nienaturalny i utrudnia pilotowanie.

II zakres jest zakresem lotu, w którym i nie należy wykonywać **lotu poziomego**

Biegunowa lotu poziomego



Rys. 5-9. Biegunowa lotu poziomego

Z warunków lotu poziomego wiadomo, że:

$$P_z = Q = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S$$

Wyrażając prędkość lotu przez $V = Ma \cdot a$ a wyznaczamy z powyższego równania współczynnik siły nośnej

$$c_z = \frac{2Q}{\rho \cdot Ma^2 \cdot a^2 \cdot S} = \frac{c}{Ma^2}, \text{ gdzie } c = \frac{2Q}{\rho \cdot a^2 \cdot S}$$

Współczynnik c jest stały podczas lotu na stałej wysokości H . Z powyższych rozważań wynika, że podczas lotu ustalonego na stałej wysokości współczynnik c_z jest zależny tylko od liczby Ma . Obliczając kilka wartości współczynnika c_z na stałej wysokości dla różnych wartości Ma , otrzymamy na każdej krzywej $c_z = f(c_x)$ dla poszczególnych liczb Ma tylko jeden punkt, na którym jest możliwy lot poziomy.

Łącząc te punkty wykreślamy biegunową lotu poziomego dla danej niezmienniej wysokości H .

Lot wznoszący

Równania lotu wznoszącego

Wznoszenie samolotu jest to lot ustalony po torze prostoliniowym nachylonym do poziomu pod pewnym kątem $\Theta > 0$. Rzutując siły działające na samolot na osie x i z , otrzymujemy następujące równania ruchu lotu wznoszącego:

$$\sum X = T \cdot \cos(\alpha - \varphi) - P_z - Q \cdot \sin \Theta = 0$$

$$\sum Z = T \cdot \sin(\alpha - \varphi) + P_x - Q \cdot \cos \Theta = 0$$

Ponieważ różnica kątów $\alpha - \varphi$ daje bardzo małą wartość, można przyjąć, że:

$$\cos(\alpha - \varphi) \approx 1$$

$$\sin(\alpha - \varphi) \approx 0$$

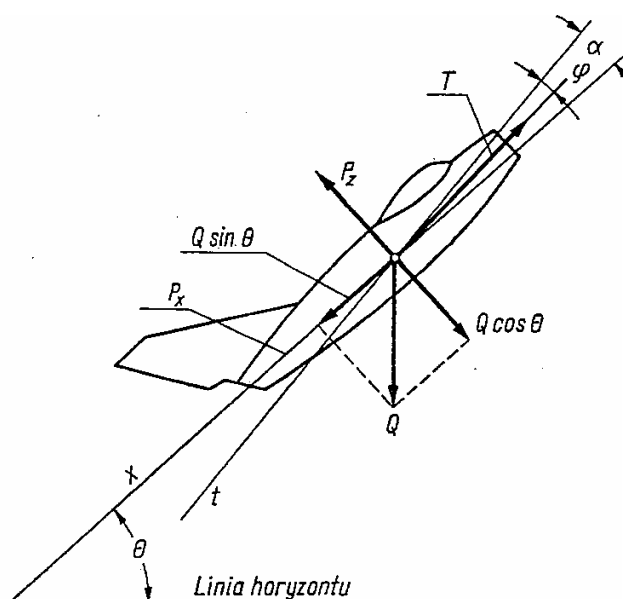
Po uwzględnieniu tych wartości otrzymujemy:

$$T = P_x + Q \cdot \sin \Theta$$

$$P_z = Q \cdot \cos \Theta$$

W celu ułatwienia porównań lotu wznoszącego z lotem poziomym, parametry lotu poziomego oznaczamy indeksem.....

Na rys. przedstawiono schematycznie siły działające na samolot podczas wznoszenia.



Prędkość niezbędna do lotu wznoszącego

Z drugiego warunku lotu wznoszącego (wzór) otrzymujemy

$P_z = Q = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = Q \cdot \cos \Theta$, z równania można wyznaczyć prędkość niezbędną do wznoszenia:

$$V_{\Theta} = \sqrt{\frac{2Q \cdot \cos \Theta}{c_z \cdot \rho \cdot S}}$$

czyli prędkość niezbędną do wznoszenia (w porównaniu z prędkością lotu poziomego wynosi

$$V_{\Theta} = V_{\Theta=0} \sqrt{\cos \Theta})$$

Siły aerodynamiczne lotu wznoszącego

Siła nośna P_z w locie wznoszącym jest o $Q \cdot \cos \Theta$ mniejsza aniżeli w locie poziomym.

Przy kątach wznoszenia $\Theta \leq 20^\circ$ można przyjąć, że $\cos \Theta \approx 1$ i pominąć wyrażenie $\cos \Theta$; wtedy:

$$P_{z\Theta} \approx P_{z\Theta=0} \approx Q$$

Jeżeli wznoszenie odbywa się pod kątem $\geq 20^\circ$, trzeba uwzględniać wielkość $\cos \Theta$.

Siła oporu czołowego $P_{x\Theta}$ w locie wznoszącym równa się

$$P_{x\Theta} = \frac{Q}{K} \cos \Theta$$

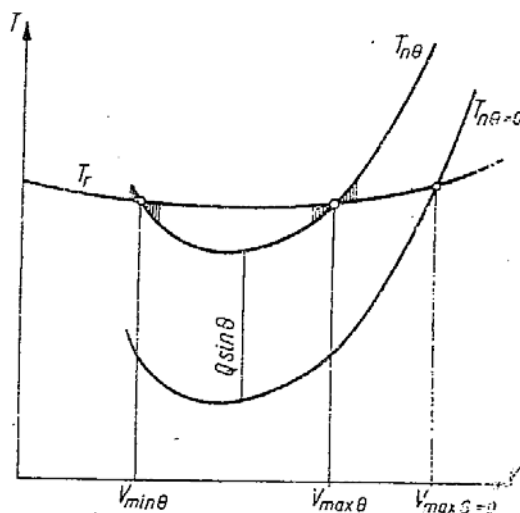
Wielkość $\frac{Q}{K}$ jest równa ciągowi niezbędnemu T_n do lotu poziomego, który z kolei równa się oporowi $T = P_x$.

Przy niewielkich kątach wznoszenia zakładamy, że $\cos \Theta \approx 1$; można przyjąć, że

$$P_{x\Theta} \approx P_{x\Theta=0}$$

czyli ciąg do lotu wznoszącego jest w przybliżeniu równy ciągowi jak do lotu poziomego.

Ciąg niezbędny do lotu wznoszącego.



Pierwsze równanie ruchu lotu wznoszącego określa wielkość ciągu niezbędnego do zrealizowania tego lotu

$$T_{n\Theta} = P_{x\Theta} + Q \cdot \sin \Theta$$

Podczas wznoszenia ciąg silnika musi pokonać nie tylko siłę oporu P_x (jak ma to miejsce w locie poziomym), lecz również składową masy samolotu $Q \sin \Theta$. Pomijając różnice występujące między siłą oporu czołowego P_x w locie poziomym i przy wznoszeniu można przyjąć, że

$$T_{n\Theta} = T_{n\Theta=0} + Q \cdot \sin \Theta$$

co oznacza, że ciąg niezbędny do wznoszenia jest większy od ciągu niezbędnego lotu poziomego o wartość $Q \sin \Theta$.

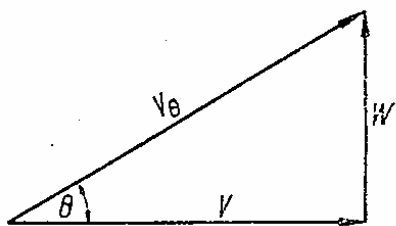
Z równania powyższego wynika, że:

-lot wznoszący można realizować w przedziale takich prędkości, w jakich istnieje nadmiar ciągu zdolny do pokonania siły P_x i składowej prędkości $\sin \gamma$;

-maksymalna prędkość wznoszenia jest mniejsza od maksymalnej prędkości lotu poziomego.

Na rys. przedstawiono krzywe ciągu podczas wznoszenia samolotu.

Pionowa prędkość wznoszenia



Jeżeli znana jest prędkość lotu V_0 po torze nachylonym pod kątemmożna wyznaczyć składową pionową prędkość wznoszenia w (m/s), lub w postaci zależności:

$$w = \frac{V_0 \cdot T_{zb}}{Q} \text{ /m/s/, gdzie:}$$

V_0 - prędkość w czasie wznoszenia,
 T_{zb} - nadmiar ciągu silnika.

Ze wzoru wynikają następujące wnioski:

- wznoszenie jest możliwe dopóki posiadamy nadmiar ciągu /mocy/ silnika,
- przy maksymalnej prędkości w czasie lotu poziomego nie jest możliwe przejście do zakresu wznoszenia.

Pułap samolotu

Pułap jest to pewna maksymalna wysokość lotu, którą samolot może osiągnąć.

Pojęcie pułapu odnosi się do samolotów, których silniki do swej pracy czerpią tlen z atmosfery (silniki tłokowe, odrzutowe).

Dla samolotów z silnikami rakietowymi pojęcie pułapu nie istnieje i mogą one uzyskiwać dowolnie duże wysokości zależnie od ilości zapasu paliwa i utleniacza.

Rozróżniamy pułap teoretyczny, pułap praktyczny i pułap dynamiczny.

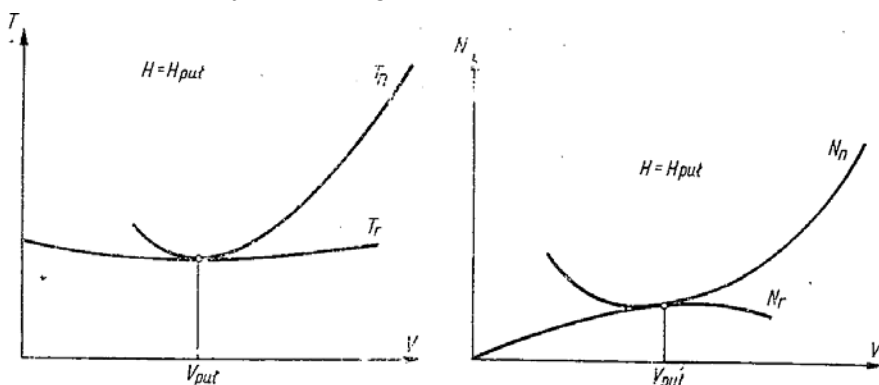
Pułapem **teoretycznym** nazywamy taką wysokość, na której pionowa prędkość wznoszenia jest równa zero ($w = 0$). Pułap teoretyczny jest w praktyce nieosiągalny, gdyż czas wznoszenia na tę wysokość jest nieskończenie długi.

Pułapem **praktycznym** nazywamy taką wysokość, na której wartość prędkości wznoszenia wynosi jeszcze

- 0,5 m/s dla samolotów napędzanych silnikami tłokowymi oraz dla samolotów poddźwiękowych,
- 5 m/s dla samolotów naddźwiękowych.

Pułapem **dynamicznym** nazywamy maksymalnie największą wysokość, którą może osiągnąć samolot kosztem utraty energii kinetycznej przy jednoczesnym zachowaniu dostatecznej sterowności.

W miarę wzrostu wysokości krzywe T_r i $N_r = f(V)$ obniżają się, a na pułapie nadmiar ciągu lub mocy (T_{zb} lub N_{zb}) równa się zero. Z tego powodu na pułapie samolot może lecieć tylko ustalonym lotem poziomym, nie wykonując żadnych manewrów, w przeciwnym bowiem razie nastąpi utrata wysokości.

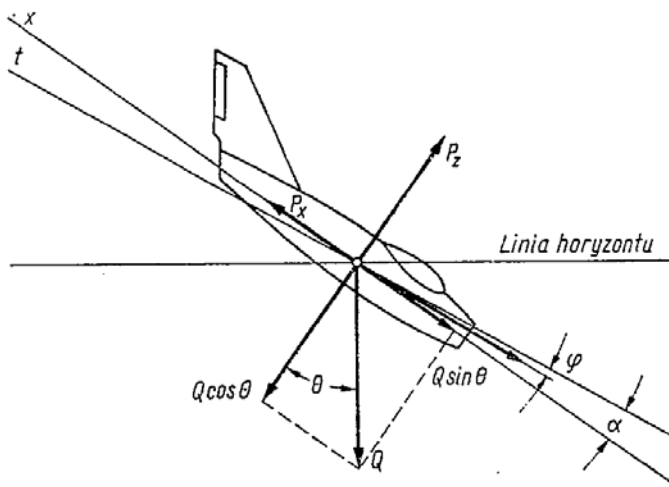


Rys. 5.25. Krzywe ciągu niezbędnego

Opadanie z pracującym silnikiem

Równania ruchu

Opadanie samolotu jest to lot prostoliniowy po torze nachylonym do poziomu pod kątem $\Theta < 0$. Rzutując siły działające na samolot na osie X i Z otrzymujemy równania ruchu lotu opadającego:



Ponieważ różnica kątów daje bardzo małą wartość, można przyjąć że:

$$P_z = Q \cdot \cos \Theta$$

$$P_x = T + Q \cdot \sin \Theta$$

Prędkość niezbędna podczas opadania.

Z równania

$$P_z = c_z \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = Q \cdot \sin \Theta, \text{ można wyznaczyć prędkość opadania:}$$

$$V_{n\Theta} = \sqrt{\frac{2Q \cdot \cos \Theta}{c_z \cdot \rho \cdot S}}$$

W porównaniu do prędkości lotu poziomego wynosi:

$$V_{n\Theta} = V_{n\Theta=0} \cdot \sqrt{\cos \Theta}, \text{ gdzie}$$

$v_{n\Theta=0}$ – prędkość lotu poziomego.

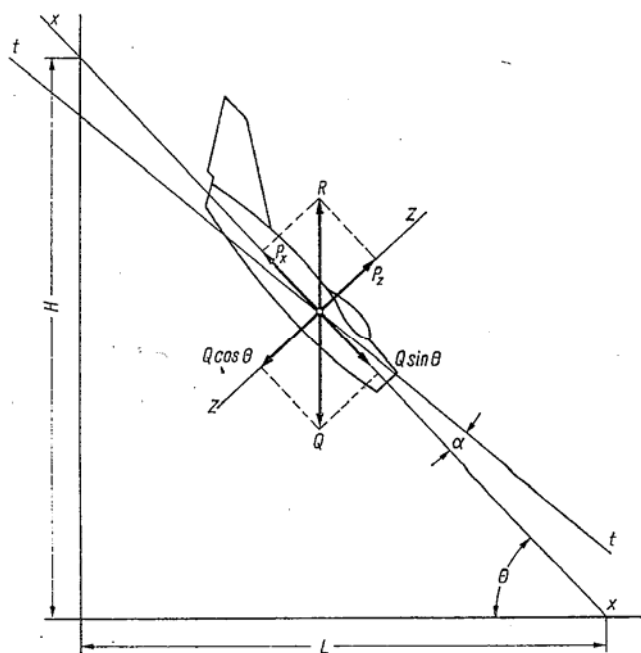
Lot ślizgowy — opadanie samolotu z niepracującym silnikiem

Równania ruchu

Lotem ślizgowym (szybowym) nazywamy lot opadający po torze prostoliniowym nachylonym do poziomu pod pewnym kątem $\Theta < 0^\circ$, przy którym siła ciągu $T = 0$.

Na płatowiec działają tylko siły aerodynamiczne i ciężkości. Dla spełnienia warunku równowagi całkowita siła aerodynamiczna R musi równoważyć ciężar samolotu Q :

$$R = c_R \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S = Q$$



Rzutuując siły działające na samolot z niepracującym silnikiem (rys.) na osie x i z otrzymujemy równania ruchu lotu ślizgowego:

$$\sum X = Q \cdot \sin \Theta - P_x = 0$$

$$\sum Z = P_z - Q \cdot \cos \Theta = 0$$

po przekształceniu wzorów otrzymujemy:

$$P_x = Q \cdot \sin \Theta$$

$$P_z = Q \cdot \cos \Theta$$

Prędkość lotu ślizgowego

Można wyznaczyć prędkość lotu ślizgowego ze wzoru:

$$V = \sqrt{\frac{2Q}{c_R \cdot \rho \cdot S}},$$

obliczając prędkość z obu wzorów: na P_z i P_x i przyrównując te wzory do siebie otrzymamy zależność:

$$\frac{c_z}{c_x} = K = \frac{1}{\tan \Theta}$$

Z równania tego wynika, że przy kącie α_{opt} , przy którym doskonałość samolotu jest największa, kąt Θ nachylenia toru będzie najmniejszy, czyli tor lotu będzie najbardziej płaski

$$\tan \Theta_{min} = \frac{1}{K_{max}}$$

Zasięg lotu ślizgowego

Zasięg lotu ślizgowego obliczamy ze wzoru:

$$L = H \cdot K,$$

gdzie:

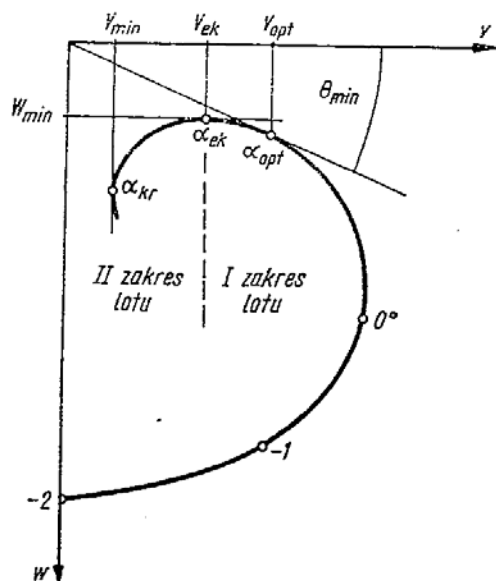
H- wysokość rozpoczęcia lotu ślizgowego,

K- doskonałość.

Jak widzimy, zasięg lotu zależy przede wszystkim od doskonałości, wielkości zależnej od kąta natarcia.

Maksymalny zasięg lotu ślizgowego zostanie osiągnięty przy maksymalnej doskonałości, tj. podczas lotu na optymalnym kącie natarcia α_{opt} , wtedy kąt zniżania Θ jest minimalny.

Biegunowa prędkości lotu ślizgowego wyraża zależność między prędkością, lotu a kątem nachylenia toru lotu.



porównaniu do lotu na kącie α_{opt} . Każda prosta pochodząca z układu początku, oprócz stycznej do biegunowej wyznaczającej α_{opt} , przecina krzywą w dwóch punktach, tzn. że lot ślizgowy można wykonywać z dwiema prędkościami i kątami natarcia po torze nachylonym pod tym samym kątem Θ . Małej prędkości

II zakres lotu nie powinien być wykorzystywany, ze względu na konieczność wykonywania odwrotnych ruchów sterem, co utrudnia pilotowanie. Przejście z II zakresu lotu do I zakresu, tj. do bardziej płaskiego toru, uzyskujemy przez „oddanie drążka”, a nie przez „ściągnięcie” drążka na siebie.

Zakręt ustalony

Zakręt nazywamy ustalonym, jeżeli w locie bez ślizgu prędkość i wysokość lotu oraz kąt przechylenia nie zmieniają się.

Równania ruchu w zakręcie ustalonym są następujące

$$P_{odśd} = \frac{m \cdot V^2}{r}$$

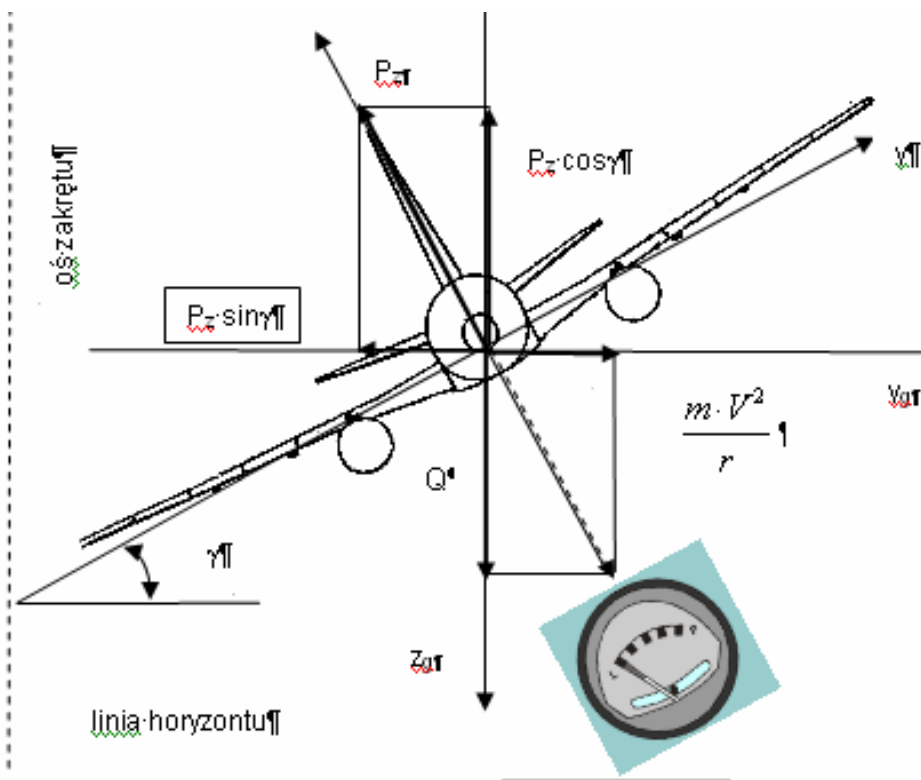
$$T \cdot \cos(\alpha - \varphi) = P_x$$

$$P_z \cdot \cos \gamma = Q$$

$$P_z \cdot \sin \gamma = \frac{m \cdot V^2}{r}$$

gdzie:

- masa samolotu,
- r- promień zakrętu,
- V- prędkość w zakręcie,
- γ - kąt przechylenia na skrzydło.



przeciążenie działające w kierunku osi „z” będzie miało wartość zmienną, zależną od kąta przechylenia

$$n_z = \frac{P_z}{Q} = \frac{1}{\cos \gamma}$$

Promień zakrętu możemy obliczyć z trzeciego wzoru:

$$r = \frac{2m}{c_z \cdot \rho \cdot S \cdot \cos \gamma}$$

Przy jednakowej wartości współczynnika c_z w locie poziomym i w zakręcie, w celu uzyskania przeciążenia $n_z > 1$, samolot musi lecieć w zakręcie z prędkością większą aniżeli w locie poziomym.

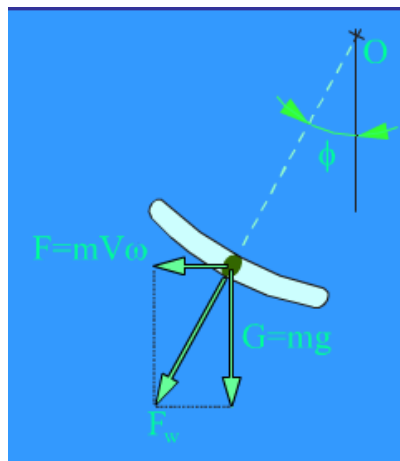
$$V_{zakr} > V_{min \Theta=0}$$

Prędkość niezbędna do wykonania zakrętu:

$$V_{zakr} = \sqrt{\frac{2Q}{c_z \cdot \rho \cdot S \cdot \cos \gamma}}$$

Ciąg niezbędny $T_{n \text{ zakr}}$ dla wykonania zakrętu ustalonego wynosi:

$$T_{n \text{ zakr}} = c_z \frac{\rho \cdot V_{zakr}^2}{2} S = T_{n \Theta=0} \cdot n_z$$



O tym, czy dobrane zostały proporcje wychylenia lotek i steru kierunku tak, że w zakręcie równoważą się siły i zakręt jest wykonywany prawidłowo, pilot może najłatwiej zorientować się ze wskazań chyłomierza poprzecznego, którego kulka powinna przez cały czas znajdować się w położeniu środkowym.

Na schemacie obok przedstawiono układ sił działających na kulkę przyrządu.:

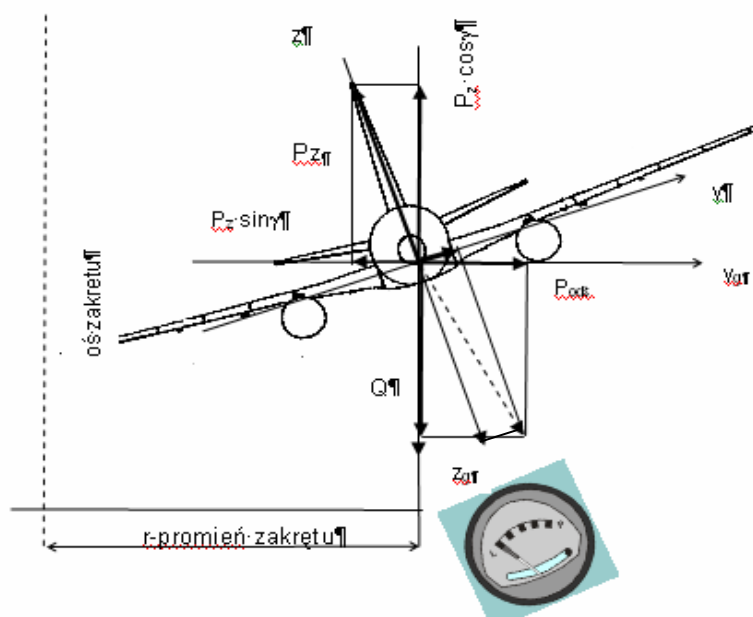
-F –siła odśrodkowa,

$$-\omega = \frac{V}{r}, \text{ -prędkość kątowa,}$$

-m-masa kulki,

-F_w – siła wypadkowa działająca na kulkę i decydująca o jej położeniu.

Jeżeli zakręt jest wykonywany nieprawidłowo, to kulka nie zajmuje położenia środkowego, lecz:
-w przypadku **wyślizgu** zajmuje położenie „górne” /po zewnętrznej stronie w stosunku do osi zakrętu/.



W czasie wyślizgu samolot jest wypychany na zewnątrz zakrętu na skutek niezrównoważenia siły odśrodkowej przez składową siły nośnej.

$$P_z \cdot \sin \gamma < \frac{m \cdot V^2}{r}$$

Wzrasta przy tym energia potencjalna samolotu kosztem energii kinetycznej, to znaczy kosztem prędkości, i jeżeli pilot nie zareaguje w porę sterami, bądź zmianą zakresu pracy silnika, samolot tracąc stopniowo prędkość, może ulec przeciągnięciu.

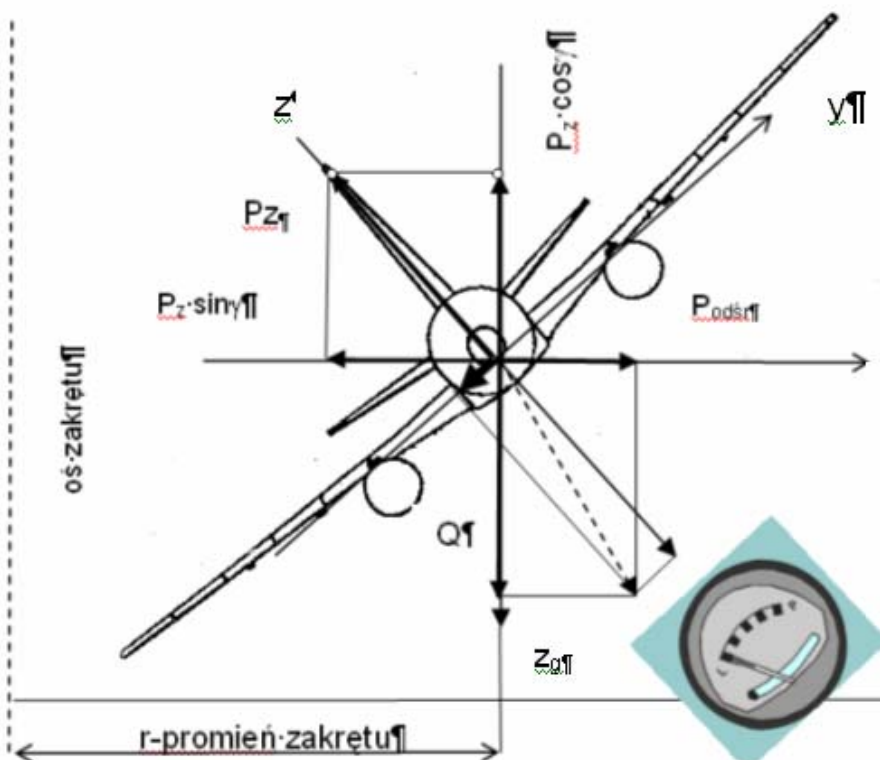
Przyczyną wyślizgu bywa zwykle nadmierne wychylenie steru, sprzyjające wraz z malejącą prędkością do wejścia samolotu w korkociąg.

-w przypadku **ześlizgu** zajmuje położenie „dolne” /po wewnętrznej stronie w stosunku do osi zakrętu/; samolot będzie spychany w dół w kierunku osi zakrętu.

Ten rodzaj zakrętu nieprawidłowego jest spowodowany nierównowagą siły odśrodkowej i składowej siły nośnej.

$$P_z \cdot \sin \gamma > \frac{m \cdot V^2}{r}$$

Boczny opływ usterzenia kierunku wywołany ześlizgiem będzie pochylał stopniowo nos samolotu ku dołowi, wprowadzając samolot w coraz to bardziej stromy i szybszy ruch w kierunku ziemi.



Najgrubiej zaznaczony wektor, skierowany w stronę lewego skrzydła powoduje zsuwanie się samolotu w stronę osi zakrętu.

STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ

Pojęcia podstawowe

Zespół właściwości samolotu, stanowiący o jego cechach podczas manewrowania, nazywamy właściwościami lotnymi.

Obejmują one cechy samolotu po osiągnięciu przezeń stanu równowagi /zdolność do wyważania i podatność na zmiany wyważenia/ jak i cechy decydujące o przeciwstawianiu się samolotu zmianie stanu równowagi /stateczność statyczna/, a także możliwość zmian stanu równowagi /sterowność/.

Statecznością dowolnego obiektu /samolotu, statku, samochodu/ nazywamy zdolność do samoczynnego powrotu do położenia utraconej równowagi z chwilą, gdy przyczyna zakłócająca równowagę została **usunięta**.

Sterownością dowolnego obiektu jest to zdolność do zmiany stanu równowagi w wyniku użycia elementów sterowania /w przypadku samolotu-sterów: kierunku i wysokości oraz lotek, w przypadku statku-steru, w przypadku samochodu-przestawienia kół/.

WZORY

Istnieje ścisła zależność pomiędzy statecznością i sterownością.

Obiekt, któremu nadano konstrukcyjnie większą stateczność automatycznie staje się mniej sterowny i odwrotnie.

W przypadku samolotu ww. właściwości, w odpowiednich proporcjach, nadaje się konstrukcjom w zależności od ich przeznaczenia.

Samolotom transportowym i komunikacyjnym, latającym na długich trasach nadaje się konstrukcyjnie cech większej stateczności a mniejszej sterowności.

Samolotom myśliwskim i akrobacyjnym, nadaje się konstrukcyjnie większą sterowność kosztem pogorszenia stateczności.

Stanem samolotu od którego rozpoczynamy rozważania dotyczące stateczności, jest zwykle **stan równowagi**.

Jest to taki stan, w którym suma sił i momentów działających na samolot jest równa zero.

O samolocie znajdującym się w stanie równowagi mówimy że leci lotem ustalonym.

Różnym stanom lotu ustalonego odpowiadają różne kąty wychylenia sterów i związane z tym siły na sterownicach.

Jeśli te siły sprowadzimy do zera, np. przez użycie urządzeń wyważających, to mówimy, że samolot został na dany stan lotu wyważony /aerodynamicznie/.

Najczęściej szukamy odpowiedzi na trzy pytania:

- 1/ czy momenty działające na samolot równoważą się?
- 2/ jeśli równoważą się, czy jest to równowaga stała ?
- 3/ jak zachowuje się samolot po wytrąceniu go z położenia równowagi?

Aby otrzymać odpowiedź na dwa pierwsze pytania, problem możemy rozpatrywać w oderwaniu od czasu, czyli statycznie.

Wystarczy stwierdzić, czy suma sił i momentów działających na samolot względem jego środka ciężkości jest równa zero i jaki moment pojawi się po wytrąceniu samolotu z położenia równowagi – przywracający mu poprzednie położenie, czy też jeszcze bardziej wytrącający go z niego.

Aby móc odpowiedzieć na trzecie pytanie, musimy rozpatrywać zjawisko w czasie.

Musimy obserwować:

- jak zmieniają się siły i momenty od tych sił po wytrąceniu samolotu z równowagi,
- jak pod ich wpływem zmienia się tor samolotu i czy samolot jest zdolny do powrotu do poprzedniego stanu lotu.

Zjawisko to rozpatrujemy z uwzględnieniem sił bezwładności, a więc dynamicznie - w czasie.

Rozróżniamy stateczność :

- statyczną ,i
- dynamiczną.

Stateczność **statyczna** jest to zdolność danego ciała do powrotu do utraconej równowagi. Stateczność **dynamiczna** są to ruchy, jakie wykona ciało w czasie powrotu do utraconej równowagi. Ponieważ zagadnienia stateczności dynamicznej są bardzo złożone, w książce tej ograniczono się do omówienia podstawowych pojęć stateczności statycznej samolotu.

Samolot jest stateczny statycznie, jeżeli ma zdolność samoczynnego (bez udziału pilota) powrotu do utraconej równowagi po usunięciu przyczyny zakłócającej równowagę.

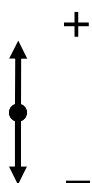
Stateczność statyczna jest warunkiem koniecznym, ale niewystarczającym do istnienia stateczności dynamicznej.

Samolot stateczny statycznie może być niestateczny dynamicznie, odwrotnie zaś, jeżeli samolot jest stateczny dynamicznie, to również jest stateczny statycznie.

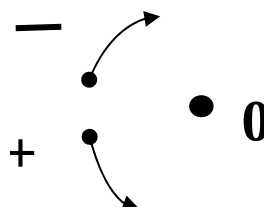
Rozróżniamy tu trzy przypadki równowagi ciał, a mianowicie: równowagę trwałą, obojętną i chwiejną. Sens tych pojęć wyjaśnia rys., na którym przedstawiono dwie kule o ciężarach Q i $2Q$ umocowane na jednym sztywnym pręcie podpartym w odpowiednim miejscu.

Aby wypisać warunki równowagi dla układu przedstawionego na rys a musimy wprowadzić umowne oznaczenia kierunku działania:

a/ sił



b/ momentów.



względem punktu podparcia.

Równanie pierwszego warunku równowagi przyjmuje postać:

$$-2Q - Q + R_0 = 0,$$

gdzie:

R_0 – siła reakcyjna działająca w punkcie podparcia układu, zapobiegająca przemieszczeniu się układu /zgodnie z I prawem Newtona/.

Równanie drugiego warunku równowagi przyjmuje postać:

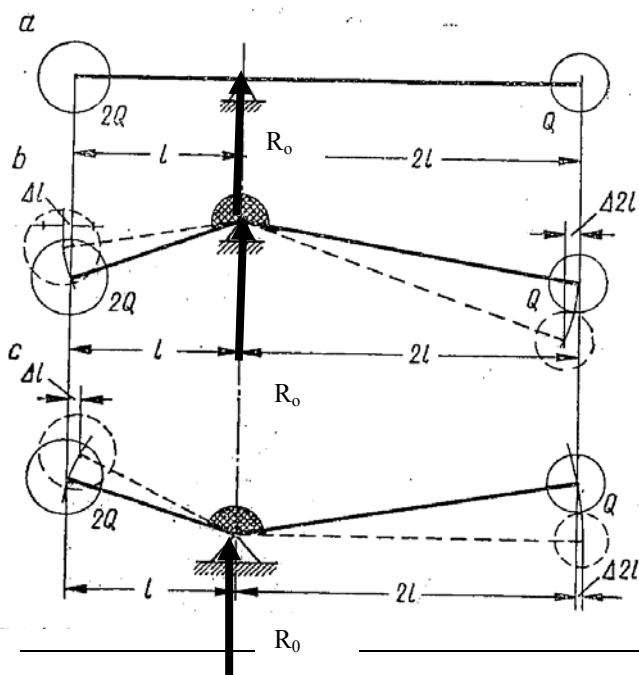
$$+2Q \cdot l - Q \cdot 2l \pm R_0 \cdot 0 = 0.$$

Znak $\pm$ wstawiono ze względu na trudność określenia kierunku działania momentu od siły reakcyjnej, ale i tak wartość momentu równa jest 0 /ramię działania siły równa się 0/

Gdy nastąpi jakieś zakłócenie równowagi, wtedy każdy z ciężarów wychyli się z początkowego położenia równowagi i powstaną różne sytuacje, a mianowicie:

-układ przedstawiony na **rys.a**, w którym kule są umieszczone na prostym pręcie pozostanie w równowadze po wychyleniu go z początkowego położenia, ponieważ momenty od kuli lewej i od kuli prawej będą się w dalszym ciągu równoważyły, gdyż odległość kuli o ciężarze $2Q$ jest dalej dwukrotnie mniejsza niż kuli o ciężarze Q mierząc od punktu podparcia.

Układ taki, który w dowolnym położeniu znajduje się w równowadze nazywamy układ o **równowadze obojętnej**. Układ ten po zniknięciu zakłócenia nie zmniejsza ani nie powiększa swego wychylenia.



-układ pokazany na **rys. b** różni się od poprzedniego zagięciem pręta w punkcie podparcia tak, że środki ciężkości kul znajdują się poniżej.

Układ po wytrąceniu z równowagi nie znajduje się już w równowadze, ponieważ ramię momentu kuli lewej zwiększyło się w stosunku do punktu podparcia o wielkość Δl , zaś ramię kuli prawej zmniejszało się o wielkość $\Delta 2l$.

Momenty po wychyleniu nie są już sobie równe i większy moment kuli lewej przeważa układ, przechylając go znowu na lewo, a więc przywracając go do początkowego położenia równowagi. Jest to przypadek **równowagi trwałej** ponieważ układ po wytrąceniu go ze stanu równowagi powraca samoczynnie do położenia początkowego.

-układ trzeci przedstawiony na **rys. c** ma wygięcie pręta ku dołowi tak, że obydwie kule są nieco powyżej punktu podparcia. Układ ten w położeniu początkowym jest pozornie w równowadze, ale już przy najmniejszym zakłóceniu wychodzi on ze stanu zrównoważenia sił i momentów, ponieważ ramię ciężaru $2Q$ zmniejszyło się o wielkość Δl , podczas gdy ramię ciężaru Q powiększyło się o wielkość $2\Delta l$. Większy moment ciężaru Q będzie teraz przeważał mniejszy moment ciężaru $2Q$ i układ będzie się przechylał coraz bardziej, oddalając się od położenia początkowego równowagi.

Mamy tutaj teraz przykład **równowagi chwiejnej** układu, ponieważ nawet najdrobniejsze zakłócenie powoduje nieuchronne oddalanie się od położenia początkowego.

Omówione przypadki pokazują, że aby układ pozostawał w równowadze trwałej, w momencie pojawiania się impulsu zakłócającego musi powstać jednocześnie moment, który to zakłócenie będzie się starał zlikwidować, przeciwstawiając się mu od samego początku. Jeżeli ten warunek jest spełniony, to nazywamy ten układ statycznie statecznym, natomiast gdy musimy badać sytuację po wytrąceniu układu z równowagi, to miarą szybkości powrotu do położenia równowagi jest **stateczność dynamiczna**, charakteryzująca się wielkością momentu, a raczej jego przyrostu ustaleczniającego.

Układ statycznie stateczny pokazany na rys. b po wytrąceniu z równowagi wykonuje szereg wahań, ponieważ jest to właściwie wahadło. Ponieważ tarcie w łożyskach oraz opór powietrza tłumią te wahania, zanikają one coraz bardziej i możemy wtedy powiedzieć, że układ ten jest nie tylko statycznie, ale i dynamicznie stateczny.

Gdyby układ pokazany na rys. b umieścić w ośrodku o dużej lepkości (np. w oleju), wtedy wahania te zanikałyby bardzo szybko, co dowodziłaby, że wahadło jest dynamicznie bardzo stateczne.

Gdyby zaś powracało ono do położenia równowagi po wykonaniu tylko jednego wahań, wówczas nazwalibyśmy taką stateczność aperiodyczną, w odróżnieniu od przypadku szeregu wahań przed powrotem do stanu równowagi początkowej. Ten drugi stan nazywamy statecznością periodyczną.

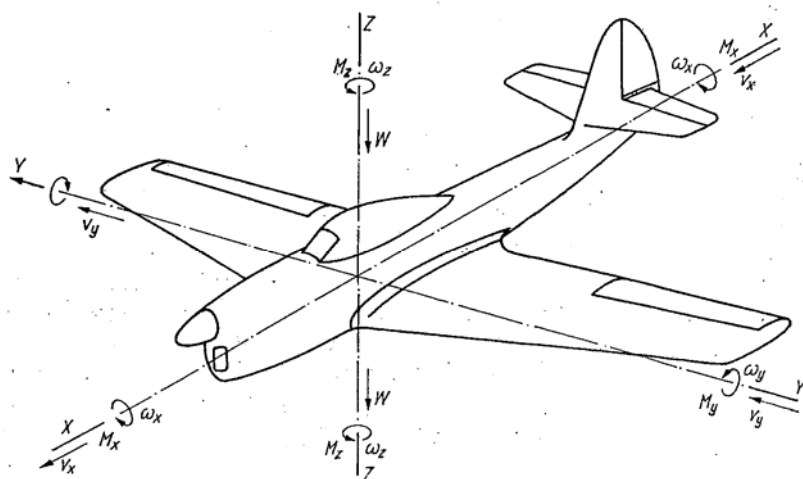
Gdy ciągle powtarzają się wahnięcia na skutek zbyt małego momentu tłumiącego, mamy do czynienia z harmonicznym ruchem wahadłowym. Analiza stateczności modelu musi więc obejmować stateczność statyczną, dynamiczną i tłumienie wahań, ponieważ przeznaczeniem modelu jest prawidłowe latanie, a więc ruch łączący się zarówno z dynamiką, jak i tłumieniem wahań od położenia równowagi.

Rozróżniamy stateczność:

- podłużną,-
- poprzeczną,
- kierunkową.

Stateczność **podłużna** samolotu ma miejsce wtedy, gdy samolot samoczynnie powróci do utraconej równowagi wokół osi $y-y$ i zachowa poprzedni kąt natarcia α oraz prędkość lotu V .

Powiązanie wzajemne osi modelu (samolotu) z kierunkami prędkości i obrotu oraz z ich zmianami pokazano na rys.; jest ono obowiązujące dla wszystkich naszych rozważań.



Rys. 7.3. Układ osi modelu; układ współrzędnych ...
związany z modelem
prędkości: v_x — pozioma,
 w — pionowa, v_y — boczna
(ślizgowa), ω_x — przechylenia,
 ω_y — pochylenia,
 ω_z — odchylenia (od kierunku)
momenty: poprzeczny,
przechylający — M_x , podłużny
pochyłający M_y i kierunkowy M_z

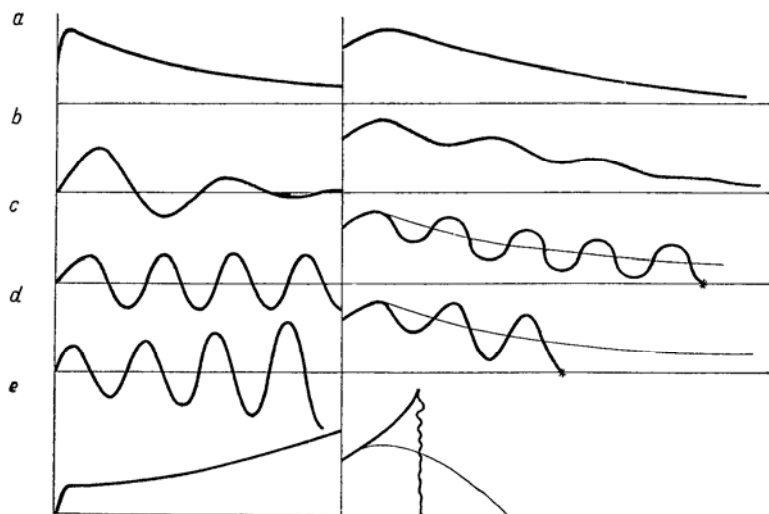
Samolot jest stateczny **poprzecznie**, jeżeli samoczynnie powróci do równowagi wokół osi x — x i zlikwiduje przechylenie samolotu na skrzydło pod kątem γ oraz jeżeli ma stateczność **kierunkową** po powrocie do utraconej równowagi wokół osi z — z i zlikwiduje ślizg samolotu pod kątem β . Ponieważ stateczności poprzeczna i kierunkowa są ściśle ze sobą związane, rozpatrujemy je jako stateczność **boczną** samolotu.

Badając stateczność dynamiczną analizujemy szczegółowo rodzaj ruchu wykonywanego przez samolot po pochyleniu go „na nos” czy „na ogon”.

Omówmy to na przykładzie modelu bez napędu, który wypuszczony z ręki będzie wykonywał lot ślizgowy.

Obserwujemy zachowanie się modelu przy oblatywaniu połączonym z regulacją, czyli doborem położenia środka masy w stosunku do osi podłużnej X .

Możemy tu napotkać ruch stateczny aperiodycznie i periodycznie, stateczność obojętną oraz ruch periodycznie lub aperiodycznie niestateczny (rys.).



Rys. Rodzaje
równowagi modelu w locie
a — równowaga trwała
(stateczny),
b — równowaga
okresowa, periodyczna
(stateczny),
c — równowaga
obojętna,
d — równowaga
okresowa (niestateczny),
e — równowaga
nietrwała (niestateczny)
z lewej strony rysunku
pokazano charakter ruchu
oscylacyjnego, zaś z prawej
strony — kształty torów lotu
przy każdym z tych rodzajów
wahań

Mówiąc tu o ruchu mamy na myśli przede wszystkim charakter powrotu do stanu równowagi czy też kompletną utratę możliwości kontynuowania statecznego lotu.

Badając stateczność dynamiczną poprzeczną sprawdzamy na podstawie wykonywanego ruchu przy przechyleniu modelu na boki czy też po wytrąceniu go z kierunku lotu, czy ma tendencję do powrotu do położenia początkowego (przed zakłóceniem), czy też kompletną utratę możliwości kontynuowania statecznego lotu.

Obydwa te zakłócenia równowagi dają pojęcie o stopniu stateczności bocznej modelu.

Aperiodyczny typ powrotu lub osiągnięcia stanu prawidłowego równowagi obserwujemy wtedy, gdy model wypuszczony z ręki przyjmuje od razu inny; prawidłowy kąt toru lotu ślizgowego niż go otrzymał przy wyrzuceniu..

Tak dzieje się wtedy, gdy model ma dużą, dobrą stateczność dynamiczną, a tłumienie wahań jest również odpowiednio duże.

Rys.a pokazuje zmiany kąta pochylenia toru lotu i kąta natarcia w funkcji czasu, zaś z prawej strony pokazano tor lotu takiego samolotu.

Periodyczny powrót lub osiągnięcie stanu równowagi występuje wtedy, gdy po wypuszczeniu wykonuje kilka zanikających stopniowo wahań (pompowanie modelu) dookoła osi Y zmniejszając i powiększając kolejno kąt natarcia skrzydeł aż do uzyskania po pewnym czasie fazy lotu ustalonego, bez wahań:

Model ma wtedy mniejszą niż poprzednio stateczność statyczną, ale wystarczającą do utrzymania spokojnego toru lotu, chociaż każde większe wytrącenie z równowagi powoduje, że model znowu przechodzi fazę kilku zanikających wahań (pompek) zanim osiągnie stały, spokojny lot.

Sytuację taką pokazuje rys.b wraz z kształtem toru lotu po prawej stronie. Gdy wahania modelu i faliści tor jego lotu nie mają tendencji do zanikania, wtedy model może mieć słabą stateczność statyczną i dynamiczną przy niedostatecznym tłumieniu wychyleń. Wahania (pompowanie) wtedy nie pogłębiają się, ale też nie zmniejszają się i lot faliści przedłuża się aż do zatrzymania się na jakiejś przeszkodzie lub do wylądowania, które nie zawsze kończy się bezawaryjnie. Jest to przypadek, gdy model jest statycznie stateczny, ale dynamicznie obojętny. Do pełnej stateczności dynamicznej konieczny jest nie tylko moment ustateczniający, ale również niezbędne jest dostatecznie intensywne tłumienie wahań, mających swe źródło w bezwładności i mas modelu (w jego dużym momencie bezwładności).

Stan taki pokazano na rys.c. Gdy model ma niewystarczającą stateczność dynamiczną, wtedy wahania jego pogłębiają się i doprowadzają do zderzenia z ziemią.

Model może wtedy mieć nawet słabą stateczność statyczną, która jednak nie wystarcza do zapewnienia spokojnego prawidłowego lotu (rys.d).

Bardzo ciekawy przypadek niedostatecznie tłumionego kierunkowo lotu modelu (który jest poza tym stateczny poprzecznie) obserwujemy czasem przy obojętnej stateczności bocznej. Model przechodzi; wtedy w okresowe wahania poprzeczne i kierunkowe, nazywane holendrowaniem.

Przypadek ten omówimy bardziej szczegółowo przy analizie stateczności bocznej modelu wykonującego wężykowate loty w płaszczyźnie prawie poziomej.

Najgorszy przypadek braku stateczności zarówno statycznej, jak i dynamicznej pokazano na rys.e. Zakłócenie lotu nie tylko nie likwiduje się, ale wychylenie pogłębia się coraz bardziej, prowadząc do nieuchronnej awarii. Najbardziej jest to widoczne przy niestateczności podłużnej modelu, gdy po wypuszczeniu go do lotu przechodzi w coraz bardziej odchodzący od poziomu lot nurkowy, uderzając w ziemię w niewielkiej odległości albo, wznosi się coraz bardziej pionowo (aż do zupełnej utraty prędkości) i zwałenia się w locie pionowym również do uderzenia w ziemię.

Niedostateczne tłumienie przechylenia poprzecznego jest przy słabej statycznej stateczności poprzecznej przyczyną wchodzenia modelu w lot po linii spiralnej coraz bardziej zacieśniającej się z pogłębianiem przechylenia. Model może mieć wtedy wystarczającą stateczność kierunkową, ale w sumie mamy tu przypadek niestateczności bocznej, tzw.- spiralnej, z powodu niedostatecznego tłumienia przechyłów.

Lot w takich warunkach musi zakończyć się także nieuchronnym uderzeniem modelu w ziemię.

Stateczność podłużna

Efekt działania sił aerodynamicznych i momentów od tych sił na położenie profilu został omówiony w temacie „Środek parcia i środek aerodynamiczny”.

Dla przypomnienia wielkość sił aerodynamicznych oraz momentów od tych sił zależy od:

1/ kąta natarcia i kształtu profilu.

2/ prędkości opływu.

Nierównowaga sił i momentów umożliwia pochylanie samolotu względem osi poprzecznej (zmiana wysokości lotu).

Równowaga sił i momentów umożliwia wyrównoważenie samolotu w locie ustalonym, utrzymanie stateczności podłużnej.

Powyższe zadania spełnia usterzenie poziome, zwane także **usterzeniem wysokości**.

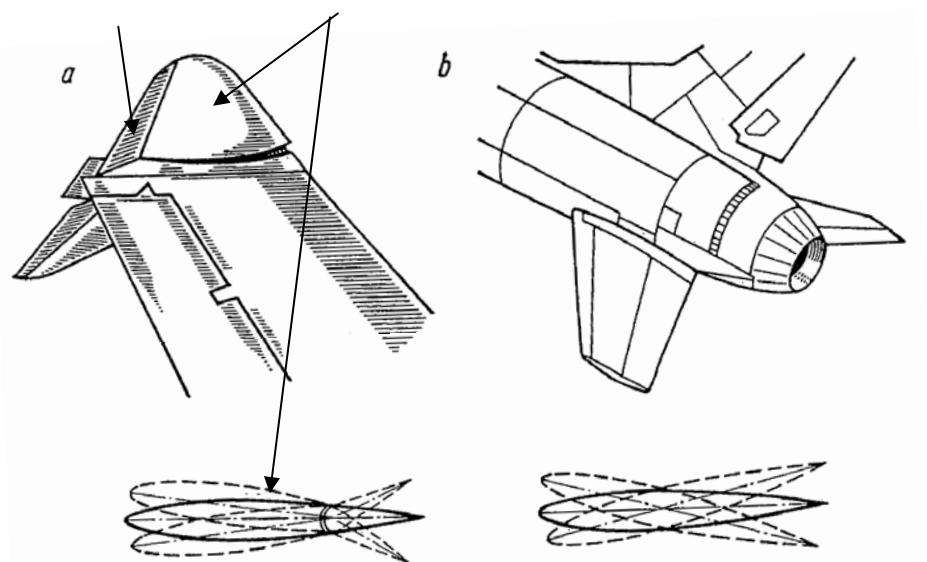
Usterzenie wysokości budowane jest jako:

-klasyczne, składające się ze statecznika poziomego /stałego lub ruchomego/ oraz steru wysokości.

W szybkich samolotach poddźwiękowych stosuje się

ster wysokości

statecznik poziomy



Rys. Usterzenie pływające (a) i płytowe (b)

ruchomy statecznik poziomy, umożliwiającą zmianę zaklinowania w czasie lotu.

Jest on przestawiany przy pomocy silników elektrycznych lub hydraulicznych.

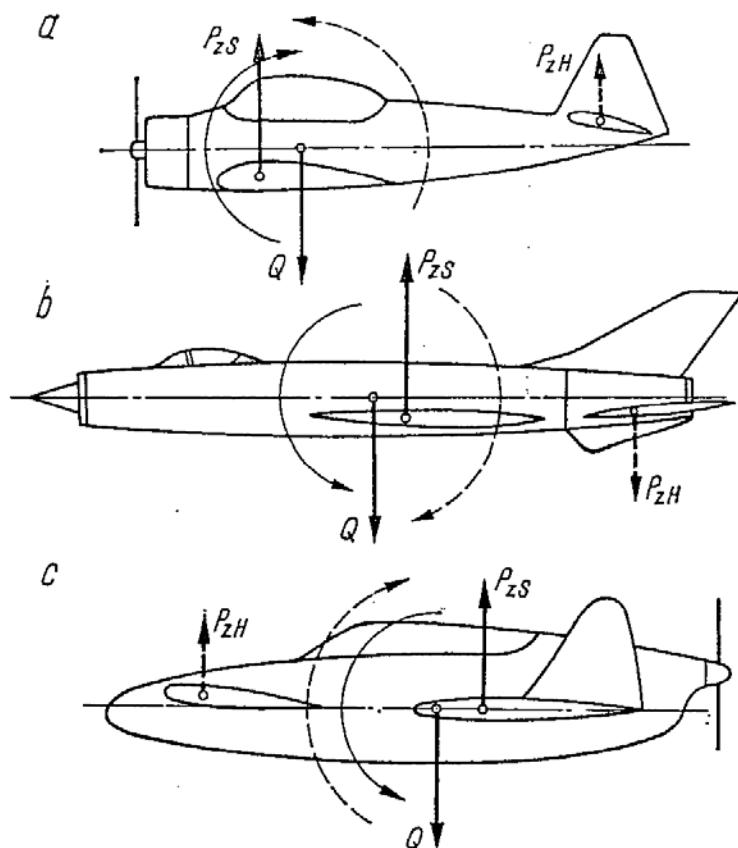
W zależności od zastosowanego rozwiązania:

- przestawiany jest niezależnie od przemieszczania steru wysokości,
- powiązany z przemieszczaniem steru, podąża za nim, zmniejszając kąt wychylenia steru względem statecznika, a tym samym zmniejszając siłę wywieraną na ster
- płytowe, stosowane w samolotach naddźwiękowych.

Jest to jedna sztywna płyta, wychylana dookoła osi poprzecznej.

Spełnia rolę zarówno steru jak i statecznika poziomego.

Każdej prędkości lotu odpowiada odpowiedni kąt wychylenia steru wysokości, a więc konieczne jest przyłożenie odpowiedniej siły na drążek sterowy.



5.6. Powstanie momentu pochylającego w samolocie o układzie klasycznym z usterzeniem nośnym (a) i nie nośnym (b) oraz o układzie kaczka (c)

Klasyczne usterzenie poziome, to znaczy usterzenie składające się ze stateczników i sterów, budowane było jako nośne /rys a/.

Usterzenie nośne wytwarzało znaczną część siły nośnej samolotu.

Przy wychylaniu steru zmieniała się wartość, a nie kierunek działania siły /siła nośna była zawsze skierowana zgodnie z siłą nośną skrzydła/; w układzie tym środek ciężkości znajduje się za środkiem parcia skrzydła.

Na rys b pokazano obecnie najczęściej stosowany układ, w którym środek ciężkości położony jest przed środkiem parcia skrzydła, a na stateczniku poziomym powstają siły zmienne co do wielkości i kierunku, zapewniając stateczność podłużną.

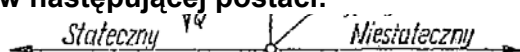
Na rys. pokazano rozkład sił i momentów dla pierwszego z układów; oznaczono punkt neutralny N oraz środek masy G, w stosunku do którego będziemy obliczali momenty i siły działające na ten układ.

Odległość punktu neutralnego N od środka masy G oznaczono przez X , zaś odległość osi aerodynamicznej usterzenia poziomego od punktu G przez L_u . Siła P_z znajduje się wtedy w punkcie N, zaś pionowa siła na usterzeniu poziomym P_u w osi aerodynamicznej usterzenia.

Ponieważ rozpatrujemy stateczność podłużną, więc wszystkie momenty i siły na rys. należy umiejscowić w płaszczyźnie symetrii skrzydła.

Poza wymienionymi już siłami działa jeszcze moment M_0 , którego wielkość zależy przy określonej prędkości lotu tylko od kształtu profilu.

Układ znajduje się w równowadze, tzn. nie będzie miał tendencji do obracania się dookoła środka masy G wtedy, gdy moment M_0 oraz momenty sił P_z oraz P_u względem środka masy będą równoważyły się. Zgodnie ze schematem pokazanym na rys. możemy napisać równanie równowagi w następującej postaci:



Rys. . Układ sił i momentów w normalnym układzie (położenie Q poza N)

- O — os równowagi obojętnej, X_0 — odległość osi obojętnej równowagi od osi aerodynamicznej skrzydła,
- X — odległość punktu neutralnego N od środka masy (ciężkości) G, Z_s — zapas stateczności, P_z — siła nośna skrzydła
- cięciwa profilu, P_u — siła nośna na usterzeniu, L_u — odległość siły na usterzeniu od spodka masy,
- Q — ciężar (siła ciężkości), M_0 — moment skrzydła; strzałkami oznaczono zakresy stateczności

$$M_o - P_z \cdot X - P_u \cdot L_u = 0$$

W stanie ustalonym, tzn. statycznie, ta zależność pomiędzy działającymi siłami i momentami określa warunek równowagi. Wektor ciężaru jest umieszczony w środku masy i dlatego nie daje żadnego momentu, a jest zrównoważony sumą sił $P_z + P_u$.

Wiemy już więc, że układ jest statycznie zrównoważony, ale aby przekonać się czy nie jest to stan równowagi obojętnej, czy nawet chwiejnej, musimy przeanalizować co się stanie, gdy pojawi się zakłócenie wytrącające układ z równowagi, np. przez podmuch zwiększający kąt natarcia skrzydła o kąt $\Delta\alpha$.

Ponieważ usterzenie jest w strudze powietrza odchylonej od kierunku opływu o kąt odgięcia strug δ , więc powiększenie siły nośnej P_z spowoduje również powiększenie kąta odgięcia strug o kąt $\Delta\delta$, zmniejszając w ten sposób zmianę kąta natarcia usterzenia o taką samą wielkość.

Gdy więc kąt natarcia skrzydła wzrośnie o kąt $\Delta\alpha$, wtedy kąt natarcia usterzenia powiększy się tylko o kąt $\Delta\alpha - \Delta\delta$.

Niemniej jednak siła na usterzeniu poziomym wzrośnie o wielkość proporcjonalną do zmiany kąta natarcia usterzenia. Powstanie wtedy przy zakłóceniu równowagi inna proporcja pomiędzy siłami i jeśli poprzednie równanie po podstawieniu nowych wartości sił oraz wykaże także stan równowagi, to będzie znaczyło, że jest to stan równowagi obojętnej, w której brak jest impulsu do przeciwstawienia się zakłóceniu. Ponieważ M_o nie zmienia się, więc i po zmianie kąta natarcia o $\Delta\alpha$ nie ma przyrostu momentu M_o i cały układ w nowym położeniu równowagi musi spełniać warunek:

$$M_o = \Delta P_u \cdot L_u - \Delta P_z \cdot X = 0$$

Dla utrzymania stanu równowagi obojętnej wystarczy, jeżeli:

$$\Delta P_u \cdot L_u = \Delta P_z \cdot X_0$$

stąd:

$$X_0 = \frac{\Delta P_u}{\Delta P_z} \cdot L_u$$

W ten sposób wyznacza się największą odległość od punktu neutralnego, w jakiej może leżeć środek masy, aby zachować przynajmniej obojętną stateczność układu.

Gdy środek masy znajduje się przed tą maksymalną odległością X_0 określającą stateczność obojętną, wtedy ciężar Q wytworzy w stosunku do punktu 0 moment $\Delta M_o = Q \cdot (X_0 - X)$

który będzie przeciwdziałał powiększeniu kąta natarcia o kąt $\Delta\alpha$ **starając się doprowadzić układ do poprzedniego stanu równowagi.**

Wielkość tego przyrostu momentu ΔM_o jest miarą intensywności tłumienia pochylenia i przywracania początkowego stanu równowagi; jest to stan świadczący o pozytywnej stateczności dynamicznej.

Gdy środek masy znajduje się z tyłu, poza największą dopuszczalną odległością X_0 , wtedy odległość $X_0 - X$ przyjmie wartość ujemną i zamiast przeciwdziałania pochyleniu, moment pojawiający się ΔM_o będzie miał znak przeciwny, współdziałając z kierunkiem zwiększenia kąta natarcia α , a więc wytrącając samolot z początkowego stanu równowagi i powiększając kąt natarcia aż do przekroczenia α_{kr} i maksymalnych wartości współczynnika siły nośnej $c_{z \max}$, w konsekwencji do wpadnięcia w korkociąg.

Zmniejszenie kąta natarcia jest również bardzo niekorzystne, ponieważ współdziałanie przyrostu momentu ΔM_o będzie bardzo szybko dalej zmniejszało kąt natarcia i samolot rozpędzi się, przechodząc w stromy lot ślizgowy, kończący się pionowym lotem nurkowym i zderzeniem z ziemią. Położenie środka masy przed osią obojętną 0 układu daje samolot stateczny statycznie i dynamicznie, gdy jednak środek masy znajduje się poza osią obojętną, wtedy jest niestateczny statycznie i dynamicznie i nie może latać.

Różnica $X_0 - X$ daje tzw. zapas stateczności określający odbieganie od stanu równowagi obojętnej. Zapas ten jest wyrażany zwykle jako procent średniej cięciwy skrzydła, równy odległości środka masy od osi stateczności obojętnej, przy czym określa się go w porównaniu do cięciwy skrzydła, która jest przyjmowana jako ramię momentu aerodynamicznego.

W normalnych warunkach zapas stateczności jest dostatecznie duży, gdy środek masy znajduje się w odległości 30% cięciwy średniej skrzydła od krawędzi natarcia, ale przy proporcjonalnie większych powierzchniach usterzenia poziomego może on być nawet w odległości 80÷100%, a czasem jeszcze dalej, jest to wtedy związane z większym udziałem usterzenia poziomego w wytwarzaniu siły nośnej

przy nośnym stateczniku, który w ten sposób przesuwa oś stateczności obojętnej ku tyłowi.

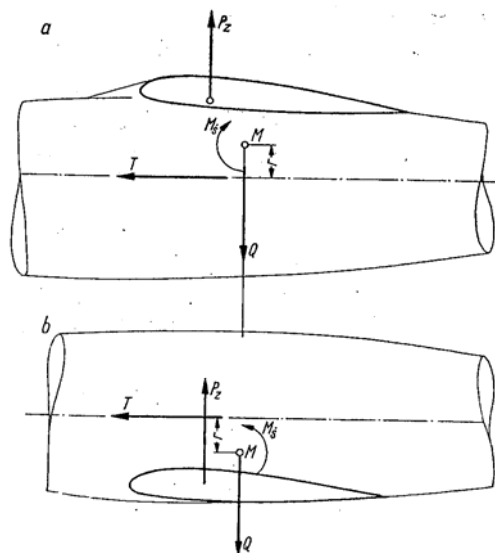
Przesuwanie środka masy w pobliże osi obojętnej ma dwie konsekwencje:

- zmniejszenie zapasu stateczności, co jest niekorzystne,
- zwiększenie siły nośnej usterzenia poziomego zwiększa całkowitą siłę nośną i polepsza doskonałość oraz zmniejsza jego prędkość opadania.

Wynika stąd, że dla uzyskania jak najmniejszej prędkości opadania i największej doskonałości, położenie środka masy odgrywa bardzo poważną rolę i nie powinno być lekceważone oraz że samolot o dobrych osiągnięciach aerodynamicznych nie może mieć bardzo dobrej stateczności.

Siły oporu mają także niewielki wpływ na wytwarzanie momentów względem środka masy modelu, jednak można mu łatwo przeciwdziałać przez odpowiednie zaklinowanie usterzenia poziomego.

Nieco inaczej przedstawia się sprawa z ciągiem śmigła w zależności od tego czy linia działania



Rys. 7.15. Wpływ położenia osi ciągu śmigła na momenty
a — przy położeniu osi śmigła poniżej środka masy i przy dodawaniu gazu rosnąca siła ciągu śmigła T powoduje powiększenie momentu względem masy $M = T \cdot r$, b — gdy środek masy znajduje się poniżej osi ciągu śmigła i powiększanie gazu i siły ciągu śmigła T powiększa wielkość momentu w stosunku do masy M

zespołu śmigło-silnikowego przechodzi ponad czy pod środkiem masy.

Gdy linia działania ciągu przechodzi ponad środkiem masy, wtedy moment od ciągu musi być zrównoważony odpowiednim ustawieniem kąta natarcia usterzenia poziomego na mniejszy, ale i wtedy musimy pamiętać, że moment od ciągu zmienia się w zależności od wysokości, na której zmienia się (zmniejsza się) moc silnika tak, że jest praktycznie niemożliwe zrównoważenie tych momentów w całym zakresie lotu wznoszącego.

Taka niekorzystna sytuacja powstaje tylko wtedy, gdy oś obrotu śmigła leży powyżej środka masy, zaś gdy leży poniżej, wtedy moment od ciągu usiłuje powiększyć kąt natarcia. Mamy tutaj bowiem przypadek, gdy zwiększanie ciągu silnika przedstawia jednocześnie równowagę samolotu na większe kąty natarcia, czyli na lot wznoszący, podczas gdy zmniejszanie powoduje stopniowo przechodzenie w lot ślizgowy. Pod tym względem układ konstrukcyjny górnopłata ma przewagę nad dolnopłatem, w którym ciąg silnika ma ujemny wpływ na stateczność podłużną (rys.).

Podobne działanie ma również położenie środka masy w zależności od osi obojętnej samolotu. Jeżeli ma nisko położony środek masy, to w stosunku do punktu neutralnego N daje on zawsze moment ustateczniający przy wytrąceniu układu z równowagi, podobnie jak dzieje się to z prostym wahadłem, które wychylone z położenia równowagi wytwarza jednocześnie moment starający się przywrócić położenie początkowe w stosunku do punktu zawieszenia, czyli. sprowadzić układ do równowagi.

Wielkość powierzchni usterzenia poziomego S_u oraz jego odległość od środka masy L_u mają jednak zasadnicze znaczenie przy ustalaniu zabezpieczenia odpowiedniej stateczności podłużnej. Analizując przyrosty sił P_z oraz P_u przy wychyleniu układu o kąt $\Delta\alpha$ spowodowany zakłóceniem zewnętrznym równowagi otrzymaliśmy zależność określającą warunek równowagi:

Z zależności tej widać, że przyrost momentu od usterzenia poziomego ma decydujący wpływ na zachowanie stanu równowagi, ze względu na dużą wartość odległości usterzenia L_u . Jeśli więc stateczność samolotu jest niewystarczająca, to dla zwiększenia przyrostów momentu $\Delta P_u \cdot L_u$ albo trzeba zwiększyć odległość L_u usterzenia od środka masy, albo powiększyć przyrost siły P_u poprzez powiększenia powierzchni usterzenia poziomego.

Zwykle łatwiejszym sposobem jest powiększenie powierzchni usterzenia poziomego niż przedłużenie kadłuba, ale obydwa sposoby dają równie dobre wyniki. Innym sposobem powiększenia skuteczności działania przyrostów momentów $\Delta P_u \cdot L_u$ usterzenia poziomego jest zmiana stosunku ΔP_u do ΔP_z ,

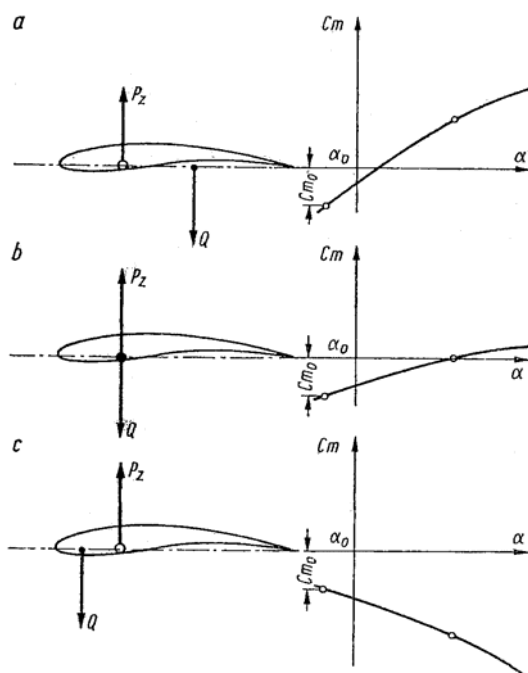
tzn. aby przyrosty siły nośnej na usterzeniu ΔP_u były większe niż przyrosty siły nośnej na skrzydle P_z . Można to uzyskać przez nadanie skosu skrzydłu ku tyłowi; wtedy siła nośna jest zależna tylko od składowej prędkości prostopadłej do krawędzi natarcia, a więc i przyrost jej jest zależny od tej składowej.

Przyrost kąta natarcia skrzydła jest zatem zmniejszony w stosunku do przyrostu kąta natarcia, podczas gdy przyrosty sił na usterzeniu poziomym są zależne od całkowitej prędkości lotu V , a zatem i od przyrostu kąta natarcia $\Delta\alpha$.

Skrzydło powinno wtedy mieć skos do tyłu pod kątem χ , natomiast usterzenie poziome powinno mieć krawędź natarcia prostopadłą do płaszczyzny symetrii.

Położenie środka masy w kierunku poziomym wzdłuż osi ma znaczenie dużo większe dla jego stateczności i dopuszczalne przesunięcie musi być dokładnie określone w przypadku braku statecznika /latające skrzydło/. (rys.).

Stateczność statyczna przy stałej prędkości



Rys. Wpływ położenia środka masy na stateczność
a — położenie tylne, za osią aerodynamiczną, b — położenie obojętne, w osi obojętnej (w punkcie neutralnym), c — położenie przednie, przed osią aerodynamiczną
M — środek masy, Q — ciężar (siła ciężkości), P_z — siła nośna, O — oś aerodynamiczna skrzydła

Gdy środek masy znajduje się za osią aerodynamiczną (rys. a), wtedy istnieje moment powiększający kąt natarcia i wytrącający samolot z położenia równowagi początkowej będzie powiększał ten moment, powodując, dalsze powiększanie kąta natarcia. Jest to klasyczny przykład stanu niestatecznego, w którym chwilowe zakłócenie równowagi będzie się samoczynnie powiększało bez możliwości powrotu do stanu wyjściowego.

Każdy podmuch zmniejszający kąt natarcia jest natychmiast przeważony przez znacznie większy moment od siły nośnej P_z i samolot również nie może powrócić do stanu równowagi początkowej. Jest to także stan wyraźnej niestateczności podłużnej — samolot przechodzi na coraz większe kąty natarcia aż do oderwania strug na skrzydle i pionowego zwalania się w dół.

Gdy środek masy pokrywa się z położeniem osi aerodynamicznej, wtedy siła P_z równoważy ciężar i po wytrąceniu go z tego położenia równowagi (przez podmuch czy inną przyczynę) powstają momenty pogłębiające to wychylenie, jednak są one stosunkowo niewielkie i samolot wprawdzie zmienia swoje położenie, ale powoli.

Jest to sytuacja zbliżona do stanu równowagi obojętnej kuli Jeżące na równej, poziomej powierzchni

choć wykazującą również cechy braku równowagi.

Gdy środek masy zajmuje położenie przed osią aerodynamiczną (rys. c), wtedy powstaje moment od siły P_z pochylający samolot „na głowę” i zmniejszający kąt natarcia.

Przy tym zmniejszaniu kąta natarcia środek wyporu siły P_z przesuwa się ku tyłowi

(a więc i zmniejszenie kąta natarcia będzie się ciągle powiększało) wprowadzając ostatecznie samolot w lot nurkowy, aby przy $C_z = 0$ osiągnąć pionowy tor lotu.

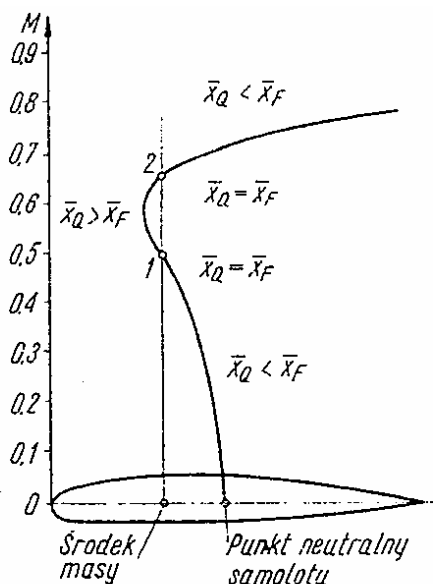
Układ jest więc również niestateczny, nie zabezpieczający bez dodatkowych urządzeń, równowagi w locie, czyli stateczności.

Z rozważań tych wynika, że stateczny lot przy określonym kącie natarcia można uzyskać dopiero po zastosowaniu dodatkowego urządzenia, np. usterzenia poziomego.

Stateczność statyczna przy dużych prędkościach.

Rozpatrywane dotychczas zagadnienia stateczności podłużnej samolotu odnosiły się do prędkości, przy których nie występowała ściśliwość powietrza.

Przy dużych prędkościach, kiedy ściśliwość powietrza wywiera wpływ na charakterystyki aerodynamiczne, zjawiska związane ze statecznością podłużną samolotu



są nieco inne.

Ze wzrostem liczby Ma ognisko samolotu ma tendencję do przesuwania się do przodu, a więc maleje odległość między środkiem masy a środkiem parcia.

Może zdarzyć się, że przy pewnej liczbie Ma ognisko pokryje się ze środkiem masy (pkt 1 na wykresie).

Wtedy samolot stateczny przy małych prędkościach lotu staje się statecznie obojętny. Przy dalszym wzroście prędkości lotu ognisko przemieszcza się przez środek masy i samolot staje się niestateczny. Ten stan rzeczy ma miejsce do pewnej wartości liczby Ma , bowiem po osiągnięciu jeszcze większych prędkości ognisko przemieszcza się do tyłu, pokrywa się znów ze środkiem masy (pkt 2), a następnie przesuwa się za środek masy i samolot ponownie staje się stateczny podłużnie. Drugą przyczyną zmniejszania się stateczności podłużnej samolotu przy wzroście prędkości lotu jest wzrost kąta α odchylenia strumienia powietrza za skrzydłem. Na skutek tego kąt natarcia usterzenia poziomego maleje, co powoduje spadek siły nośnej usterzenia, a więc i momentu ustateczniającego samolot. Jeżeli prędkość lotu samolotu jest na tyle duża, że lokalna prędkość dźwięku $Ma > Ma_{kr}$, to jak wiadomo powstają fale uderzeniowe. Fale uderzeniowe powstają tym wcześniej, im większa jest względna grubość profilu. Ponieważ profile skrzydeł są znacznie grubsze niż profile usterzenia, fale uderzeniowe powstają najpierw na powierzchni skrzydła. Fale uderzeniowe powodują zmianę

rozkładu ciśnień na skrzydle, na skutek czego następuje spadek wartości $\frac{\Delta c_z}{\Delta \alpha}$, zaś siła nośna

usterzenia pozostaje bez zmian. Środek parcia przemieszcza się do tyłu, wobec czego samolot ma tendencję do wchodzenia w lot nurkowy. Zjawisko to w wielu przypadkach okazuje się niebezpieczne, gdyż samolot traci zdolność reagowania na wychylenia steru wysokości i nie daje się wyprowadzić z lotu nurkowego.

Przy dalszym wzroście prędkości lotu mogą wystąpić także fale uderzeniowe na usterzeniu, wskutek czego siła nośna usterzenia maleje, a środek parcia przemieszcza się do przodu i samolot jest statecznie obojętny lub nawet przechodzi w zakres niestateczny. Opisane powyżej zjawiska mogą występować kilkakrotnie w ciągu jednego lotu, a pilot musi pamiętać o odmiennym zachowaniu się samolotu przy prędkościach nadkrytycznych w porównaniu do lotu z małymi prędkościami.

Działanie usterzenia poziomego.

Ponieważ usterzenie poziome ma wszystkie cechy podobne do skrzydła nośnego, można je rozważać pod dwoma różnymi kątami widzenia, a mianowicie:

- gdy usterzenie poziome odgrywa rolę jedynie urządzenia ustateczniającego,
- gdy usterzenie poziome, poza zadaniem ustatecznienia, jest również wykorzystywane jako dodatkowa powierzchnia nośna.

W przypadku pierwszym siłę nośną równoważącą ciężar wytwarza jedynie skrzydło, zaś usterzenie nie wytwarza w normalnym ustalonym locie poziomym żadnej siły nośnej. Na usterzeniu takim stosujemy zwykle profil symetryczny, tak aby przy optymalnym kącie natarcia skrzydła α_o i po uwzględnieniu kąta ε odchylenia strug za skrzydłem leżał dokładnie wzdłuż strug strumienia i nie dawał żadnej siły nośnej pionowej. Powinien on być opływany pod kątem natarcia równym zeru w stosunku do miejscowego kierunku strug powietrza za płatem nośnym, dając najmniejszy możliwy opór.

Sytuację taką przedstawiono na rys. a (położenie 0 — środkowe).

Kąt natarcia usterzenia α_u w stosunku do kierunku strumienia niezakłóconego wynosi więc wtedy:

$$\alpha_u = \alpha_s - \varepsilon$$

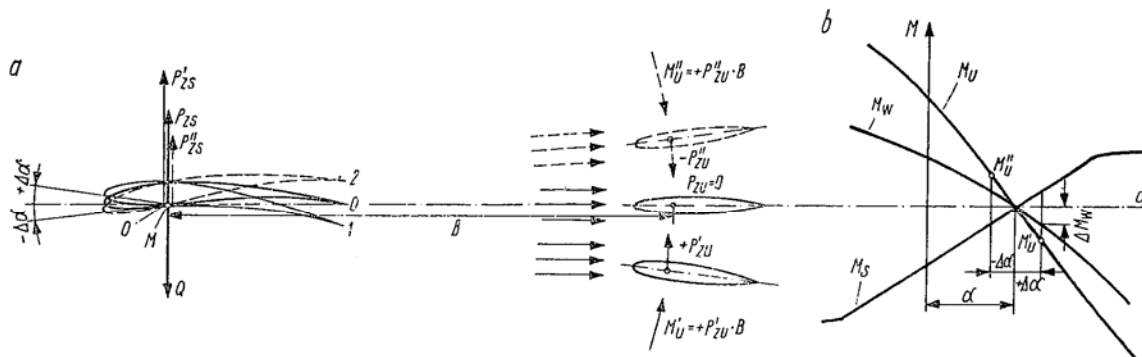
gdzie:

α_s - kąt natarcia skrzydła,

ε - kąt odchylenia strug za skrzydłem.

Przy podmuchu ku górze, czyli w momencie powiększającego się kąta natarcia (rys. 7:18,1)

rośnie również siła nośna powiększająca jednocześnie kąt odchylenia strug za skrzydłem ku dołowi.



Rys. Działanie usterzenia poziomego nie dające siły nośnej

a — rozkład sił i momentów, b — wykres momentów i równowagi przy kącie

M_s — moment od skrzydła, M_u — momenty od usterzenia, P_{zs} — siła nośna skrzydła, P_{zu} — siła usterzenia, O — oś aerodynamiczna skrzydła, M — środek masy, B — odległość usterzenia od środka masy, Q — ciężar modelu (siła ciężkości)

Ostatecznie jednak usterzenie jest omywane strumieniem pod dodatnim kątem natarcia, wytwarzającym pewną siłę nośną P_{zu} , która daje na ramieniu B moment ujemny, zmniejszający kąt natarcia $M_u = P_{zu} \cdot B$, a więc moment ustaleczający cały układ.

Kąt natarcia, pod którym strumień powietrza spływającego ze skrzydła omywa usterzenie, ma wtedy wielkość:

$$\alpha_u + \Delta\alpha_u = \alpha_s + \Delta\alpha_s - (\varepsilon + \Delta\varepsilon)$$

stąd przyrost kąta natarcia usterzenia wynosi:

$$-\Delta\alpha_u = -\Delta\alpha_s + \Delta\varepsilon$$

Przyrost siły nośnej jest więc na usterzeniu mniejszy niż na skrzydle, jednak daje on moment, którego w położeniu 0 skrzydła nie było, zaś ze względu na dużą wielkość ramienia B moment ten jest dostatecznie duży, aby zapewnić szybki powrót do początkowego stanu równowagi.

Odwrotna sytuacja powstaje wtedy, gdy kierunek podmuchu jest ku dołowi (rys. 7.18,2), czyli występuje zmniejszanie się kąta natarcia, bowiem wtedy siła nośna zmniejsza się pomniejszając jednocześnie odchylenie strug za skrzydłem. Usterzenie jednak jest ostatecznie omywane strumieniem pod ujemnym kątem natarcia i wytwarza ujemną siłę nośną $-P_{zu}$ która na ramieniu B daje moment dodatni, powiększający kąt natarcia ($M_u = -P_{zu} \cdot B$ — jest to również moment ustaleczający).

Kąt natarcia, pod którym strumień powietrza spływający ze skrzydła omywa usterzenie, wyraża się wzorem:

$$\alpha_u - \Delta\alpha_u = \alpha_s - \Delta\alpha_s - (\varepsilon - \Delta\varepsilon)$$

stąd przyrost kąta natarcia usterzenia wynosi:

$$-\Delta\alpha_u = -\Delta\alpha_s + \Delta\varepsilon$$

Przyrost siły nośnej jest więc na usterzeniu ujemny i daje również moment, którego w położeniu 0 nie było.

Na rys. b pokazano schematycznie wykres momentów skrzydła $M_s = f(\alpha)$ oraz momentów powstających od usterzenia poziomego $M_u = f(\alpha)$.

Zsumowanie tych momentów daje krzywą momentu wypadkowego $M_w = f(\alpha)$.

Przecięcie się tej krzywej z osią kątów natarcia wyznacza kąt, przy którym następuje równowaga lotu. Odchylenie od tego położenia o kąt $\Delta\alpha$ jest przyczyną jednoczesnego pojawienia się przyrostu momentu wypadkowego M_w powodującego powrót do położenia równowagi przy kącie natarcia α . Przy odchyleniu o kąt $-\Delta\alpha$ powstaje automatycznie przyrost momentu o znaku odwrotnym,

powodujący również powrót do początkowego położenia równowagi i można wtedy powiedzieć, że samolot jest stateczny.

W przypadku drugim (rys.) siła nośna na usterzeniu P_{zu} istnieje również w locie ustalonym przy kącie natarcia dobranym dla uzyskania optymalnych osiągnięć. Powstaje tutaj moment od usterzenia, równoważący się z momentem od skrzydła (należy pamiętać, że obliczenia wykonujemy w stosunku do środka masy — rys.).

Moment od siły nośnej skrzydła ma wtedy wartość $M_s = P_{zs} \cdot l$, gdzie l oznacza odległość środka masy od osi aerodynamicznej profilu (rys.).

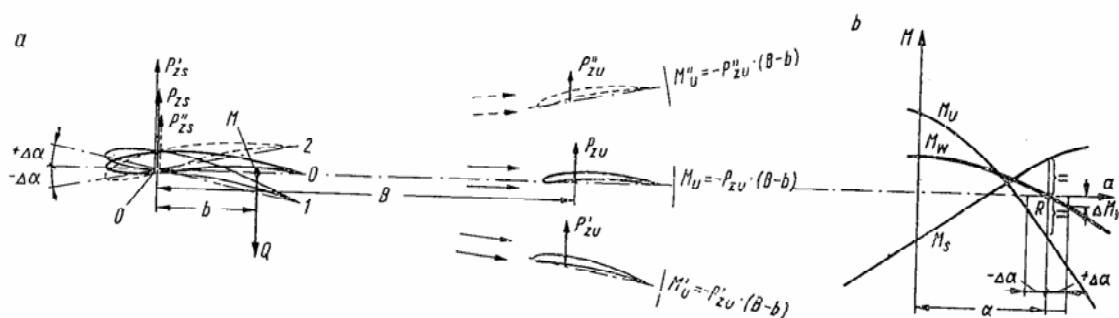
Powiększenie tej odległości zmusza do większego obciążania usterzenia, które musi wtedy wytwarzać większą siłę nośną, pogarszając jednocześnie możliwości ustatecznienia samolotu.

Różnica pomiędzy skrajnym tylnym położeniem środka masy X oraz położeniem rzeczywiście zastosowanym w modelu Z stanowi tzw. zapas stateczności, wyrażany zwykle w procentach ciężaru skrzydła $\%b$; ($Z_s = X - l$).

Zapas ten ma decydujące znaczenie przy określaniu stateczności dynamicznej.

Przy zastosowaniu statecznika poziomego wytwarzającego dodatkową siłę nośną, krzywa momentu wypadkowego jest mniej nachylona do osi (rys.b) niż przy zastosowaniu statecznika nienośnego (rys.b), co świadczy o tym, że przyrosty momentu wypadkowego przy wychyleniu samolotu o kąt $\Delta\alpha$ są mniejsze, a więc i powrót do wyjściowego położenia równowagi jest bardziej powolny.

Przyczyną mniejszej efektywności działania ustateczniającego nośnego usterzenia poziomego jest fakt, że przyrost siły nośnej na stateczniku musi wtedy dawać nie tylko moment ustateczniający, ale



Rys. 7.19. Działanie usterzenia poziomego dającego siłę nośną

a — rozkład sił i momentów, b — wykres momentów i równowagi przy kącie α
 M_s — momenty od skrzydła, M_u — momenty od usterzenia, M_w — momenty wypadkowe, O — oś aerodynamiczna skrzydła,
 P_{zs} — siła nośna skrzydła, P_{zu} — siła nośna na usterzeniu, M — środek masy, Q — ciężar (siła ciężkości), B — odległość usterzenia od środka aerodynamicznego skrzydła, b — odległość środka masy (ciężkości) od osi aerodynamicznej skrzydła

także zrównoważyć przyrost momentu pochodzący od zwiększenia siły nośnej skrzydła.

Jeśli środek masy znajduje się w odległości skrajnej od osi aerodynamicznej modelu, to cały przyrost siły nośnej na usterzeniu poziomym jest zużywany na unoszenie masy samolotu (jego ciężaru) i po przekroczeniu odległości X udział usterzenia w wytwarzaniu siły nośnej jest zbyt duży — przewyższający udział skrzydła.

Innymi słowy, gdy siła nośna wytwarzana przez jednostkę powierzchni usterzenia zbliża się do wartości siły nośnej wytwarzanej przez jednostkę powierzchni skrzydła, to środek masy samolotu przesuwają się do swojego skrajnego położenia, zaś działanie ustateczniające usterzenia maleje, aby po przekroczeniu odległości X przejść do wartości nie zabezpieczających stateczności.

Objawia się to wyraźnie przy analizie stateczności dynamicznej samolotu.

Stateczność statyczna ma istotne znaczenie dla pilotowania samolotu.

Jeżeli na sterownicy pojawia się siła, a sterownica wskazuje wychylenie steru, znaczy to, że samolot znajduje się z dala od stanu równowagi /prędkość zwiększyła się lub zmalała/.

Powrót sterownicy do w położenie wyjściowego i zanik sił świadczą o powrocie ponownie do stanu wyjściowego /tj. do prędkości wyważenia samolotu/.

Mówi się o „czuciu” samolotu.

Pilot nie ma możliwości dokładnej oceny wychylenia steru, a nawet położenia sterownicy, natomiast zawsze odczuwa siły potrzebne do trzymania drążka sterowego, dlatego stateczność

ze sterami puszczonej jest znacznie ważniejsza z punktu widzenia własności lotnych od stateczności ze sterami trzymanymi. Istnienie nadmiernej stateczności także jest niewskazane i wiąże się z koniecznością wykonywania obszernych ruchów sterownicą i użycia znacznych sił, co czyni pilotaż mało dokładnym i uciążliwym.

Równowaga boczna samolotu

Podczas lotu samolot może również obracać się wokół osi $O - x$ i $O - z$.

Równowagę boczną samolotu rozpatruje się zwykle względem współrzędnych związanych z samolotem.

Moment M_x powodujący ruch samolotu wokół osi $O - x$ nazywany jest momentem przechylającym.

Moment ten jest dodatni wtedy, gdy samolot obraca się od osi $O - z$ w kierunku osi $O - y$, tj. gdy prawe skrzydło pochyla się do dołu. Kąt przechylenia samolotu γ jest to kąt obrotu samolotu wokół osi $O - x$, kąt $\gamma > 0$, gdy samolot przechyla się na skrzydło prawe.

Moment M_z powodujący ruch samolotu wokół osi $O - z$ nazywany jest momentem odchylającym.

Moment ten jest dodatni, gdy samolot obraca się od osi $O - y$ do osi $O - x$, tj. gdy prawe skrzydło wysuwa się do przodu.

Siła P_y działająca wzdłuż skrzydła nazywa się siłą poprzeczną i jest dodatnia, gdy kierunek jej jest zwrócony od skrzydła lewego do prawego.

Ślizgiem samolotu nazywamy ruch, podczas którego wektor środka masy nie pokrywa się z płaszczyzną symetrii samolotu.

Kąt ślizgu samolotu β jest to kąt obrotu samolotu wokół osi $O - z$, kąt $\beta > 0$, gdy wskutek obrotu wysunięte zostaje do przodu skrzydło prawe.

Kierunkowa stateczność statyczna i sterowność

Jeżeli samolot leci lotem ustalonym bez ślizgu i na skutek zewnętrznej przyczyny powstał ślizg np. na skrzydło prawe (kąt ($\beta > 0$)), powodujący powstanie momentu odchylającego zmierzającego do zlikwidowania powstałego kąta β , to samolot taki jest stateczny.

Warunek ten przyjmuje postać: $\frac{\Delta c_{mz}}{\Delta \beta} < 0$,

Jest to tzw. stopień stateczności.

Jeżeli: $\frac{\Delta c_{mz}}{\Delta \beta} < 0$ samolot jest stateczny statycznie kierunkowo,

$\frac{\Delta c_{mz}}{\Delta \beta} = 0$ samolot jest kierunkowo statycznie obojętny,

$\frac{\Delta c_{mz}}{\Delta \beta} > 0$, samolot jest kierunkowo statycznie niestateczny.

Im $\frac{\Delta c_{mz}}{\Delta \beta}$ jest mniejsze, tym samolot jest bardziej stateczny.

Stopień stateczności musi mieścić się w granicach 0,001...0,0015, co zapewnia łatwe sterowanie samolotem. Przy pojawieniu się kąta β następuje powstanie sił bocznych kadłuba P_{yk} i usterzenia P_{yv} , które przyłożone są w ogniskach.

Ognisko kadłuba znajduje się przed środkiem masy, zaś ognisko usterzenia za środkiem masy samolotu (patrz rys.).

Wypadkowa siła boczna samolotu przyłożona jest w ognisku samolotu. Jeżeli wypadkowa siła boczna przyłożona jest za środkiem masy samolotu, to dąży ona do zmniejszenia kąta ślizgu β (rys.).

W celu wprowadzenia samolotu do lotu ślizgiem pilot musi wytworzyć moment zakłócający równowagę momentów odchylających, co uzyskuje przez wychylenie steru kierunkowego.

Aby wytworzyć ślizg na skrzydło prawe, pilot wychyla ster kierunkowy w stronę lewą (lewa noga) i odwrotnie.

Jeżeli samolot ma kierunkową stateczność statyczną, to po uzyskaniu kąta β , samoczynnie zmierza do jego zlikwidowania.

Aby temu przeciwdziałać, pilot utrzymuje ster kierunkowy wychylony w lewo.

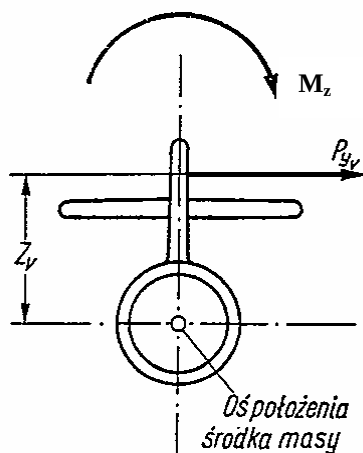
Jeżeli natomiast samolot nie jest kierunkowo stateczny, to po wytworzeniu ślizgu pod kątem β wytworzony moment odchylający zdąży do powiększenia kąta β wbrew woli pilota.

Wobec tego pilot po wprowadzeniu samolotu lewą nogą do lotu ze ślizgiem na skrzydło prawe musi wychylić teraz ster kierunkowy w prawo, w celu zrównoważenia momentu zmierzającego do pogłębienia ślizgu (zwiększenia kąta β). Fakt ten utrudnia pilotowanie samolotu.

Momenty przechylające.

Podczas ustalonego lotu samolotu ze ślizgiem siły działające względem osi 0-x, wytwarzają momenty przechylające. Są to siły pochodzące od skrzydła, usterzenia pionowego, kadłuba, gondoli silnikowych, interferencji, jak również na skutek wychylenia lotek. Najważniejszy jest jednak moment pochodzący od sił działających na usterzenie pionowe, skrzydło i wychylone lotki.

Siły kadłuba i gondol ze względu na to, że działają na małym ramieniu względem osi 0 — x, wytwarzają moment przechylający o nieznacznej wartości.



Moment przechylający od usterzenia pionowego.

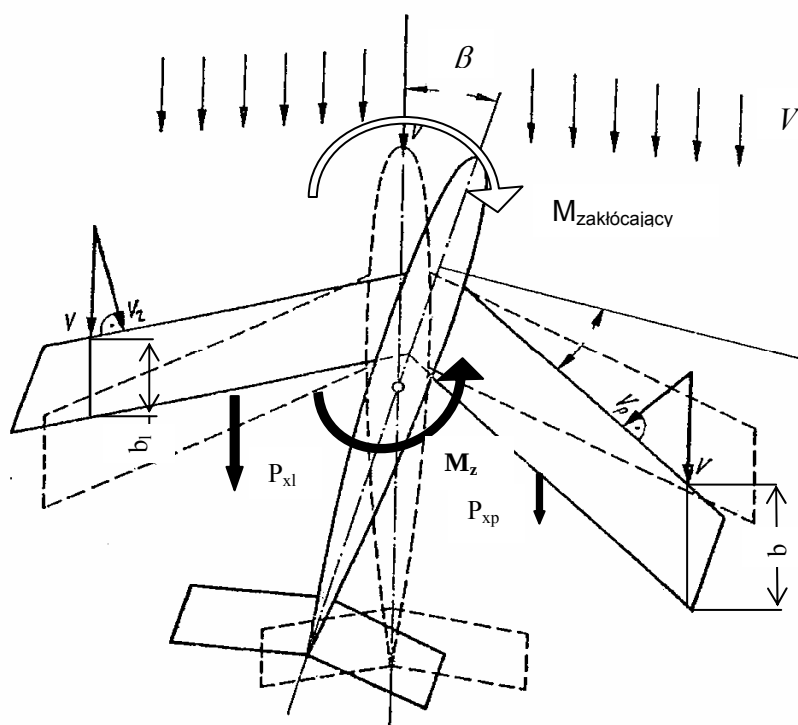
Na usterzenie pionowe podczas lotu ze ślizgiem działa siła boczna P_{yv} , która na ramieniu z_v względem środka masy samolotu wytwarza moment przechylający:

$$M_{zv} = P_{yv} \cdot z_v$$

Moment przechylający usterzenia pionowego przy niewychylonym sterze kierunku jest wprost proporcjonalny do kąta ślizgu.

Rys. Schemat działania siły bocznej na usterzenie pionowe

Moment przechylający skrzydła



Moment przechylający skrzydła zależy od kąta ślizgu β oraz od parametrów geometrycznych określających kształt skrzydła /kąta skosu, wydłużenia, zbieżności, kąta wzniosu /. Podczas lotu ze ślizgiem każde skrzydło, bez względu na charakterystyki geometryczne i aerodynamiczne, wytwarza moment przechylający na skutek przesunięcia środka parcia z płaszczyzny symetrii samolotu w kierunku ślizgu. Jeżeli np. lot jest ze ślizgiem na skrzydło prawe ($\beta > 0$), to środek parcia przemieszcza się w kierunku prawego skrzydła i wypadkowa siła aerodynamiczna wytwarza moment względem osi podłużnej samolotu.

Jeżeli kąt wzniosu równy jest 0, to podczas lotu ze ślizgiem kąty natarcia obu skrzydeł są równe. Jeżeli natomiast kąt wzniosu różny jest od zera, to podczas lotu ze ślizgiem skrzydło cofa się do tyłu. Na skutek tego siła nośna skrzydła wysuniętego ma przyrost dodatni, a skrzydło cofnięte ma ujemny przyrost wartości P_z .

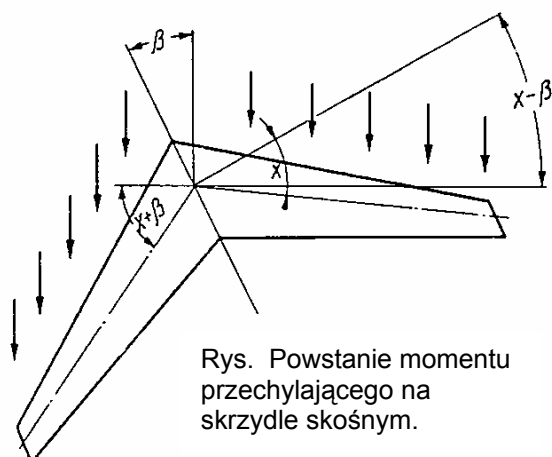
Różnica siły nośnej na obu skrzydłach powoduje powstanie momentu przechylającego.

Zbieżność skrzydła η oddziałuje przeciwnie do wydłużenia λ .

Im zbieżność skrzydła jest większa, tym powierzchnia końcowej części skrzydła jest mniejsza, to znaczy ten sam przyrost siły nośnej przyłożony jest bliżej płaszczyzny symetrii samolotu i moment przechylający jest mniejszy.

Przy skrzydle skośnym podczas lotu ze ślizgiem, kąt pod którym napływa strumień powietrza jest

różny
dla obu skrzydeł.



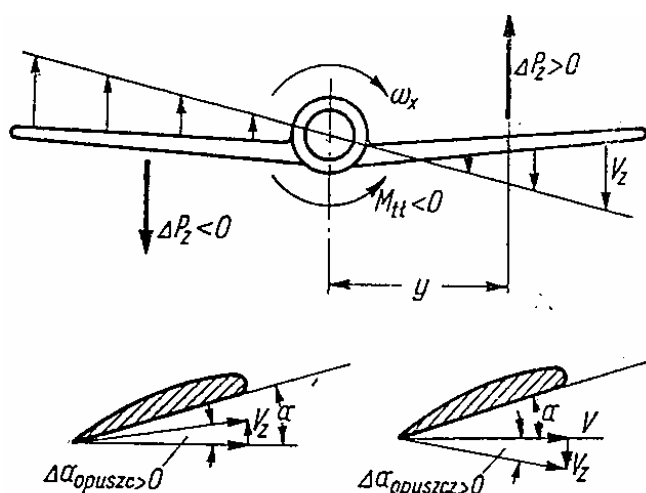
Rys. Powstanie momentu przechylającego na skrzydle skośnym.

Kąt skosu skrzydła wysuniętego jest pomniejszony o kąt ślizgu, a skrzydła cofniętego powiększony o jego wartość.

Wiadomo, że ze wzrostem kąta skosu nośność skrzydła maleje.

Wobec tego że na skrzydło wysunięte działa większa siła nośna niż na skrzydło cofające się, powstaje moment przechylający.

Przechylający moment tłumiący



Rys. Moment tłumiący

Przy obrocie samolotu wokół osi $O - x$ na skrzydle unoszącym się kąt natarcia α maleje, a na skrzydle opadającym kąt natarcia α rośnie. Powstała na skutek tego różnica sił nośnych powoduje wytworzenie momentu przeciwdziałającego momentowi przechylającemu.

Moment ten nazywany jest przechylającym momentem tłumiącym (rys.).

Moment tłumiący po zrównoważeniu momentu przechylającego i zlikwidowaniu obrotu samolotu wokół osi podłużnej zanika, jeśli przyczyna wywołująca moment M_x również zanika.

Statyczna stateczność poprzeczna i sterowność samolotu

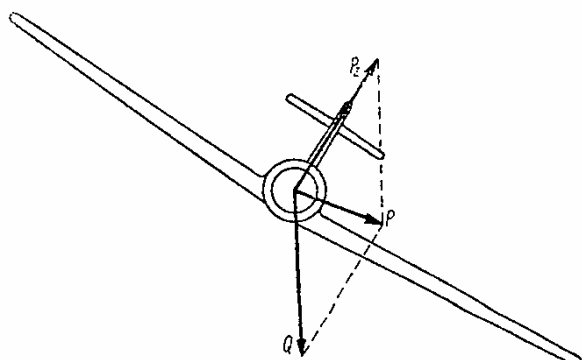
Statyczna stateczność poprzeczna jest to zdolność samolotu do samoczynnego powrotu do utraconej równowagi poprzecznej bez interwencji pilota. Do zakłócenia równowagi poprzecznej potrzebny jest moment przechylający, który bez udziału pilota może powstać na skutek ślizgu. Przy ślizgu nastąpi przechylenie samolotu, tzw. zwis i odwrotnie, skutkiem zwisu jest ślizg samolotu. Po przechyleniu samolotu na skrzydło pojawi się nie zrównoważona siła $P = P_z + Q$, której wektor skierowany jest w stronę zwisu. Siła spowoduje zmianę toru lotu środka masy, tor lotu zakrzywi się i powstanie ślizg na skrzydło będące w zwisie.

Samolot jest stateczny wtedy, gdy po wystąpieniu ślizgu powstaje moment przechylający, który będzie w stanie zlikwidować zwis samolotu.

Warunek stateczności poprzecznej samolotu jest

$$\text{spełniony, gdy } \frac{\Delta M_z}{\Delta \beta} < 0$$

Współczynnik ten charakteryzuje stopień stateczności poprzecznej samolotu; im współczynnik jest mniejszy, tym samolot jest bardziej stateczny. Ponieważ nadmierna stateczność utrudnia sterowanie samolotem, współczynnik stateczności poprzecznej musi zawierać się w granicach:



Rys. Siły działające na samolot podczas wirażu.

-0,0007...-0,001.

Potrzebną wielkość współczynnika stateczności otrzymuje się przez dobór odpowiedniego kąta wzniosu skrzydeł.

Dodatni kąt wzniosu skrzydeł znacznie powiększa stateczność poprzeczną samolotu.

Dlatego w szybkich samolotach w celu pogorszenia stateczności poprzecznej i dzięki temu polepszenia sterowności, stosuje się ujemny kąt wzniosu.

Do przechylenia samolotu konieczny jest odpowiedni moment przechylający. Moment ten można wytworzyć za pomocą wychylenia lotek. Aby uzyskać przechylenie samolotu w stronę prawą, należy wychylić drążek sterowy w prawo, co spowoduje wychylenie prawej lotki do góry, a lewej do dołu. Po przechyleniu samolotu na prawe skrzydło powstanie także ślizg na to skrzydło.

Jeżeli samolot jest poprzecznie stateczny, to na skutek ślizgu na skrzydło powstanie moment przeciwnie skierowany do momentu pochodzącego od wychylonych lotek i przy pewnym kącie przechylenia oba momenty równoważą się. Jeżeli natomiast samolot nie jest stateczny poprzecznie, to po przechyleniu samolotu powstaje moment przechylający, który wspomaga moment od wychylonych lotek i przechylenie samolotu pogłębia się. W tych warunkach pilot musi wychylić drążek sterowy w stronę przeciwną do przechylenia samolotu, aby wytworzyć lotkami moment przeciwdziałający momentowi przechylającemu. Na rys. 5.108 pokazano siły działające na samolot podczas wirażu.

STEROWNOŚĆ

Sterowność jest to zdolność samolotu do zmiany stanu równowagi w wyniku użycia sterów.

Jest to zatem właściwość przeciwstawna stateczności statycznej. Przytoczona definicja jest bardzo ogólnikowa, gdyż przez pojęcie sterowności rozumie się także możliwość wykonywania samolotem zamierzonych manewrów. Podobnymi określeniami są tu manewrowość i zwrotność samolotu.

Istotą sterowności jest przede wszystkim skutek wywołany użyciem sterów.

Z tego punktu widzenia sterowność, podobnie jak i stateczność, możemy podzielić na:

- sterowność podłużną,
- sterowność poprzeczną,
- sterowność kierunkową.

Sterowność podłużna

Wychodząc z założenia, że wychylenia steru wysokości powodują obrót samolotu wokół jego osi poprzecznej, najprostszym kryterium sterowności podłużnej powinno być:

wzór

Byłoby to jednak kryterium niewygodne praktycznie, gdyż wywołane pochylenie samolotu wiąże się ze zmianą kąta natarcia skrzydła, a to z kolei zmienia wartość siły nośnej poprzez zakrzywienie toru lotu (np. ku górze). Właśnie zależność przyrostu siły na sterownicy od przyrostu przyspieszenia normalnego stała się praktycznie powszechnie stosowanym kryterium sterowności podłużnej. Można więc powiedzieć, że im mniejszej potrzeba siły przyłożonej do sterownicy, aby spowodować wzrost

przyspieszenia o jedną jego jednostkę, tym bardziej sterowny jest samolot.

Zależność — wyznacza się przez wykonanie kolejnych wyrwań rozpoczynanych w ustalonym locie prostoliniowym bądź też przez wykonanie kolejnych ustalonych zakrętów o kolejno zwiększanym przyspieszeniu.

Tak określona sterowność podłużna tylko w części obrazuje możliwości manewrowania samolotem. Dlatego przepisy zdatności sprzętu lotniczego określają niezależnie wymagania ogólne i konkretne przypadki wymiarujące sterowność-samolotu.

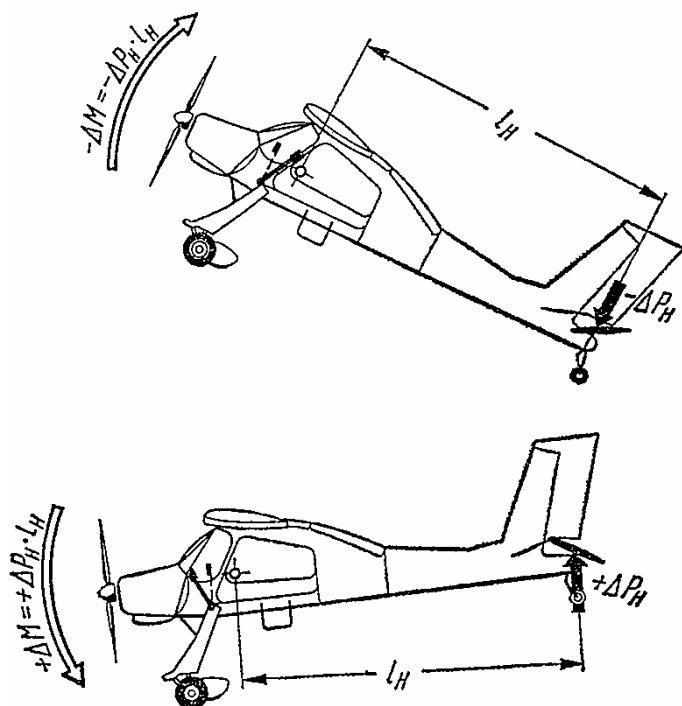
Według przepisów zdatności samolot ma być sterowny i zwrotny podczas startu, wznoszenia, lotu poziomego, lotu nurkowego aż do prędkości maksymalnej dopuszczalnej i podczas lądowania.

Ponadto musi być możliwe płynne przechodzenie z jednego stanu lotu w drugi, a zwłaszcza szybki i łatwy powrót z lotu z małą prędkością do prędkości większej, odpowiadającej wyważeniu.

Jak szczegółowe są wymagania związane ze sterownością podłużną, może świadczyć wymaganie dotyczące tzw. zastępczego sterowania — np. w razie rozłączenia się napędu steru wysokości.

Otóż przepisy zdatności wymagają, aby bez użycia steru wysokości, posługując się jedynie zwykłymi urządzeniami sterującymi płatowcem i silnikiem (np. klapką wyważającą i dźwignią mocy), kontrolować zaniżanie, zmniejszając stopniowo opadanie aż do $W = 0$ m/s.

Usterzenie wysokości



Obrót samolotu dookoła osi Y nazywany jest pochyleniem.

Do pochylania samolotu służy tzw. usterzenie wysokości.

W rozwiązaniu konwencjonalnym usterzenie wysokości składa się z dwóch elementów:

- ze statecznika, stanowiącego przednią, nieruchomą część usterzenia, oraz
- ze steru wysokości, stanowiącego tylną ruchomą część usterzenia wysokości.

Statecznik połączony jest z kadłubem za pomocą okuć, przenoszących siły z usterzenia na kadłub, przy czym w niektórych typach samolotów możliwe jest przestawienie:

— na ziemi lub w locie — ciężki statecznik względem osi kadłuba. Ster wysokości mocowany jest do statecznika ruchomo na zawiasach i

połączony układem linek lub popychaczy z drążkiem sterownicy w ten sposób, że:

-ruch sterownicy (drążka sterowego lub wolantu) ku pilotowi, zwany potocznie „ściągnięciem”,

powoduje wychylenie steru wysokości w górę,

-ruch sterownicy od pilota, zwany potocznie „oddaniem”, wywołuje wychylenie steru wysokości w dół.

Profil usterzenia wysokości, przy nie wychylonym sterze, jest najczęściej profilem symetrycznym.

Wychylenie steru krawędzią spływu:

-w górę powoduje ujemne wysklepienie profilu usterzenia, a więc zmniejszenie siły aerodynamicznej działającej na usterzenie, natomiast

-wychylenie steru w dół powoduje dodatnie wysklepienie profilu usterzenia i wzrost siły aerodynamicznej działającej na usterzenie (rys.).

Wspomniane zmiany siły aerodynamicznej ΔP_H , działające na ramieniu l_H względem środka ciężkości samolotu (rys.) pochylają samolot momentem

$\Delta M_x = \Delta P_H \cdot l_H$ w dół lub w górę, zależnie od kierunku wychylenia steru, zmieniając kąt natarcia skrzydła samolotu, co prowadzi — jak dowiemy się z dalszych rozważań — do zmiany prędkości lotu oraz toru lotu w płaszczyźnie pionowej,

Innym rozwiązaniem konstrukcyjnym usterzenia wysokości-jest jednocześnie tzw. usterzenie płytowe.

Pod względem aerodynamicznym jest to po prostu obrotowo (względem osi Y) zamocowane skrzydło, a zmiany siły aerodynamicznej wytwarzanej przez nie osiąga się poprzez zmianę jego kąta natarcia.

Sterowność kierunkowa

Skutki wychylenia steru kierunku dotyczą nie tylko pojawienia się prędkości kątowej obrotu wokół pionowej osi samolotu (odchylania), ale także wpływają na przechylenia samolotu, a nawet na zmianę doskonałości płotowca, a więc pośrednio na prędkość opadania i prędkość lotu.

Wyodrębnienie samej tylko zależności prędkości kątowej odchyleń od wychylenia steru kierunku jest niemożliwe.

Dlatego sterowność kierunkową ocenia się praktycznie jako zdolność do wykonywania ślizgów ustalonych (bez zmiany kierunku), przy czym zależność stanowią kąt wychylenia steru i związana z nim siła na pedale oraz kąt ślizgu wyrażony kątem przechylenia samolotu.

Przepisy zdatności sprzętu lotniczego wymagają, aby w ślizgach przyrosty wychylenia steru i przyrosty siły na pedale były stałe i stateczne ze wzrostem przechylenia, aż do uzyskania pełnego wychylenia steru lub maksymalnej dopuszczalnej siły na pedale (ok. 70 daN $\approx$ 150 lb), zależnie od tego, która z wielkości wystąpi wcześniej.

Niedopuszczalna jest zmiana znaku siły na pedale, zwana gwarowo „wciąganiem” pedału.

Innym bardzo ważnym kryterium sterowności kierunkowej, związanym z samolotami dwusilnikowymi, jest zapewnienie panowania nad samolotem w razie awarii silnika powodującej asymetrię ciągu. niepracującego.

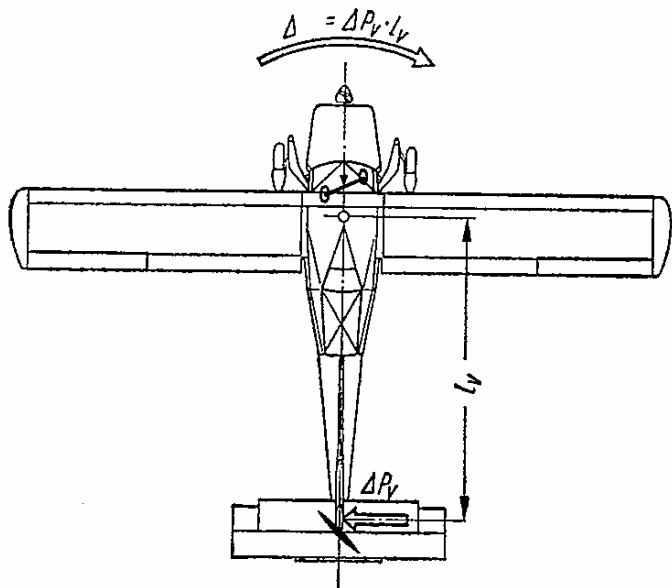
Usterzenie kierunku

Obrót samolotu dookoła osi Z nazywany jest odchyleniem. Odchylenie samolotu od kierunku lotu

osiąga pilot przez odpowiednie wychylenia steru kierunku, będącego — podobnie jak ster wysokości — ruchomą częścią usterzenia kierunku.

Statecznik kierunku, na którym zawieszony jest za pomocą zawiasów ster, tworzy najczęściej jedną całość z tylną częścią kadłuba samolotu.

Ster kierunku połączony jest z tzw. pedałami /orczykiem/. Wciśnięcie do przodu nogą na przykład prawego pedału wychyla ster kierunku w prawo (rys.), wskutek czego symetryczny do tej pory profil usterzenia staje się profilem wysklepionym i pojawia się na nim siła aerodynamiczna ΔP_V skierowana w lewo, która odchyła samolot w prawo momentem $\Delta M_z = \Delta P_V \cdot l_v$ /działając na ramieniu l_v względem środka ciężkości samolotu.



Jak widzimy, obrót samolotu dookoła trzech osi może być dokonywany, przez pilota przechyleniem i pochyleniem

drążka sterownicy lub wolantu oraz wciskaniem jednego z pedałów.

Ruchy te powodują wychylenia sterów, które wywołują żądane przez pilota zmiany sił aerodynamicznych na usterzeniach.

Im większe są usterzenia, wychylenia sterów i prędkość lotu, tym większe są także wspomniane zmiany sił.

Ale wtedy wzrasta również wysiłek pilota potrzebny do sterowania samolotem.

Sterowność poprzeczna.

Pojęcie sterowności poprzecznej jest stosunkowo najłatwiejsze do zrozumienia i wyobrażenia.

Jest to po prostu zdolność samolotu do przechylania się w wyniku użycia lotek, przy czym im większą prędkość kątową udaje się uzyskać, tym lepsza jest sterowność.

Prędkość kąтова przechylania zależy od kąta wychylenia lotek i od siły, którą przykładamy do sterownicy.

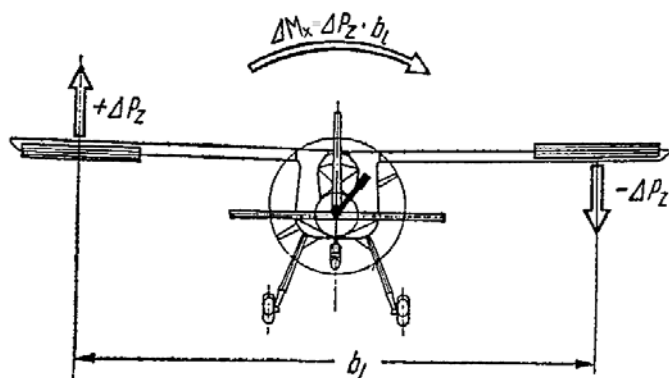
Lotki

Obrót samolotu wokół osi X nazywamy jego przechyleniem.

Usterzenie umożliwiające przechylenie samolotu nosi nazwę usterzenia poprzecznego, zwanego lotkami.

Lotki są ruchomymi elementami przy krawędzi spływu końcowych części skrzydeł.

Są one sprzężone ze sobą i połączone z drążkiem /sterownicą/.



Przechylenie drążka /obróć rogów sterownicy/ w prawo wychyla lotkę prawego skrzydła w górę, lewego zaś w dół, a więc zmniejsza wysklepienie profilu skrzydła prawego, powiększa natomiast wysklepienie profilu skrzydła lewego. Zmiana wysklepień wywołuje zmianę siły nośnej skrzydeł prawego i lewego, w wyniku czego samolot przechyla się w kierunku skrzydła prawego.

W przypadku jednakowych jednakowych kątów wychyleń lotek w górę i w dół, opór skrzydła z lotką wychyloną w dół jest większy od oporu skrzydła z lotką wychyloną do góry z powodu różnicy oporu indukowanego i profilowego obu skrzydeł.

Występuje wówczas moment kierunkowy, który usiłuje obrócić samolot w kierunku skrzydła uniesionego do góry a więc odwrotnie niż potrzeba do prawidłowego wykonania zakrętu, jeśli w tym właśnie celu został przez pilota przechylony.

Aby wyeliminować ten niekorzystny moment kierunkowy lotek, stosuje się najczęściej tzw. różnicowe wychylenie lotek.

Polega ono na tym, że lotka wychyla się w górę zawsze o mniejszy kąt niż przeciwna lotka w górę działa większy opór niż na skrzydło z lotką wychyloną w dół.

Często, w celu zwiększenia tego efektu, stosuje się tzw. lotki z noskiem; noszek po wychyleniu lotki w górę wychyla się w dół z obrysu profilu skrzydła, zwiększając dodatkowo opór lotki.

Lotki dopóty działają skutecznie, dopóki opływ końców skrzydeł jest poprawny. W razie oderwania się strug powietrza w okolicy końców skrzydeł, na przykład przez osiągnięcie dużych kątów natarcia, skuteczność lotek słabnie, co zakłóca poprzeczną sterowność samolotu, a nawet czyni samolot niesterownym.

Dlatego też w celu przeciwdziałania tendencjom do odrywania się strug powietrza w lotkowych częściach skrzydła konstruktorzy stosują tzw. zwichrzenie skrzydeł.

Polega ono bądź na geometrycznym zwichrzeniu końców skrzydeł przez nadanie przekrojom końcowym skrzydeł mniejszych kątów natarcia, bądź na zwichrzeniu aerodynamicznym przez zastosowanie na końcach skrzydeł różnych profilów, mianowicie na końcach skrzydeł stosuje się profile o

mniej grube, przy których oderwanie strug na dużych kątach natarcia jest mniej intensywne.

Moment zawiasowy

Jeżeli podczas lotu samolotu ster wysokości jest wychylony, to rozkład ciśnień na sterze powoduje powstanie wypadkowej siły aerodynamicznej, która względem osi obrotu steru (zawiasów steru) powoduje powstanie momentu zwanego momentem zawiasowym — M_{zaw} .

Przyjęto, że $M_{zaw} > 0$, gdy obraca ster do dołu, zaś $M_{zaw} < 0$, gdy obraca ster wysokości do góry.

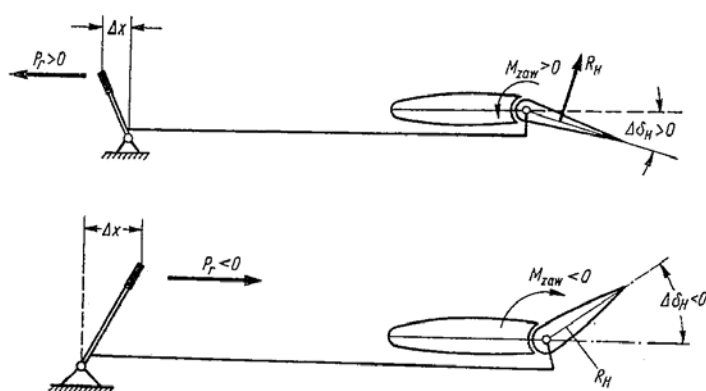
W celu przeciwdziałania obrotowi steru przez M_{zaw} pilot musi przyłożyć do drążka pewną siłę P_r , która spowoduje powstanie momentu równego M , lecz przeciwnie skierowanego.

Przyjmujemy, że siła $P > 0$, gdy pilot ciągnie drążek do siebie, zaś siła $P < 0$, gdy drążek ściąga na siebie.

Jeżeli pilot puści drążek sterowy, to ster wysokości ustawi się w takim położeniu, że nie będzie miał tendencji do obrotu. Moment zawiasowy jest wprost proporcjonalny do momentu podłużnego samolotu przy puszczonej drążku sterowym

Siła na drążku

Siłę na drążku sterowym obliczamy z warunku, że suma pracy siły P_r na drodze Δx i momentu M_{zaw} na drodze $\Delta \delta$ jest równa zero.



$$P_r \cdot \Delta x + M_{zaw} \cdot \Delta \delta = 0$$

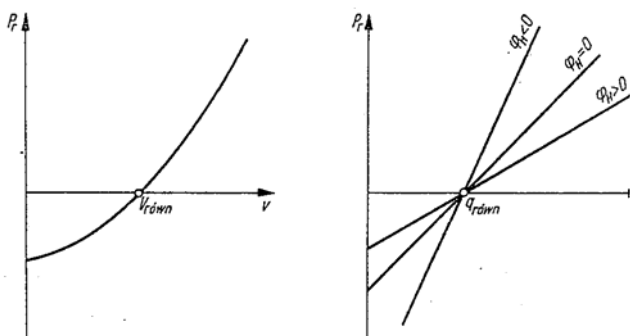
Siła na drążku jest proporcjonalna do M_{zaw} i tzw. współczynnika przekładni $\frac{\Delta \delta}{\Delta x}$.

$$\text{Przeciętnie } \frac{\Delta \delta}{\Delta x} = 1,3 \dots 1,6$$

Ze wzoru na P_r wynika, że siła na drążku jest proporcjonalna do drogi, o jaką przemieści się drążek sterowy z położenia przy puszczonej drążku do położenia, jakie jest

konieczne do spowodowania takiego wychylenia steru, aby samolot był w równowadze w danych warunkach lotu.

Wpływ prędkości lotu na siłę na drążku



Wpływ, prędkości lotu na wielkość siły P_r ujmuje się w postaci wykresów $P_r = f(V)$ i $P_r = f(q\text{-równowagi})$ określających siłę, jaką należy przyłożyć do drążka sterowego, aby samolot doprowadzić do stanu równowagi w dowolnych warunkach lotu.

Istnieją pewne warunki lotu, przy których współczynnik momentu zawiasowego równy się zero.

W tych warunkach drążek sterowy może być puszczonej, a siła na drążku $P_r = 0$. Ponieważ

podczas długotrwałych lotów nawet najmniejsze siły przykładane do drążka męczą pilota, należy tak dobierać parametry lotu, by w warunkach użytkowych dla danego typu samolotu siła $P_r = 0$. Siły, które musi przyłożyć pilot do drążka w celu zmiany warunków lotu, muszą mieścić się w pewnych granicach.

ZDOLNOŚĆ DO WYWAŻANIA

Z ogólnych wymagań dotyczących stateczności i sterowności samolotu wynika, że pilotowanie samolotu nie może być ani nadmiernie trudne ani też nadmiernie uciążliwe.

O uciążliwości pilotowania samolotu decyduje obok wykonywania dużych, obszernych ruchów sterownicami, przede wszystkim użycie siły przez pilota.

A zatem aby pilotaż był łatwy i nie męczący, pilot powinien używać siły jedynie do wykonywania zamierzonego manewru i nie angażować jej w ustalonych stanach lotu.

Spełnieniu tych założeń służą urządzenia wyważające.

Przepisy zdolności sprzętu lotniczego zawierają następujące wymagania, jeśli chodzi o skuteczność tych urządzeń.

Samolot powinien dać się wyważyć podłużnie:

- w konfiguracji startowej, tj. z podwoziem wypuszczonym, klapami w położeniu startowym i z maksymalną mocą — przy prędkości bezpiecznej do startu,
- w konfiguracji przelotowej, tj. z podwoziem schowanym, klapami schowanymi i mocą potrzebną do lotu poziomego,
- w konfiguracji lądowania, tj. z podwoziem wypuszczonym i klapami w położeniu jak dla lądowania, samolot powinien dać się wyważyć w chwili podchodzenia po ścieżce schodzenia 5° oraz przy mocy całkowicie zdławionej na prędkość $1,5 f_s$,

Poprzecznie i kierunkowo samolot powinien być wyważony na mniejszą z dwu prędkości:

0,9 prędkości maksymalnej lotu poziomego lub

Poza wyważeniem, podczas startu, lądowania, odejścia na drugi krąg i lotu nurkowego do maksymalnej prędkości dopuszczalne siły na sterownicach nie mogą być nadmierne.

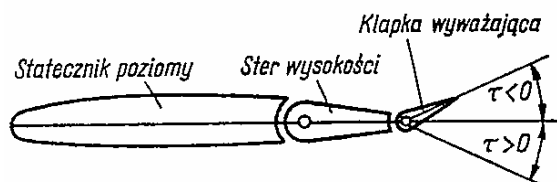
Oddzielne wymagania stawia się samolotom dwusilnikowym w przypadku awarii silnika (asymetrii ciągu). Jeśli awaria ta nastąpi przy bezpiecznej prędkości startu V_2 , to skuteczność urządzeń wyważających musi umożliwić:

- podłużnie: zredukowanie siły na sterownicy do zera,
- poprzecznie: zredukowanie siły na sterownicy do około 2,5 daN (5 lb),
- kierunkowo: zredukowanie siły na pedale do 9 daN (20 lb).

Z wymaganiami dotyczącymi zdolności samolotu do wyważenia wiążą się również wymagania dotyczące podatności samolotu na zmiany wyważania. Mianowicie nie mogą powodować nadmiernych sił na sterownicy (sił większych, niż można wyrzucić jedną ręką bez użycia urządzeń wyważających) następujące zmiany konfiguracji i mocy:

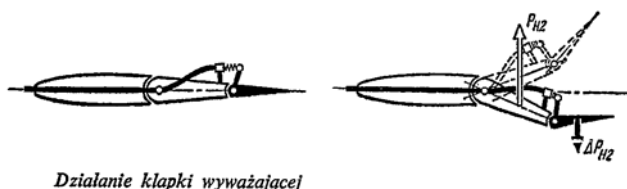
- wypuszczenie i chowanie klap przy prędkości lotu $1,4 V_s$,
- przejście z mocy zdławionej do mocy startowej zarówno w konfiguracji gładkiej, jak i z klapami wypuszczonymi,
- chowanie klap z zachowaniem lotu poziomego i jednoczesnym zwiększeniem mocy aż do mocy startowej.

Klapka wyważająca /trymer/



Klapka wyważająca **równoważy całkowicie** / w odróżnieniu od układów kompensujących/ siłę na drążku lub orczyku, z którą musi oddziaływać pilot, i umożliwia realizowanie ustalonego lotu prostoliniowego przy puszczonej sterach.

Klapka wyważająca, tzw. trymer, to ruchoma część sterów lub lotek /sterowana z kabiny pilota/, jest napędzana układem niezależnym od przemieszczania powierzchni sterowych /w zależności od rozwiązania: ciągnię sztywne lub silnik elektryczny z układem zamieniającym ruch obrotowy na prostoliniowy/. Umieszczana najczęściej na prawej lotce lub prawej połowie steru wysokości; w



samolotach wyposażonych w ruchomy statecznik poziomy, ten element zastępuje trymer.

Powierzchnia klapki wyważającej stanowi 2...6% powierzchni całego steru.

Wychylenie klapki wyważającej do góry powoduje zmiany momentu zawiasowego.

Wychylenie do góry uważamy za ujemne i przyrost $M_{zaw} < 0$, zaś wychylenie do dołu przyjmujemy za dodatnie i przyrost momentu $M_{zaw} > 0$.

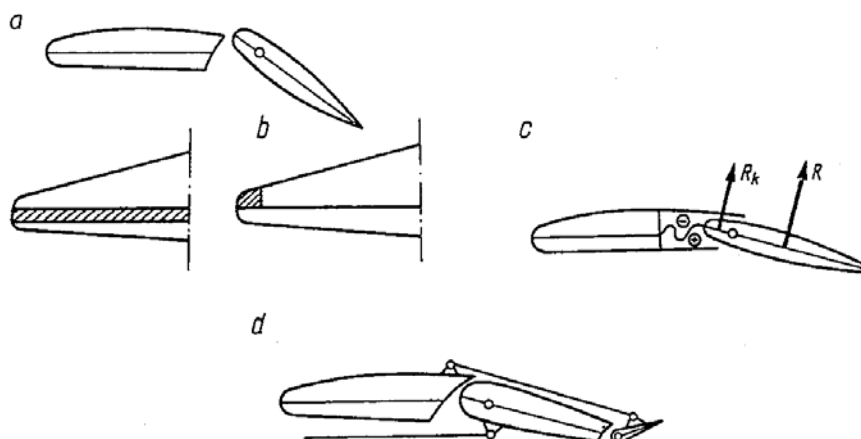
Zmiana wielkości momentu zawiasowego i siły na drążku jest proporcjonalna do prędkości lotu, zaś znak przyrostu momentu zawiasowego jest przeciwny do kąta wychylenia trymeru.

Jeżeli w czasie lotu ustalonego pilot chce zlikwidować siłę ściągającą drążek „na siebie” — wychyla klapkę wyważającą do dołu ($\tau > 0$), w przypadku występowania siły pchającej drążek „od siebie” pilot może ją zlikwidować przez ustawienie trymeru do góry ($\tau < 0$).

Rodzaje kompensacji aerodynamicznych.

Najczęściej stosowane rodzaje kompensacji aerodynamicznej to:

- kompensacja osiowa,
- kompensacja rogowa,
- kompensacja wewnętrzna,



Rodzaje kompensacji

a — kompensacja osiowa, b — kompensacja rogowa,
c — kompensacja wewnętrzna, d — serwokompensacja

- serwokompensacja,
- kompensacja wagowa.

Kompensacja aerodynamiczna powoduje **zmniejszenie momentu zawiasowego** poprzez przesunięcie środka parcia steru w kierunku osi obrotu steru.

Najskuteczniejsza jest kompensacja wewnętrzna i dlatego znajduje najszerze zastosowanie.

Nie powoduje ona zwiększenia

oporu czołowego usterzenia, nie wywiera ujemnego wpływu na skuteczność steru i jest prosta w konstrukcji.

Kompensacje osiowa i rogowa polega na wychylaniu ponad opływającą powierzchnię nosowej części powierzchni sterowej, która jest położona przed jej osią obrotu.

Przy dużych kątach wychylenia steru wysokości powodują oderwanie się strumienia od powierzchni steru, na skutek czego siła oporu czołowego wzrasta, pogarsza się skuteczność steru oraz mogą wystąpić drgania usterzenia.

Kompensacja wewnętrzna polega na zamocowaniu w niszy aerodynamicznej nieruchomej części usterzenia elastycznej przepony, zamocowanej jednym końcem do części nieruchomej a drugim do krawędzi natarcia ruchomej powierzchni steru.

Na części przepony działają ciśnienia takie jak na powierzchnię nieruchomej części.

Siła ma swój środek parcia przed osią obrotu powierzchni sterowej.

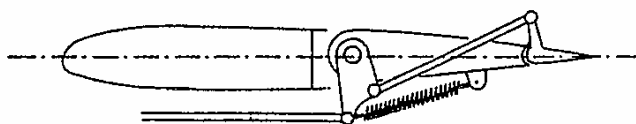
Serwokompensacja polega na zamontowaniu na krawędzi spływu powierzchni sterowej klapki, połączonej sztywną cięgłą z punktem stałym na nieruchomej części powierzchni skrzydła, statecznika poziomego, statecznika pionowego/.

Gdy powierzchnia sterowa nie jest wychylona, klapka wpisuje się w jej obrys.

Wychylenie powierzchni powoduje wychylenie klapki w stronę przeciwną.

Powstająca na niej siła nośna zmniejsza siłę potrzebną do wychylenia powierzchni sterowej.

Innym rozwiązaniem serwokompensacji jest serwokompensator sprężynowy /**ang.spring tab**/ Napęd od sterownicy jest połączony nie tylko z napędem klapki, lecz również z powierzchnią sterową, za pośrednictwem elementu sprężystego.



Sztywność sprężyny jest tak dobrana, że przy małych siłach w układzie sterowania sprężyna prawie nie odkształca się (może mieć pewne napięcie wstępne) i pilot steruje sterem bezpośrednio.

Gdy moment zawiasowy rośnie (przy wzroście prędkości i/lub wychylenia steru) sprężyna poddaje się i odpowiednio wychyla się klapka serwokompensatora w stronę przeciwną niż ster, zmniejszając moment zawiasowy. Zmniejszenie momentu pociąga za sobą zmniejszenie siły w napędzie sterowania, a więc i zmniejszenie ugięcia sprężyny i wychylenia klapki; cały układ ustala się w pewnym pośrednim położeniu odpowiednio do siły przykładanej na sterownicy i warunków opływu (prędkość, kąt natarcia).

Zaletą systemu jest możliwość dobierania i regulacji właściwości sterowności i stateczności samolotu, operując charakterystyką sprężyny, wielkością klapki i kinematyką mechanizmu

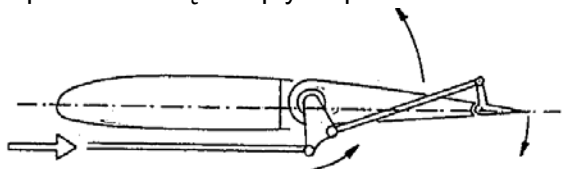
Kompensacja wagowa polega na zawieszeniu ciężaru przed osią obrotu ruchomej części powierzchni, powodując zmniejszenie momentu zawiasowego.

Siły niezbędne do sterowania samolotów dużych i latających z dużymi prędkościami są bardzo znaczne. W celu ułatwienia lub wręcz umożliwienia sterowania tymi samolotami stosuje się:

1/wspomaganie aerodynamiczne przy pomocy serwosteru / klapki sterowej/

Angielska nazwa : servotab, flying tab, (aerodynamic) boost tab

Klapka na krawędzi spływu powierzchni sterowej używana do uruchamiania steru.



Napęd od sterownicy nie przenosi się bezpośrednio na powierzchnię sterową, lecz jest związany tylko z klapką — serwosterem; jej wychylenie (jak w przypadku klapki wyważającej) powoduje wychylenie steru w przeciwną stronę; ster nadąża za ruchem dźwigni napędu.

Wysiłek pilota jest nieznaczny w porównaniu ze sterowaniem bezpośrednim, jednak jest uzależniony od prędkości lotu, a więc dający pilotowi „czucie” sterowania, chociaż dla

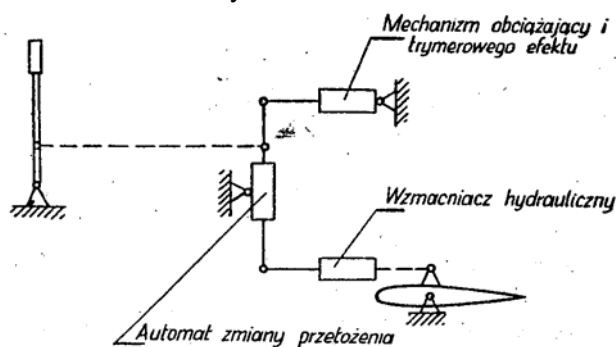
zachowania właściwego przyrostu sił na sterownicy w miarę wzrostu wychyleń może być potrzebny

układ sprężyn. Przy unieruchomieniu napędu od sterownicy („sterze trzymanym”) układ ster-kłapka sterowa jest stateczny; przypadkowe wychylenie steru powoduje zgodne wychylenie klapki.

jak klapki dociążającej, co wytwarza moment aerodynamiczny przywracający ster do poprzedniego położenia.

Zaletą serwosteru w porównaniu z kompensacją aerodynamiczną sterów wychylanych bezpośrednio przez pilota jest mała wrażliwość na odchyłki wykonawcze (np. wielkości szczelin między sterem a statecznikiem, położenia osi obrotu itp.), które nieraz znacznie zmieniają momenty zawiasowe sterów i lotek na poszczególnych egzemplarzach danego typu samolotu. Dużą wadą kłapek sterowych jest niebezpieczeństwo utraty skuteczności przy wystąpieniu oderwania strug na usterzeniu.

2/ wzmacniacze hydrauliczne.



Rys. Schemat układu sterowania ze wzmacniaczem hydraulicznym i mechanizmem obciążającym

Ponieważ sterowanie poprzez wzmacniacz hydrauliczny nie wymaga znaczniejszych sił, pilot nie może wnioskować o stanie lotu według wartości użytej siły, dlatego w takich rozwiązaniach najczęściej stosuje się równolegle symulatory sił (np. sprężynowe), zastępujące pilotowi tzw. czucie.

Pomimo stosowania układów wspomagających w postaci wzmacniaczy hydraulicznych lub wspomagania aerodynamicznego, opisane poprzednio rodzaje kompensacji są także stosowane dla odciążenia konstrukcji samolotu.

W praktyce zdarza się, że siły związane ze sterowaniem trzeba nie zmniejszyć, lecz przeciwnie — zwiększyć.

Można to osiągnąć na drodze aerodynamicznej poprzez odwrotne podłączenie klapki odciążającej, czyniąc ją klapką dociążającą, lub poprzez włączenie w układ sterowania zespołu sprężyn o żądanej charakterystyce.

Aerodynamika dużych prędkości

Przy małych prędkościach przepływu (w porównaniu z prędkością rozprzestrzeniania się dźwięku) gazy traktować można jako nieściśliwe; przyjmuje się, że gęstość gazu jest wielkością stałą. Dla małych prędkości równanie Bernoulliego wyraża się zależnością:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} + p_{stat} = const.$$

gdzie:

ρ — gęstość w kg/m^3 ,

V — prędkość w m/s ,

p_{stat} — ciśnienie w N/m^2 .

Przy dużych prędkościach przepływu zmiany gęstości gazu są znaczne i zjawiska tego zaniedbywać nie wolno.

Aerodynamika dużych prędkości, nazywana inaczej dynamiką gazów, jest nauką o prawach rządzących przepływami gazów w zakresie tak dużych prędkości, przy których zasadniczą rolę odgrywa ściśliwość ośrodka.

Dźwięk i fale dźwiękowe

Istotą dźwięku jest rozchodzenie się w ośrodku /wodzie, powietrzu, ciałach stałych/ fal małych zaburzeń wywołanych:

-drganiami źródła /kamerton, struny głosowe, przepona bębna itp./,

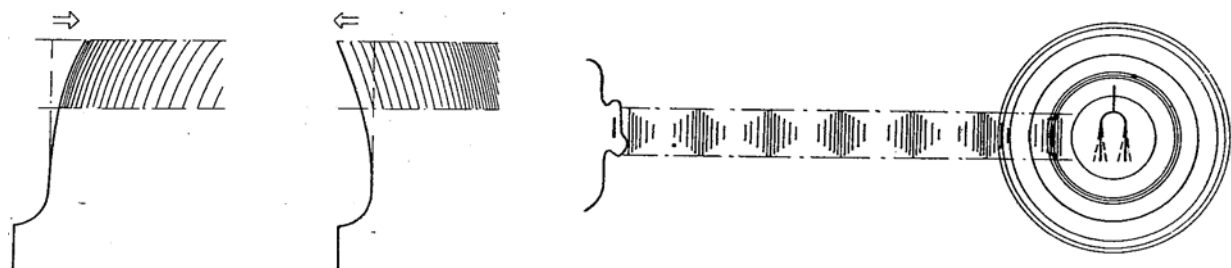
-przemieszczaniem się ciał /samochód, samolot itp/

powodujących zmianę gęstości i **zmianę ciśnienia** tego ośrodka.

Brak ośrodka jako nośnika zaburzeń /np. próżnia/ uniemożliwia rozchodzenie się dźwięku.

W gazach są to fale ciśnieniowe podłużne, w ciałach stałych i na powierzchniach cieczy- fale poprzeczne.

Prędkość dźwięku w strumieniu gazów



Dźwięk jest to zaburzenie falowe w ośrodku sprężystym wywołujące wrażenie słuchowe.

Źródłem dźwięku są drgające ciała stałe, jak struny, membrany, oraz zawirowania płynów.

Z doświadczeń wynika, że proces rozprzestrzeniania się zawirowań w gazach ma charakter izentropowy, w związku z czym dla wyznaczenia prędkości „a” rozprzestrzeniania zaburzeń korzysta się z zależności:

$$a = \sqrt{k \cdot R \cdot T}$$

gdzie:

$k = 1,41$ /dla powietrza/

stała gazowa $R = 29,27 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$ -dla powietrza,

T — temperatura bezwzględna.

Z powyższego wyrażenia wynika, że prędkość dźwięku jest wprost proporcjonalna do temperatury bezwzględnej i cech fizycznych ośrodka ściśliwego.

Na poziomie morza przy $H = 0$ prędkość dźwięku $a \approx 340,3 \text{ m/s}$,

zaś w górnych warstwach troposfery na $H = 11 \text{ km}$ /przy $T = -56,5^\circ\text{C}$, $a \approx 295,02 \text{ m/s}$.

Dla obliczeń technicznych prędkości dźwięku w powietrzu przyjmuje się wzór uproszczony:

$$a = 20,1 \sqrt{T} [\text{m/s}]$$

Liczba Macha

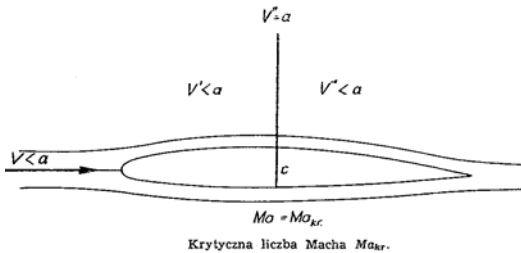
W aerodynamice jako kryterium ściśliwości gazów służy przyjęta, **bezwymiarowa** liczba wyrażająca stosunek prędkości przepływu w danym punkcie do lokalnej prędkości dźwięku w danym punkcie. Liczba ta nosi nazwę liczby Macha.

$$Ma = \frac{V}{a}$$

Jeżeli w całym przepływie $Ma < 1$, to przepływ taki nazywa się poddźwiękowym, gdy $Ma = 1$ — dźwiękowym, a gdy $Ma > 1$ — naddźwiękowym.

W przypadku gdy w przepływie występują obszary, w których $Ma < 1$ i obszary, w których $Ma > 1$, to przepływ taki nazywany jest okołodźwiękowym.

W przepływie poddźwiękowym zaburzenia powstałe w jakimkolwiek jego punkcie rozprzestrzeniają się stopniowo w całej objętości gazu, w przepływie naddźwiękowym tylko w pewnej ograniczonej objętości gazu, zwanej obszarem małych zaburzeń.

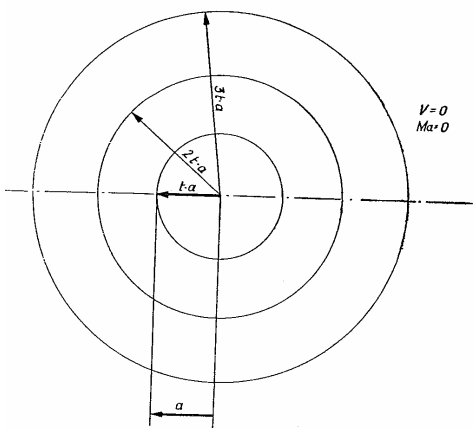


W aerodynamice stosowany jest również termin – krytyczna liczba Macha Ma_{kr} .

Krytyczną liczbą Macha jest stosunek prędkości lotu samolotu, przy której w dowolnym miejscu na powierzchni samolotu powstaje lokalna prędkość dźwięku.

Ma_{kr} przyjmuje **zawsze** wartości mniejsze od jedności.

Rozchodzenie się fal dźwiękowych, gdy źródło dźwięku pozostaje nieruchome



Rozchodzenie się fal dźwiękowych wokół nieruchomego źródła dźwięku

Jeżeli współśrodkowe kule fal dźwiękowych przetniemy płaszczyzną pionową, to będziemy mogli w prosty sposób zaobserwować rozchodzenie się tych fal w czasie — rys.

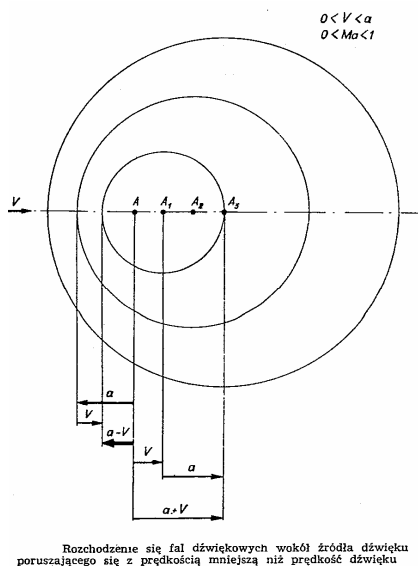
Ponieważ dla określonego stanu powietrza (jego temperatury) prędkość dźwięku jest stałą, dlatego po określonym czasie fala dźwiękowa przebywa we wszystkich kierunkach tę samą drogę.

Jeżeli zbadamy rozchodzenie się dźwięku na poziomie morza ($a = 340$ m/s) na podstawie wzoru prędkości ruchu jednostajnego $l = a \cdot t$, po upływie 1 sekundy fala przemieści się na odległość wynoszącą $l = 340$ m od źródła dźwięku, po 2 sek ($a \cdot 2t$), na odległość — 680 m, po 3 sek — 1020 m itd. W miarę oddalania się od źródła dźwięku, energia fal dźwiękowych zmniejsza się (taka sama energia zlokalizowana jest na odpowiednio dużej powierzchni) i w pewnej odległości

od źródła — zupełnie zanika.

Zjawisko to jest analogiczne do zjawiska zanikania fal wywołanych na spokojnej wodzie przez wrzucenie do niej kamienia.

Rozchodzenie się fal dźwiękowych, gdy źródło dźwięku porusza się z prędkością mniejszą niż prędkość dźwięku.



Fale dźwiękowe poruszające się :

-w kierunku ruchu źródła dźwięku będą miały mniejszą prędkość względem źródła $a - V$,

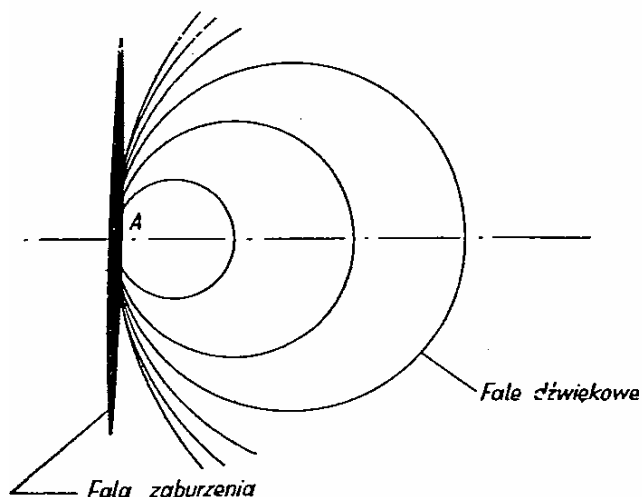
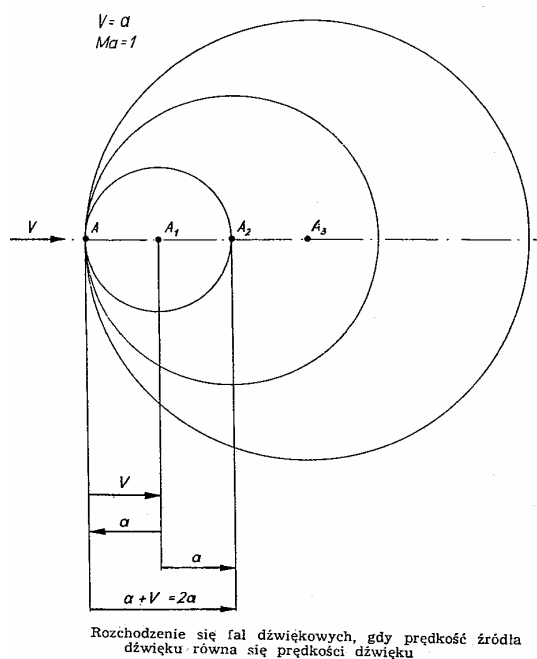
-w kierunku przeciwnym — większą prędkość $a + V$.

W miarę wzrostu prędkości źródła dźwięku V , różnica prędkości $a - V$ będzie malała.

Zachodzi tu zjawisko jakby doganiania fal dźwiękowych przez źródło które je wytworzyło.

W czasie 1 sek od chwili wytworzenia się fali dźwiękowej, gdy przemieści się ona na odległość a -l, źródło dźwięku przebędzie drogę AA_1 równą $V \cdot 1$ ($V \cdot t$). Dlatego też, dzięki prędkości z jaką fale dźwiękowe „uciekają” przed swoim źródłem (wynoszącym $w = a - V$), po 1 sek fale dźwiękowe przemieszczają się na odległość $(a - V) \cdot 1$ od źródła, a po 2 sek — na odległość $(a - V) \cdot 2$ itd.

Rozchodzenie się fal dźwiękowych, gdy prędkość źródła dźwięku jest równa prędkości dźwięku



Fale dźwiękowe osiadają na swoim źródle.

Natomiast część fal rozchodzących się w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu źródła dźwięku porusza się względem niego z prędkością $w = a + V = a + a = 2 \cdot a$.

Fale te są pozostawiane za źródłem dźwięku z prędkością równą podwójnej prędkości dźwięku.

W tym przypadku, w czasie 1 sek od chwili wytworzenia dźwięku, fala dźwiękowa przemieści się do tyłu na odległość $a \cdot 1$.

Jeżeli wzięlibyśmy pod uwagę odpowiednio dużą ilość sekund w czasie, w którym wytwarzają się fale dźwiękowe, to uzyskalibyśmy obraz przedstawiony na-rys.

Obwiednia fal dźwiękowych (stanowiąca jednocześnie ich sumę), przechodzących przez źródło dźwięku w punkcie A (linia styczna do wszystkich obwodów fal dźwiękowych), nazywa się falą zaburzeń.

Przepływ powietrza przez falę powoduje niewielkie zmiany parametrów przepływu, stąd nazwa fali zaburzeń.

Zjawisko to jest wynikiem dodawania do siebie energii poszczególnych fal dźwiękowych, co z kolei wytwarza falę o małej intensywności. Intensywność tej fali jest różna w zależności od odległości pionowej od źródła dźwięku.

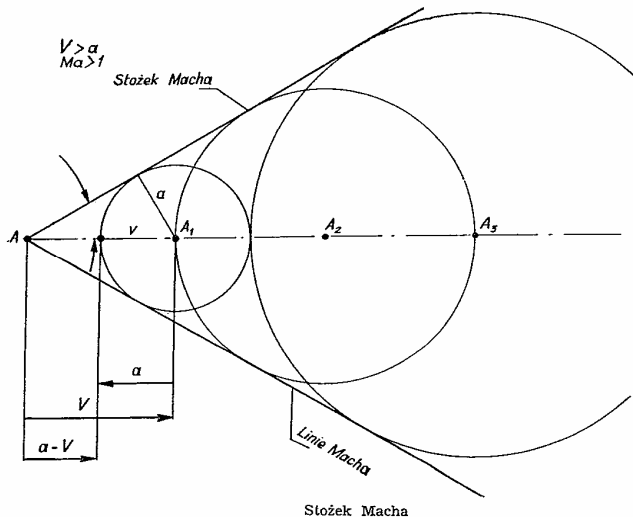
Największą intensywność ma fala w punkcie centralnym A.

W miarę oddalania się od niego, jej intensywność maleje. Dzieje się tak dlatego, ponieważ w miarę oddalania się od punktu A, nakładają się na siebie fale dźwiękowe o mniejszej intensywności (większe obwody fal).

W pewnej odległości od punktu centralnego A, intensywność fali zaburzeń maleje do zera — fala zanika.

Jak wynika z rys., fale dźwiękowe nie przechodzą przez powierzchnię fali zaburzeń w kierunku ruchu źródła dźwięku.

Rozchodzenie się fal dźwiękowych, gdy prędkość źródła dźwięku jest większa niż prędkość dźwięku



W tym przypadku, ponieważ prędkość źródła dźwięku V jest większa niż prędkość dźwięku a , źródło wyprzedza wytworzone przez siebie fale dźwiękowe z prędkością $a - V$ (rys).

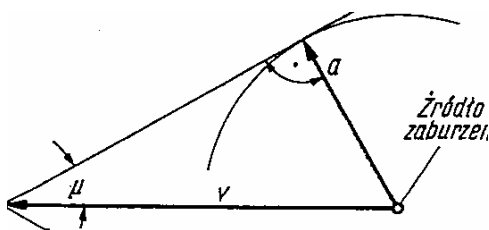
W czasie 1 sek. od chwili wytworzenia fali dźwiękowej, przebędzie ona drogę $a \cdot 1$, podczas, gdy źródło dźwięku — $V \cdot 1$ (przy czym $V > a$). Prędkość wyprzedzania fal dźwiękowych przez źródło wynosi $a - V$ i stanowi wartość ujemną, ponieważ kierunek tej prędkości jest przeciwny do kierunku ruchu źródła dźwięku.

Przypatrując się rys. widzimy, że gdy $V > a$, obwiednia wszystkich kul (na rys. — obwodów) fal dźwiękowych jest

stożek zaburzeń (jego tworzące zwane liniami Macha nachylone są pod kątem η do kierunku ruchu źródła dźwięku), którego wierzchołek pokrywa się ze źródłem dźwięku A.

Im prędkość ruchu źródła V będzie większa, tym odległość $AA_1 = V \cdot 1$ będzie większa, a kąt η będzie mniejszy.

Stożek Macha



Stożek Macha (rys.) jest wywołany naddźwiękową prędkością źródła zaburzeń.

Kąt μ zawarty między wektorem prędkości źródła a tworzącą stożka można wyrazić zależnością:

$$\sin \mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{Ma}$$

Gdy prędkość przemieszczania się źródła jest równa prędkości rozchodzenia się fal dźwiękowych, tzn. gdy $V = a$, to

$$\sin \mu = 1 \text{ czyli kąt } \mu = 90^\circ$$

mamy wtedy do czynienia nie ze stożkiem, lecz z płaszczyzną.

Kąt wierzchołkowy stożka Macha jest tym mniejszy, im większa jest prędkość przemieszczania się źródła zaburzeń.

Tworząca stożka, zwana linią Macha, stanowi granicę dwóch różnych obszarów — zaburzonego i nie zaburzonego.

Zależność prędkości od przekroju strugi

Przekształcając równanie stałego wydatku:

$$\rho \cdot V \cdot F = const.$$

i równanie Bernoulliego w postaci:

$$\frac{\Delta V^2}{2} + \frac{\Delta p}{\rho} = 0,$$

otrzymujemy zależność:

$$\frac{\Delta F}{F} = \frac{\Delta V}{V} (Ma^2 - 1),$$
 wyrażającą związek między względną

zmianą przekroju poprzecznego strumienia $\frac{\Delta F}{F}$ i prędkości

$$\frac{\Delta V}{V}.$$

Z zależności wynikają następujące wnioski:

a/ przy prędkościach poddźwiękowych ($V < a$; $Ma < 1$)

prędkość przepływu wzrasta w miarę zmniejszania się przekroju poprzecznego F strumienia,

b/ przy prędkościach naddźwiękowych ($V > a$; $Ma > 1$)

prędkość przepływu wzrasta w miarę zwiększania się przekroju poprzecznego F strumienia.

Z powyższego wynika, że dla osiągnięcia naddźwiękowej prędkości strumienia

w pierwszej fazie musi następować zmniejszanie przekroju

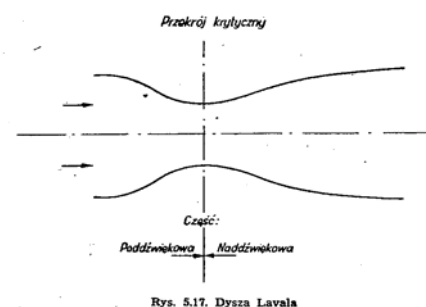
poprzecznego F strumienia, a po osiągnięciu prędkości

dźwięku ($V = a$; $Ma = 1$), dla dalszego zwiększenia

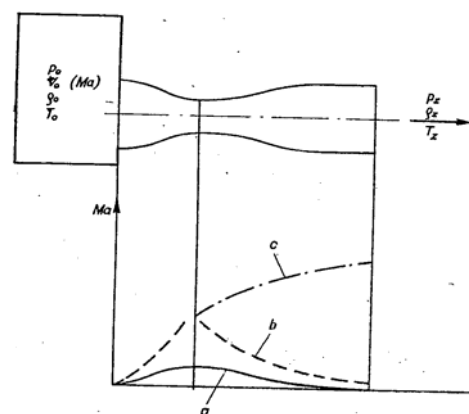
prędkości, w drugiej fazie przekrój poprzeczny musi ulegać zwiększaniu.

Minimalny przekrój poprzeczny strumienia, w którym prędkość rozprzestrzeniania się zaburzeń osiąga prędkość dźwięku ($Ma = 1$), nazywany jest przekrojem krytycznym F_{kr} , a parametry strumienia w tym przekroju parametrami krytycznymi; $V = a_{kr}$, p_{kr} , ρ_{kr} , T_{kr} .

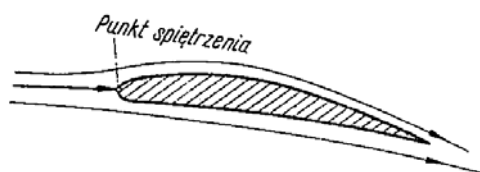
Zmianę prędkości strumienia od poddźwiękowej do naddźwiękowej uzyskuje się w dyszy zbieżno-rozbieżnej de Laval'a (rys.).



Rys. 5.17. Dysza Laval'a



Ciśnienie i temperatura spiętrzenia, nagrzewanie się warstwy przyściennej przy dużych prędkościach przepływu



Przy opływie powietrza wokół profilu z prędkością dźwięku istnieje zawsze jakaś struga, która napływa prostopadle do pewnego punktu na powierzchni profilu (punkt spiętrzenia), w punkcie tym prędkość strugi zostaje całkowicie wyhamowana, a ciśnienie osiąga wartość maksymalną (ciśnienie spiętrzenia).

Na skutek nagłego zahamowania strumienia i wzrostu

ciśnienia występuje tzw. temperatura hamowania, która osiąga znaczne wartości i powoduje szybkie nagrzewanie się ciała.

Ciśnienie w punkcie spiętrzenia równa się:

$$p_{\text{spiętrze}} = p_{\infty} + \frac{\rho_{\infty} V^2}{2} (1 + \varepsilon),$$
 gdzie:

p_{∞} , ρ_{∞} , V_{∞} - ciśnienie, gęstość, prędkość strumienia niezaburzonego,

ε - współczynnik uwzględniający wpływ ściśliwości powietrza w zależności od liczby Macha

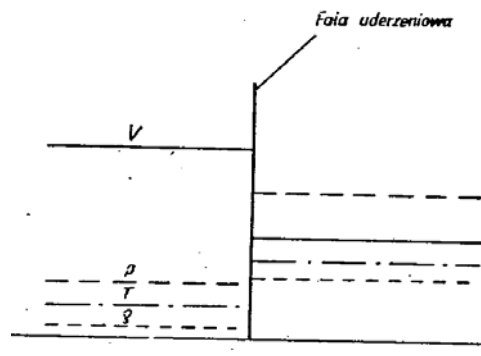
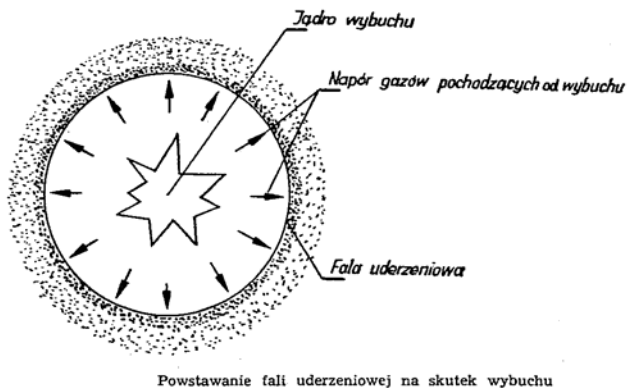
Ma	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
ε	0,0025	0,001	0,0225	0,04	0,062	0,09	0,128	0,178	0,219

Temperatura w punkcie spiętrzenia wynosi:

$$T_{\text{spiegie}} = T_{\infty} \left(1 + \frac{Ma_{\infty}^2}{2} \right),$$

gdzie: $T_{\infty}, V_{\infty}, Ma_{\infty}$ — temperatura bezwzględna, prędkość, liczba Ma strumienia niezaburzonego, Inne punkty na powierzchni profilu są mniej nagrzewane, ze względu na różni stopnie hamowania strumienia, i charakteryzują się niższą temperaturą od temperatury hamowania

Fale uderzeniowe



Rys. Wykres zmiany parametrów przepływu na fali

Fale uderzeniowe powstają w powietrzu w przypadku, gdy poddane jest ono silnemu i gwałtownemu sprężeniu.

Sprężenie powietrza może być spowodowane: gwałtownym naporem na powietrze gazów pochodzących od wybuchu (rys.), ciałem znajdującym się w przepływie naddźwiękowym (rys), wpadnięciem masy powietrza w obszar podwyższonego ciśnienia (rys.) itp.

Charakterystyczną cechą fali uderzeniowej jest to, że gwałtownie zmieniają się w niej takie parametry przepływu powietrza, jak: prędkość V , ciśnienie p , gęstość ρ i temperatura T — rys.

Za falą uderzeniową prędkość gwałtownie zmniejsza się, natomiast ciśnienie p , gęstość ρ i temperatura T — rosną. W rzeczywistości, zmniejszanie prędkości lub wzrost wartości pozostałych parametrów, następuje w zakresie grubości fali uderzeniowej δ_{fu} — jak na rys.

Grubość fali uderzeniowej w normalnych warunkach, na poziomie morza, wynosi $\delta_{fu} = 6 \cdot 10^{-6}$ mm, co stanowi wartość swobodnej drogi cząstek powietrza. Na wysokości 90 km, przy dużym rozrzedzeniu powietrza, gdzie wartość swobodnej drogi cząstek jest duża, grubość fali uderzeniowej wynosi około 20 mm.

Przypatrzwszy się uważnie rysunkom spostrzeżemy, że gdy ciało będące źródłem zmian ciśnienia porusza się z prędkością mniejszą niż prędkość dźwięku, to znajduje się zawsze wewnątrz obszaru, w którym rozprzestrzeniły się zmiany ciśnienia wywołane przez nie.

Jeżeli zaś ciało porusza się z prędkością równą lub większą niż prędkość dźwięku, to znajduje się zawsze na granicy obszaru, w którym rozprzestrzeniły się zmiany ciśnienia wywołane przez nie.

Po tych objaśnieniach nie zdziwi nikogo twierdzenie, że obrazy opływu powietrza dookoła skrzydeł samolotu w lotach z pod- i naddźwiękową prędkością są zupełnie różne.

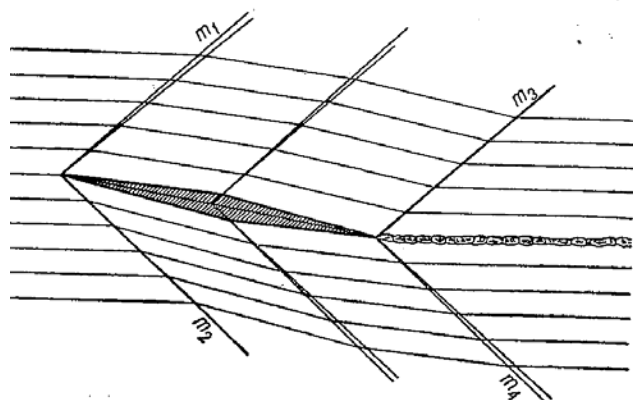
Gdy prędkość lotu jest mniejsza niż prędkość dźwięku, wówczas różnice ciśnień powstałe na powierzchni skrzydła rozprzestrzeniają się we wszystkich kierunkach szybciej, niż porusza się skrzydło.

Cząsteczki powietrza znajdujące się przed nim są „zawiadamywane” o zbliżającym się skrzydle przez wyprzedzające je zmiany ciśnienia i cząsteczki te w sposób łagodny zmieniają swą prędkość, poruszając się wzdłuż linii prądu, układających się do kształtu profilu jeszcze przed skrzydłem.

Gdy prędkość lotu jest większa od prędkości dźwięku, wówczas obraz opływu skrzydła jest podobny do pokazanego na rysunku.

Różnice ciśnień powstałe na skrzydle nie mogą w tym przypadku wyprzedzić skrzydła, które porusza się szybciej od nich, i rozprzestrzeniają się jedynie w obszarze ograniczonym liniami (stożkiem) Macha. Na przykład różnice ciśnień powstałe na krawędzi natarcia skrzydła rozprzestrzeniają się jedynie między liniami m_1 oraz m_2 , różnice zaś ciśnień powstałe na krawędzi spływu

rozprzestrzeniają się jedynie między liniami m_3 oraz m_4 .



Cząsteczki powietrza znajdujące się przed skrzydłem nie są więc w tym przypadku „zawiadamywane” zmianami ciśnienia o zbliżającym się skrzydle, tak że linie prądu przed skrzydłem aż do linii m_1 oraz m_2 są do siebie równoległe, „nie przygotowane” do opłynięcia skrzydła. Dopiero na liniach m_1 — m_2 następuje gwałtowne załamanie linii prądu w kierunku równoległym do profilu, połączone z gwałtowną

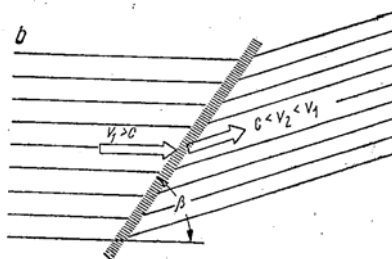
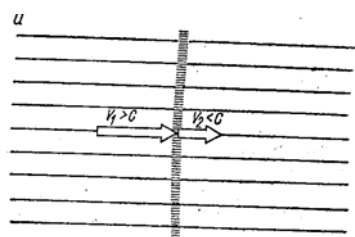
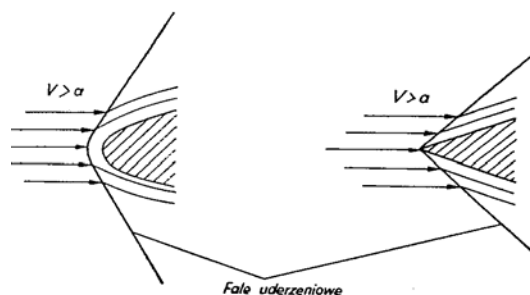
zmianą prędkości cząstek powietrza oraz gwałtowną zmianą ciśnienia.

Cząstki powietrza, poruszające się z kolei wzdłuż profilu, nie są zawiadamiane o „czekających” je zmianach na krawędzi spływu i zmiany te przebiegają również gwałtownie na liniach m_3 oraz m_4 , na których kierunek linii prądu zostaje załamany na równoległy do kierunku przed skrzydłem.

Linie m_2 oraz m_3 , na których następuje gwałtowne zmniejszenie prędkości strumienia powietrza i gwałtowny wzrost jego ciśnienia, nazywają się popularnie falami uderzeniowymi. Linie m_1 oraz m_4 , — narysowane podwójnie — na których następuje szybki wzrost prędkości i zmniejszenie ciśnienia powietrza, nazywają się falami rozrzedzenia.

Te gwałtowne „uderzeniowe” zmiany ciśnienia oraz prędkości na „falach” połączone są ze stratami energii, które objawiają się jako dodatkowy opór skrzydła, zwany **oporem falowym** $c_{x \text{ fal}}$.

Straty energii wzdłuż fal uderzeniowych, a więc i wielkość oporu falowego zależą od kształtu fali, a ta przy danej prędkości lotu zależy od kształtu opływającego ciała.



Można wykazać na drodze teoretycznej, że im kierunek fali uderzeniowej jest bardziej prostopadły do kierunku napływającego strumienia powietrza (jak np. na rys.), tym straty energii, a więc i opór falowy są większe.

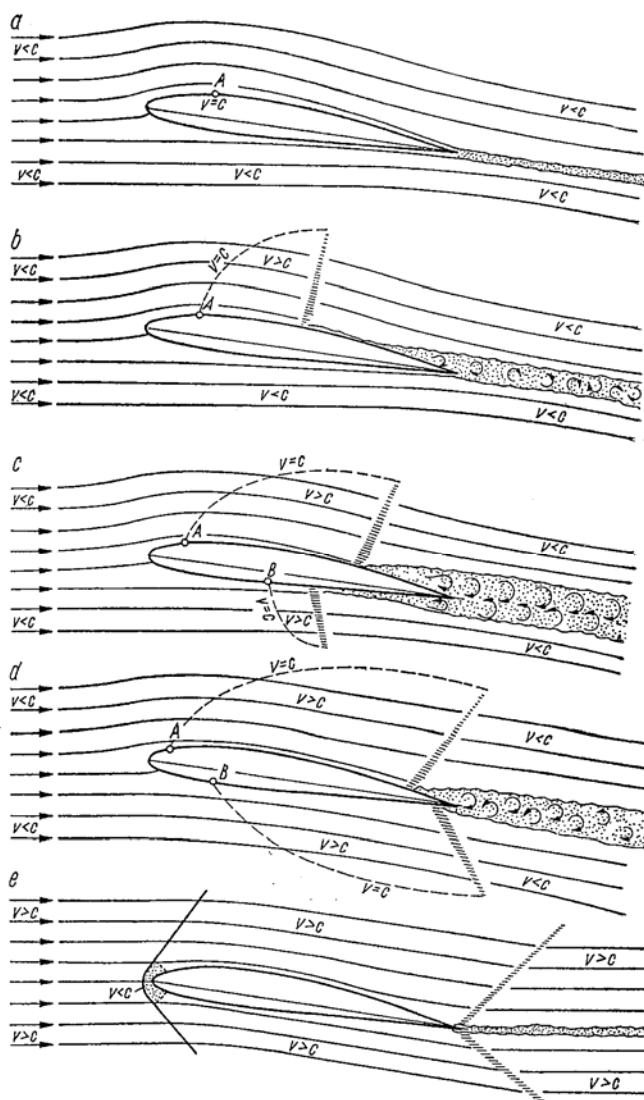
Im fala uderzeniowa jest bardziej skośnie ustawiona względem strug napływającego powietrza (jak np. na rys.), tym opór falowy jest mniejszy.

Niekorzystne własności fali prostopadłej spowodowane są bardzo energicznym „wyhamowywaniem” przez nią strumienia powietrza, tak że za falą prostopadłą prędkość jest zawsze poddźwiękowa bez względu na wartość naddźwiękowej prędkości przed falą. Fala skośna wyhamowuje natomiast powietrze mniej energicznie, tak że przy dostatecznie małym kącie jej skosu β prędkość za falą może pozostać naddźwiękowa. Najmniejszy kąt skosu fali jest, oczywiście, kątem Macha, zwany również kątem małych zaburzeń,

a fala taka jest falą małych zaburzeń.

Aby fala osiadła na nosie opływającego ciała i przekształciła się w falę umiejscowioną o małym oporze (jak np. na rys.), zaostrenie nosa musi być odpowiednio duże dla danej prędkości lotu. Jeżeli nos opływającego ciała jest za mało ostry, fala nie osiada na nim, lecz tworzy się nieco przed ciałem jako fala przesunięta jak na rys. W tym przypadku środkowa część fali, w pobliżu nosa, jest falą o małym skosie, a nawet w pewnej swej części jest falą prostopadłą, wywołującą duży opór falowy. W dotychczasowych rozważaniach omówiliśmy obrazy opływu w locie z prędkością poddźwiękowa oraz naddźwiękowa.

Przy prędkościach lotu zbliżonych do prędkości dźwięku, zwanych prędkościami przydźwiękowymi, obraz opływu nieco się komplikuje i wymaga oddzielnego omówienia. Skrzydło samolotu pokazane na rysunku a wywołuje przewężenie strug opływającego go powietrza, a jak wiemy z dotychczasowych rozważań, prędkość powietrza w miejscu przewężenia strugi zwiększa się. Jeżeli więc samolot leci dostatecznie szybko, ale z prędkością mniejszą niż prędkość



dźwięku, prędkość opływu w którymś punkcie na profilu (np. A na rys.) może osiągnąć prędkość dźwięku z powodu przyrostu prędkości, wywołanego przewężeniem strugi.

Obraz opływu w takim przypadku nie będzie się jeszcze różnił od obrazu opływu poddźwiękowego. Liczbę Macha, przy której powstaje opisane zjawisko, nazywamy krytyczną (Ma_{kr}).

Wskutek dalszego zwiększania prędkości lotu wzdłuż pewnej części profilu, najczęściej na jego grzbiecie, zostanie przekroczona prędkość dźwięku (rys.).

Przed punktem A, w którym w tym przypadku została osiągnięta prędkość dźwięku, prędkość cząstek jest mniejsza niż prędkość dźwięku, za tym zaś punktem jest ona większa niż prędkość dźwięku. W tylnej części profilu oraz poza skrzydłem prędkość cząstek powietrza jest znowu mniejsza niż prędkość dźwięku.

Ponieważ począwszy od punktu A prędkość jest większa niż prędkości dźwięku, cząstki powietrza nie są „zawiadamywane” o czekających je w tylnej części profilu zmianach prędkości i ciśnienia, które rozprzestrzeniają się — jak wiemy — z prędkością dźwięku.

Dlatego też zmiana prędkości z naddźwiękowej w poddźwiękową następuje zawsze „gwałtownie, „uderzeniowo”, wzdłuż fali uderzeniowej powstającej na profilu, którą na rysunku oznaczono przez zakreskowanie.

Jak wspomnieliśmy już, gwałtowne zmiany prędkości i ciśnienia połączone są zawsze ze stratami energii, które objawiają się jako przyrost oporu skrzydła. Niezależnie od tego najczęściej wtedy zwiększa się opór tarcia skrzydła, ponieważ ruch w warstwie przyściennej, poza miejscem powstawania fali na profilu, staje się ruchem burzliwym, a przy krawędzi spływu pojawia się oderwanie strug.

W wyniku dalszego zwiększania prędkości lotu obszar prędkości naddźwiękowej na grzbiecie profilu powiększa się, to znaczy punkt A przesunął się bardziej do przodu, a fala do tyłu (rys. c).

Pojawia się też obszar prędkości naddźwiękowej także na brzuchu profilu, z drugą falą, wywołującą dodatkowy wzrost oporu. Również obszar oderwania powiększa się. Przy jeszcze dalszym zwiększeniu się prędkości lotu obszar prędkości naddźwiękowej powiększa się, przesuwając obie fale bliżej krawędzi spływu skrzydła (rys.d).

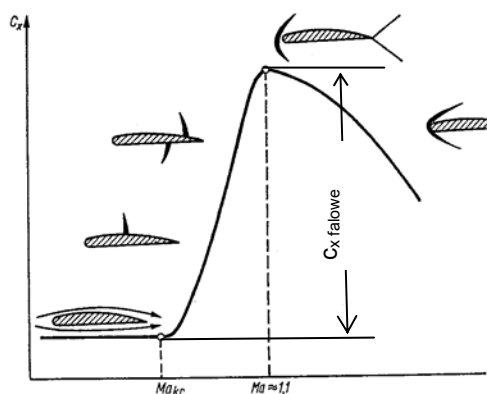
Gdy prędkość lotu bardzo zbliży się do prędkości dźwięku, obszary naddźwiękowych prędkości obejmują prawie całą długość profilu, przesuwając obie fale tuż w pobliże krawędzi spływu, dzięki czemu obszar oderwania strug na profilu zmniejsza się, a opór skrzydła zwiększa się w wyniku zwiększania się prędkości lotu mniej gwałtownie.

Gdy prędkość lotu przekroczy prędkość dźwięku, opływ staje się naddźwiękowy (rys.e); wspomniane poprzednio fale osiągają krawędź spływu skrzydła, a przed krawędzią natarcia pojawia się fala czołowa, odpowiadająca liniom m_1 oraz m_2 z rysunku.

Dalsze zwiększanie prędkości naddźwiękowej przybliży falę czołową do krawędzi natarcia skrzydła, a jeśli krawędź ta jest dostatecznie ostra, fala czołowa nawet na niej osiada. Pochylenie obu fal zwiększa się, oczywiście, w miarę wzrostu prędkości lotu.

Wpływ ściśliwości powietrza na charakterystyki aerodynamiczne profilu i skrzydła

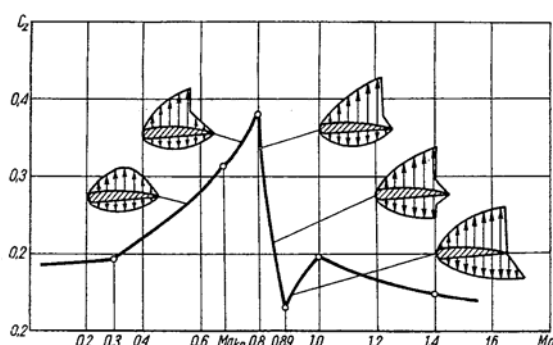
Zmiana współczynnika oporu skrzydła c_x i współczynnika siły nośnej c_z przy stałym jego kącie natarcia, ze zmianą prędkości.



Z rysunku tego widać wyraźnie, że dla prędkości lotu o wartości mniejszej niż krytyczna liczba Macha współczynnik oporu skrzydła jest praktycznie biorąc wartością stałą, oczywiście, przy stałym kącie natarcia. Począwszy od krytycznej liczby Macha aż do $Ma = 1$, to znaczy do prędkości lotu równej prędkości dźwięku, współczynnik oporu skrzydła gwałtownie zwiększa się z powodu pojawienia się oporu falowego oraz zwiększenia się oporu tarcia i oporu kształtu. Na rysunku oznaczono na krzywej oporu punkty odpowiadające poszczególnym obrazom opływu z rysunku. Gwałtowne zwiększenie się oporu podczas lotu z prędkością zbliżającą się do prędkości dźwięku (między krytyczną liczbą Macha a liczbą Macha, $Ma = 1$)

nazwano popularnie barierą dźwięku.

W locie z prędkością większą niż prędkość dźwięku ($Ma > 1$) współczynnik oporu skrzydła maleje przy stałym kącie natarcia. Wywołane to jest tym, że współczynnik siły nośnej maleje przy



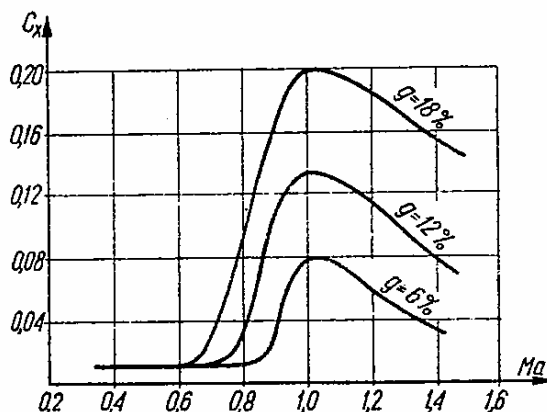
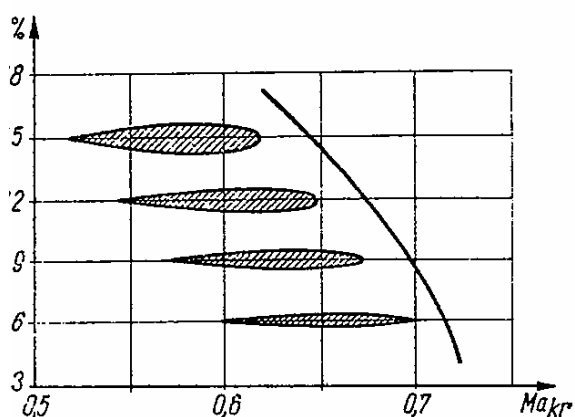
prędkościach naddźwiękowych przy stałym kącie natarcia. Wraz z tym maleje także współczynnik oporu falowego, ponieważ oba te współczynniki są ze sobą ściśle związane (dokładniejsze wyjaśnienie tego zjawiska przekracza niestety ramy tego rozdziału).

Pierwsze nieprzyjemne zjawiska związane z dużą prędkością lotu pojawiają się przy krytycznej liczbie Macha, to znaczy przy prędkości mniejszej wprawdzie od prędkości dźwięku, lecz tak dużej, że w jakimś punkcie na profilu opływ osiągnie prędkość dźwięku.

Gdyby profil skrzydła był nieskończenie cienki, nie wywoływałby przewężenia strug ani przyrostu prędkości, tak że prędkość dźwięku na skrzydle byłaby osiągnięta dopiero przy prędkości lotu równej prędkości dźwięku. Im profil jest procentowo grubszy, tym większe wywołuje przewężenie strug i większy przyrost prędkości, a więc przy mniejszych prędkościach lotu pojawiają się poprzednio opisane zjawiska.

Geometryczne parametry profilu i skrzydła wpływają w sposób zasadniczy na powstanie i rozwój kryzysu falowego oraz na skutki z tego wynikające.

Grubość względna profilu. Ze wzrostem grubości profilu przewężenie strumienia opływającego



profil jest duże, wobec czego duża jest prędkość strumienia, a ciśnienie statyczne wewnątrz strumienia jest niewielkie.

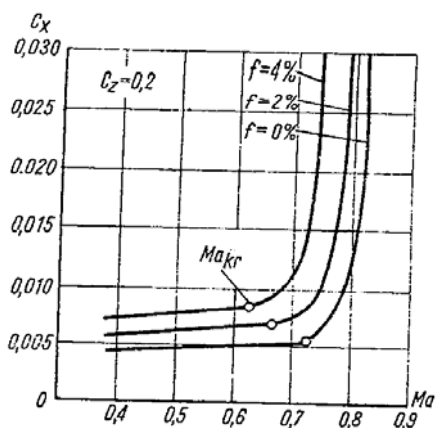
Na skutek tego krytyczna liczba Ma_{kr} jest mała i kryzys falowy powstaje wcześnie.

Z tego powodu dla szybkich samolotów stosowane są profile cienkie, których grubość $g = 6\%$, a nawet 3% . Jednocześnie należy podkreślić, że im większa jest grubość g , tym współczynnik oporu c_x jest większy.

Na wielkość liczby Ma_{kr} ma wpływ również położenie maksymalnej grubości profilu x_g .

Najmniejszą wartość Ma_{kr} mają profile, których maksymalna grubość znajduje się w odległości 30% cięciwy ($x_f = 30\%$) od krawędzi natarcia.

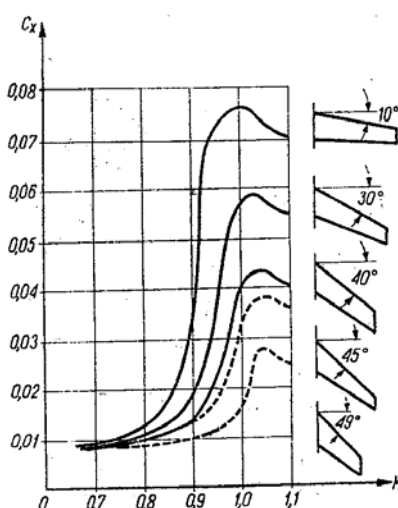
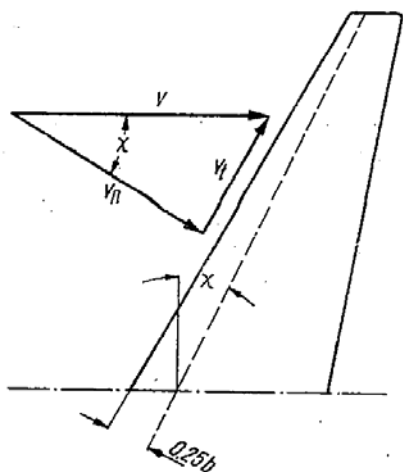
Wygięcie profilu f.



Wygięcie profilu oddziałuje w taki sam sposób na powstanie kryzysu falowego, jak grubość g . Ze wzrostem krzywizny profilu liczba Ma_{kr} jest mniejsza, a więc kryzys falowy rozpoczyna się przy mniejszych prędkościach lotu (rys.).

Dlatego w szybkich samolotach stosowane są profile symetryczne lub zbliżone do symetrycznych.

Skos skrzydła χ .



Na skutek kąta skosu χ wektor prędkości strumienia V opływającego skrzydło rozkłada się na składową normalną V_n prostopadłą do skrzydła i składową V_u , równoległą do krawędzi natarcia (rys.). Dzięki temu prędkość V_n decydująca o wielkości siły nośnej i siły oporu, a jednocześnie o

zjawiskach falowych, jest mniejsza od rzeczywistej prędkości lotu:

$$V_n = V \cdot \cos \chi$$

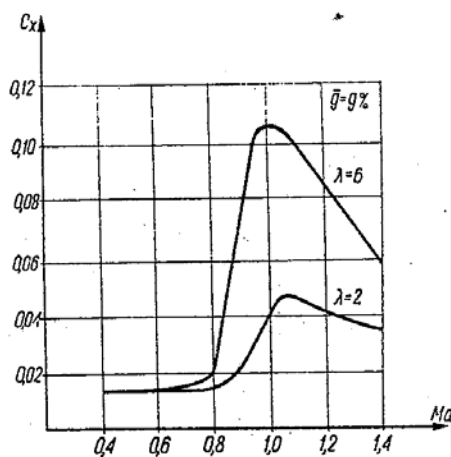
Ten sam związek odnosi się do Ma_{kr} :

$$Ma_{nkr} = Ma_{kr} \cdot \cos \chi$$

Ze wzrostem kąta skosu skrzydła χ wartość krytycznej liczby Ma rośnie (rys).

Poza tym kąt skosu skrzydła wpływa na zmniejszenie współczynnika oporu czołowego c_x oraz przesuną maksymalną wartość c_x w kierunku większych liczb Ma .

Wydłużenie skrzydła. Małe wydłużenia skrzydeł szybkich samolotów powoduje wzrost Ma_{kr}



(rys.). Na skutek ułatwionego przepływu powietrza z dolnej na górną powierzchnię skrzydła

ciśnienie statyczne wewnątrz strumienia /panujące na górnej powierzchni skrzydła/ zostaje podwyższone, dzięki czemu współczynnik ciśnienia p_{min} wzrasta.

Im λ jest mniejsze, tym obszar powierzchni skrzydła o podwyższonym ciśnieniu jest większy.

Wzrost minimalnego ciśnienia opóźnia powstanie kryzysu falowego. Skrzydła o małym wydłużeniu charakteryzują się również mniejszym współczynnikiem c_{xmax} .

Z powyższych charakterystyk wynika, że:

Pierwszym, najprostszym zarazem sposobem zwiększenia prędkości lotu jest stosowanie jak najcieńszych procentowo profilów skrzydeł. Ponieważ względy wytrzymałościowe wymagają pewnej minimalnej wysokości dźwigarów skrzydeł, zastosowanie procentowo cienkich profilów zmusza konstruktora do wykonania skrzydła o bardzo dużej cięciwie, a więc — przy danej powierzchni skrzydła — o małym jego wydłużeniu. Wzrasta wprawdzie przez to nieco opór indukowany, lecz przy dużych prędkościach jest on stosunkowo mały i odgrywa małą rolę.

Drugim sposobem zwiększenia krytycznej liczby Ma_{kr} , to znaczy przesunięcia w kierunku większych prędkości lotu opisywanych nieprzyjemnych zjawisk, jest zastosowanie skosu skrzydła. Działanie skosu skrzydła można wytłumaczyć za pomocą rysunku, na którym opisano skrzydło samolotu (lewe) opływane przez powietrze prostopadle do krawędzi natarcia z prędkością V_n .

Ten kierunek opływu skrzydła wywołuje na nim siłę aerodynamiczną (opór i siłę nośną), ma wobec tego decydujący wpływ na wszystkie zjawiska związane z lotem.

Na rysunku pokazano opływ skrzydła przez powietrze z prędkością V_t równoległą do krawędzi natarcia. Ten ruch powietrza nie wywołuje oporu ani siły nośnej.

Na rysunku e dodano geometrycznie oba wspomniane powyżej opływy, otrzymując skośny opływ skrzydła z wypadkową prędkością V , która — jak widzimy na rysunku — jest większa od prędkości V_n . Siły aerodynamiczne w tym przypadku będą takie same jak na rysunku a, ponieważ, jak wspomnieliśmy, prędkość v , nie ma na niego wpływu.

Skośny opływ skrzydła można otrzymać przez zastosowanie skosu skrzydła, jak pokazano to na rysunku. Prędkość lotu v rozłożyliśmy tam na dwie składowe, v_n oraz v_t .

Ponieważ, jak wspomnieliśmy, jedynie składowa v_n ma wpływ na zachowanie się skrzydła, skrzydło ze skosem lecące z prędkością v zachowuje się tak, jak skrzydło proste, lecące z prędkością v_n .

Ponieważ prędkość v jest większa od prędkości v_n , skrzydło ze skosem ma, jak widzimy, krytyczną liczbę Macha o większej wartości niż skrzydło proste, „oddalając” nieprzyjemne zjawiska związane z dużą prędkością lotu w kierunku większych prędkości.

Trzecim sposobem zmniejszenia oporu falowego skrzydła samolotu okołodźwiękowego jest stosowanie profilów laminarnych. Okazało się mianowicie, że na kształt fal powstających na skrzydle, które na rysunku opisaliśmy tylko schematycznie, ma wpływ rodzaj ruchu w warstwie przyściennej,

w miejscu powstawania fali. Jeżeli w tym miejscu ruch w warstwie przyściennej jest turbulentny, to powstaje fala prostopadła (jak na rys.) o wysokim oporze falowym. Jeżeli natomiast w miejscu powstawania fali istnieje laminarna warstwa przyścienna, to oprócz głównej fali prostopadłej powstaje przy niej fala skośna (jak na rys.).

FAŁA LAMBDA

Taki układ fal nazywamy falą lambda. Ponieważ, jak już wspominaliśmy poprzednio, fala skośna wywołuje mniejszy opór niż fala prostopadła, układ fal λ na skrzydle jest korzystniejszy od jednej fali prostopadłej, bo intensywność fali prostopadłej za falą skośną jest już bardzo mała. Jak widzimy, profile laminarne są korzystne nie tylko z powodu małego oporu tarcia, lecz także z powodu ich mniejszego oporu falowego od oporu profili klasycznych.

Czwarty sposób zmniejszenia oporu falowego całego samolotu polega na nadawaniu samolotowi kształtu zgodnie z tak zwaną „regułą pól”.

Największy wpływ na Ma_{kr} statku latającego ma sposób połączenia kadłuba ze skrzydłem skośnym. W celu uniknięcia ujemnych skutków tego połączenia wykonuje się je tak, by nie następowało

nakładanie się miejscowych obszarów podciśnienia (nadcisnienia). Dobre rezultaty daje stosowanie tzw. „reguły pól”, która umożliwia znaczne zmniejszenie oporu samolotu w obszarze prędkości przydźwiękowych gdy $Ma_{kr} < Ma < 1,4 \div 1,5$.

Zgodnie z tą regułą, kombinacja skrzydła z kadłubem będzie miała najmniejszy opór, jeżeli położenie skrzydła wzdłuż przekrojów samolotu, normalnych do strumienia, ma taki sam charakter, jak ciało obrotowe o najmniejszym oporze. Praktycznie oznacza to, że przekroje kadłuba na odcinku skrzydła powinny być zmniejszone o wartość równą powierzchni danego przekroju skrzydła. Badania tunelowe wykazały bowiem, że układ fal zgęszczeniowych jest w zasadzie taki sam dla rzeczywistego układu skrzydło-kadłub jak i dla obrotowej bryły zastępczej o tej samej powierzchni przekroju poprzecznego.

Na rys. przedstawiono wyniki badań dwóch kombinacji układu skrzydło-kadłub przy prędkościach przydźwiękowych:

1) kadłub w postaci ciała obrotowego o wydłużeniu 11 i skrzydło o skosie 45° oraz grubości względnej 6% i wydłużeniu 4;

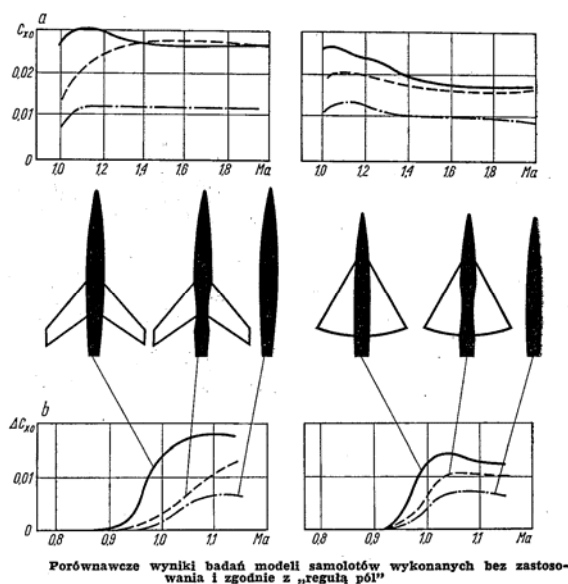
2) kadłub w postaci ciała obrotowego o wydłużeniu 7,5 i skrzydło trójkątne o skosie 60° oraz grubości względnej 4%.

Z rysunku tego wynika, że w przedziale $Ma = 1,0 \div 1,05$ „wcięcie” kadłuba zmniejsza przyrost oporu o połowę. Wraz ze wzrostem Ma efekt maleje.

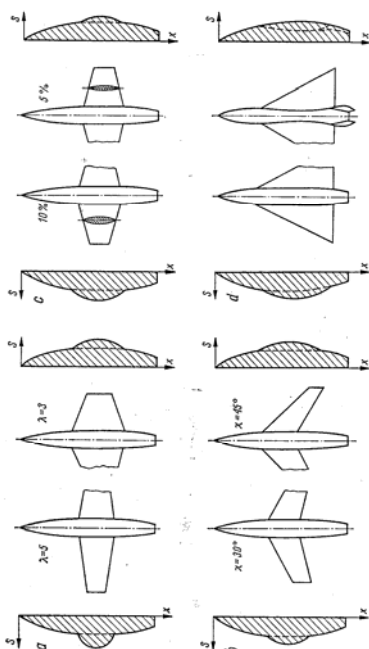
Na rysunku przedstawiono wykresy współczynników oporu czołowego układu skrzydło-kadłub, stosowanego w zakresie prędkości do $Ma = 2$ z uwzględnieniem reguły pól.

Jak widać, dla kombinacji skrzydło skośne-kadłub zmniejszenie oporu ma miejsce tylko w zakresie prędkości do 1,4 Ma .

W przypadku skrzydła trójkątnego efekt reguły pól obserwuje się nawet do $Ma = 2$, jednakże z coraz mniejszym skutkiem. Z tego właśnie względu, „regułę pól” stosowano w samolotach ze skrzydłem trójkątnym nawet przy $V_{max} = 2000$ km/h, natomiast ze skrzydłem skośnym tylko przy $V_{max} = 1400 \div 1800$ km/h (rys.).



Porównawcze wyniki badań modeli samolotów wykonanych bez zastosowania i zgodnie z „regułą pól”



Rys. 44. Wyniki porównawcze badań modeli samolotów wykonanych bez zastosowania i zgodnie z „regułą pól”

Na skuteczność reguły pół w walce z oporem falowym mają również wpływ kształty innych, poza kadłubem, części samolotu. Reguła pół ważna jest tylko dla smukłych kadłubów i krótkich, cienkich skrzydeł o ostrych krawędziach. Dotyczy to głównie małego wydłużenia, które zapewnia przestrzenność opływu i umożliwia jego osiową symetrię.

W związku z tym w niektórych samolotach, jakby z natury zgodnych z regułą, można prawie zupełnie pominąć zwężenie kadłuba (jak np. w brytyjskim samolocie Lightning"; rys.

Wynika to z tego, że każdy z czynników zmniejszających opór falowy (mała grubość względna profilu, duży skos, małe wydłużenie) jest pewnym krokiem w kierunku reguły pół, tzn. samolot wykonany zgodnie z zaleceniami przedstawionymi w rozdziale 3 jest zbliżony kształtem do bryły o małym oporze.

Dla ilustracji tej tezy, na przedstawiono kilka uproszczonych schematów układu skrzydło-kadłub z zastosowaniem różnych środków zmniejszających skutki kryzysu falowego.

W celu lepszego porównania w przykładach a, b i c skrzydła mają tę samą powierzchnię.

Przykład c dotyczy skrzydeł tego samego kształtu i powierzchni, ale o innej grubości względnej.

Na rysunku d podano przykład klasycznego zastosowania reguły pół dla skrzydła trójkątnego. Obok przedstawiono wykresy przekrojów poprzecznych S dla każdego układu.

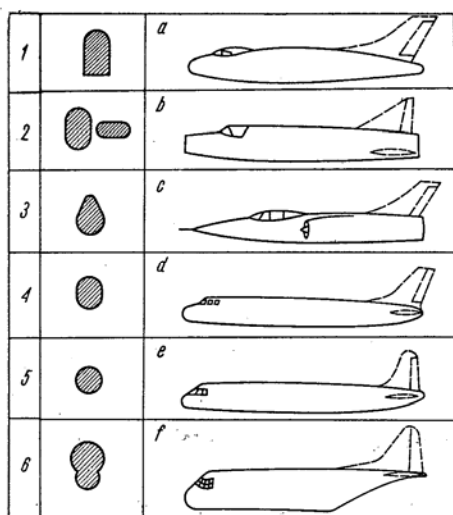
Z rysunku widać dodatni wpływ stosowania większego skosu i mniejszego wydłużenia oraz profilu o mniejszej grubości względnej na rozkład przekrojów, tzn. kształt bryły zastępczej.

Kształt kadłuba

Kształt kadłuba charakteryzowany jest kształtem jego przekroju poprzecznego oraz widokiem z boku (rys.). Przy wyborze kształtu i geometrii przekroju poprzecznego uwzględnia się głównie wymagania

aerodynamiki (kształt opływowy), eksploatacji (dogodność rozmieszczenia wyposażenia) i mechaniki technicznej (racjonalne rozmieszczenie siłowych elementów konstrukcji). Kształty przekrojów poprzecznych 1 i 2 stosowane są w samolotach transportowych, ponieważ zapewniają maksymalną objętość przeznaczoną do rozmieszczenia ładunków. Kabina o przekroju 3 zapewnia dobre warunki pracy pilota przy jednoczesnym zachowaniu minimalnego największego przekroju poprzecznego kadłuba. Kształty przekrojów 4, 5, 6 mogą być stosowane na różnych odcinkach kadłuba zależnie od potrzeby, a zwłaszcza od liczby i położenia silników.

Kształty kadłuba w widoku z boku zależą od przeznaczenia samolotu, położenia silników i chwytów powietrza oraz kształtu kopułki kabiny. Kształty a, d, e charakterystyczne są dla ciężkich samolotów



wielosilnikowych. Kadłub b stosowany jest w samolotach myśliwskich z chwytem centralnym, z chwytami bocznymi. Kadłub f stosowany jest w samolotach transportowych, ponieważ zapewnia on łatwy załadunek i wyładunek (również w powietrzu) sprzętu i wyposażenia.

Osobliwością samolotów naddźwiękowych oblatanych w ostatnich dziesięciu latach jest zmiana kształtu kadłuba mająca na celu jego włączenie do wytwarzania siły nośnej.

Modyfikacja ta polega głównie na zastąpieniu kadłuba o kształcie brył obrotowych (stożkowo-walcowo-stożkowych) kadłubem o kształcie prostopadłościanu. Oznacza to zastąpienie kształtu okrągłego lub owalnego (w rzucie z przodu) kadłubem w przybliżeniu prostokątnym, przy czym jeden z dłuższych boków prostokąta wyznacza płaszczyznę dolnej części (spodu) kadłuba.

Zmianie uległ również kształt w rzucie z boku. Stosowany dotychczas kształt o krzywiźnie określonej w przybliżeniu jednym łukiem zastąpiony został trzema wyznaczającymi wypukłość części przedniej i tylnej oraz wklęsłość środkowej. Tak ukształtowany kadłub otrzymał nazwę nośnego (rys. 4.8).

Cechą charakterystyczną tego rodzaju kadłubów jest również i to, że znacznie wzrosła powierzchnia części wewnątrzkadłubowej płata.

Kadłuby nośne mają m.in. samoloty amerykańskie MCDONNELL F-4 „Phantom” II, GENERAL DYNAMICS F-111 A i radziecki MIKOJAN E-266 oraz francusko-brytyjski BAC/Breguet „Jaguar” (rys. 4.9). Jak widać z rys. 4.8 i 4.9, w samolotach o prędkości odpowiadającej $M_a > 2$ zarzucono stosowanie reguły pół, ponieważ korzyści wynikające z jej przyjęcia są niewspółmierne do wzrostu kosztów wykonania płatowca oraz do ograniczenia objętości użytkowej kadłuba. Poza tym najnowsze samoloty mają taki nadmiar ciągu, że przekroczenie „bariery dźwięku” nie przedstawia dla nich specjalnej trudności. W niektórych przypadkach samoloty wyposaża się w zespoły napędowe

z dopalaniem, które wykorzystywane jest właśnie tylko w celu szybkiego przekroczenia prędkości dźwięku (np. Tu-144, rys. 3.30).

Współpraca elementów płatowca z zespołem napędowym.

Zespołem napędowym nazywamy ogół agregatów i urządzeń zapewniających samolotowi niezbędny ciąg w różnych warunkach lotu.

We współczesnych samolotach silniki najczęściej umieszczane są w skrzydle lub w kadłubie.

Spotyka się również samoloty z silnikami umieszczonymi pod skrzydłem lub na jego zakończeniu albo z boku kadłuba lub nad nim tuż przy usterzeniu.

Samoloty z silnikami w skrzydłach i pod skrzydłami. Układ tego typu najczęściej stosowany jest w samolotach bombowych, transportowych i pasażerskich, tzn. w samolotach wyposażonych

w dwa lub więcej silników.

Do zalet samolotów z silnikami umieszczonymi w skrzydle lub pod skrzydłem należą:

wolna przestrzeń w kadłubie na komorę bombową, zbiorniki paliwa, ładunki itp.;

-małe straty ciśnienia na wejściu do silnika;

-odciążanie skrzydła przez siły masowe silników;

silniki położone w przedniej części skrzydła odgrywają rolę ciężaru przeciwlatterowego; gondole silników mogą spełniać rolę pomieszczeń na chowane podwozie.

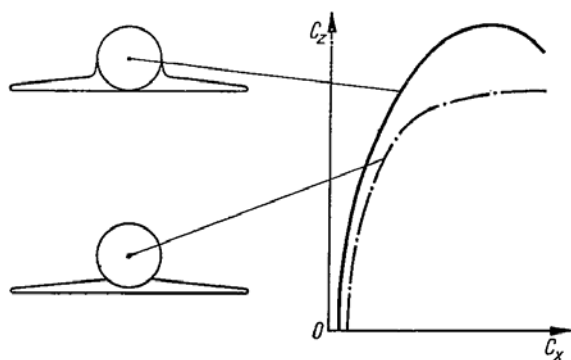
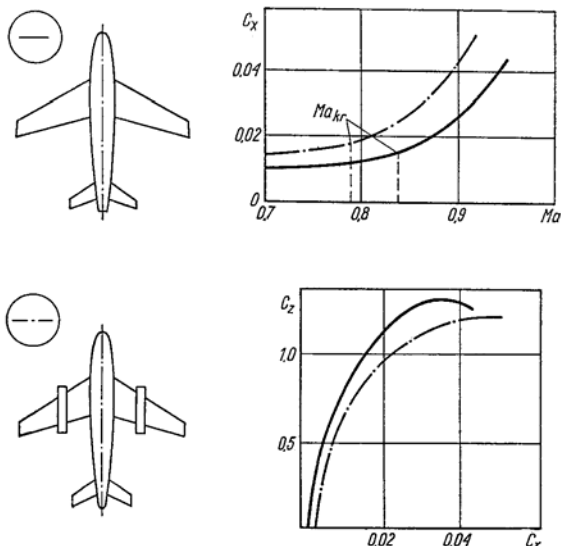
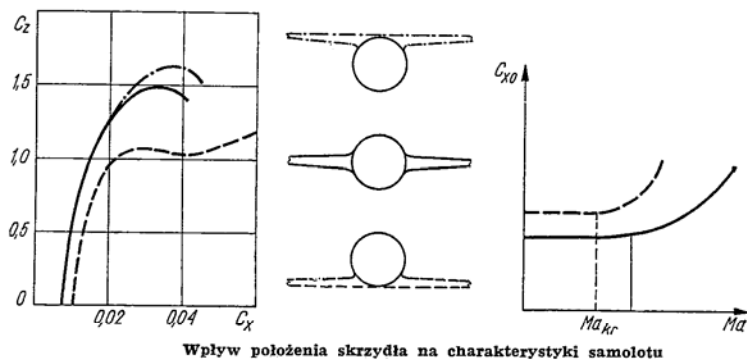
Podstawowymi wadami tego układu jest:

-pogorszenie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła prowadzące do zmniejszenia jego nośności i zwiększenia oporu,

-skomplikowanie konstrukcji skrzydła,

-powstanie momentu odchylającego w razie odmowy pracy jednego z silników,

-wzrost masowego momentu bezwładności względem osi OX i OZ, prowadzący do zmniejszenia własności manewrowych.



Miejsce umieszczenia silników w skrzydle zależy od wielu czynników i określone jest indywidualnie dla każdego samolotu. Na przykład w celu zmniejszenia oporu najbardziej celowe jest umieszczenie silników wewnątrz najgrubszej części skrzydła (rys. 4.10a). Przy tego rodzaju położeniu silników zmniejsza się masowy moment bezwładności samolotu oraz moment odchylający w przypadku odmowy pracy z silników, a także upraszcza się układ zasilania w wyniku skrócenia przewodów paliwa. Wadą takiego położenia

jest działanie strumienia gazów wylotowych na pokrycie kadłuba,

prowadzące do zmiany jego temperatury oraz do wymuszonych drgań konstrukcji o wysokiej częstotliwości. Drgania tego rodzaju są niebezpieczne nie tylko dla wytrzymałości elementów konstrukcji, lecz także dla agregatów wyposażenia umieszczonego wewnątrz kadłuba.

Do poważnej wady należy również zaliczyć skomplikowanie konstrukcji skrzydła oraz wzrost jego ciężaru ze względu na przecięcie ścianki i wygięcie pasów dźwigarów (kanałami wlotowymi i wylotowymi).

Stosowane jest również umieszczanie silników w pewnej odległości od kadłuba (rys. 4.10b). W tym przypadku gondole silników mogą być wykorzystane do chowania podwozia, jednocześnie jednak zwiększają opór skrzydła i obniżają efekt jego skosu (krytyczną liczbę Ma). Na nowszych samolotach silniki umieszcza się w gondolach z wysięgnikami (rys. 4.10c, d). Układ taki jest korzystny pod względem aerodynamicznym, ponieważ w znacznym stopniu zmniejsza interferencję między gondolą i skrzydłem. Ma jednakże dość istotną wadę, wynikającą ze skomplikowania zawieszenia oraz wzrostu jego ciężaru. Wadą tego układu jest również mała odległość między chwytem powietrza i powierzchnią lotniska, prowadząca do szybkiego niszczenia części silnika pyłem, piaskiem i innymi przedmiotami zasysanymi wraz z powietrzem podczas startu i lądowania. Wady tej pozbawiony jest układ z wysięgnikowym zawieszeniem silników nad skrzydłem. Tendencje zmierzające do optymalizacji warunków pracy zespołu napędowego i prostoty konstrukcji skrzydła doprowadziły do rozmieszczania silników na końcach skrzydła (rysunek 4.10d, e). W tym przypadku skrzydło zachowuje dobrą aerodynamikę przy jednoczesnym spadku jego ciężaru (ze względu na odciążenie siłami masowymi). Jednakże lot samolotu przy jednym silniku niepracującym jest wówczas utrudniony ze względu na duży moment odchyłający.

Samoloty z silnikami w kadłubie i na kadłubie. W samolotach o względnie małych gabarytach (a zwłaszcza w samolotach myśliwskich wyposażonych w jeden, rzadziej dwa silniki) zespół napędowy zwykle umieszcza się wewnątrz kadłuba (rys. 4.11). Taki układ konstrukcyjny ma (w porównaniu 2. poprzednim) następujące zalety:

- brak dodatkowego oporu aerodynamicznego,
- zmniejszenie masowego momentu bezwładności samolotu względem jego osi podłużnej, oraz wady:
- skomplikowanie kształtu i konstrukcji kanałów wlotowych powietrza
- zajęcie znacznej objętości kadłuba przez silnik, kanał wlotowy i dyszę wylotową,
- utrudniony dostęp do silnika.

Na rysunku 4.11a pokazano samolot z silnikiem umieszczonym w tylnej części kadłuba z bocznymi chwytnymi powietrza. Zaletą tego układu, w porównaniu z układem z chwytem powietrza umieszczonym centralnie (rysunek 4.11b), jest mała długość kanałów wlotowych oraz możliwość wykorzystania przedniej części kadłuba na umieszczenie w niej wyposażenia. Poza tym umieszczenie silnika w osi samolotu (wektor ciągu silnika przechodzi przez SC samolotu) eliminuje wpływ jego pracy na sterowność. Wadą tego układu jest konieczność odprowadzenia warstwy przyściennej.

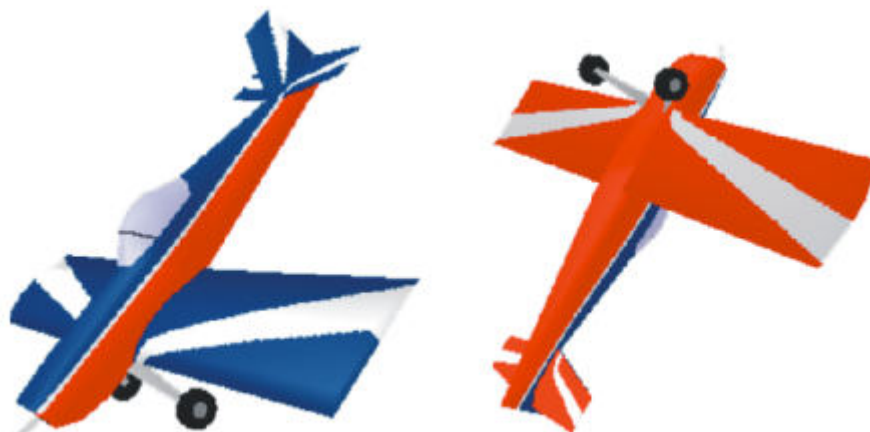
W przypadku samolotu dwusilnikowego oba silniki można również umieścić w tylnej części kadłuba. Osobliwością układu pokazanego na rys. 4.116 jest położenie silników jeden nad drugim w płaszczyźnie symetrii samolotu. W tym przypadku wzrasta powierzchnia boczna kadłuba, co prowadzi do poprawy stateczności bocznej samolotu. Wadą tego układu jest duża długość i złożony kształt kanałów wlotowych oraz utrudniony dostęp do silników. Niekiedy, w celu krótkotrwałego zwiększenia prędkości, w końcowej części kadłuba (rys. 4.11c) umieszcza się przyspieszacz. Niektóre samoloty bombowe, transportowe i pasażerskie wyposażone są w dwa lub cztery silniki umieszczone w specjalnych gondolach mocowanych do kadłuba (rys. 4.12). Przy takim układzie można w stosunkowo prosty sposób zapewnić dobre warunki pracy chwytności powietrza oraz oddalić strumień wylotowy od pokrycia kadłuba i innych części płatowca. Odmowa pracy jednego z silników prowadzi do powstania względnie małego momentu odchyłającego. Zaletą tego układu jest także duże bezpieczeństwo przeciwpożarowe oraz mały hałas w kabinie załogi lub w kabinie pasażerskiej. Polepszone zostają również charakterystyki aerodynamiczne skrzydła, ponieważ możliwe jest umieszczenie mechanizacji na całej jego rozpiętości. Silniki można umieścić w taki sposób, aby wektor ciągu przechodził w pobliżu SC samolotu, co zmniejsza wpływ pracy silników na sterowność samolotu.

Wadą tego układu jest:

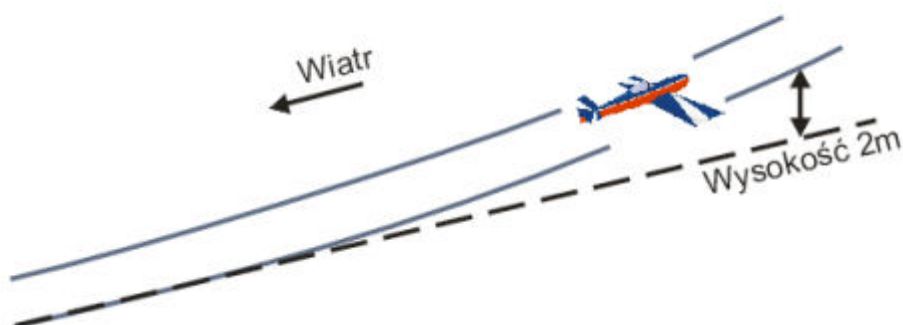
- wzrost ciężaru skrzydła o 2÷4%, ponieważ nie występuje tutaj odciążenie skrzydła siłami masowymi silników,
- wzrost momentu bezwładności samolotu względem osi OY, wynikający z rozmieszczenia dużych mas na osi OX. Poza tym tylna część kadłuba obciążona jest dodatkowo siłami aerodynamicznymi i masowymi.

Akrobacja

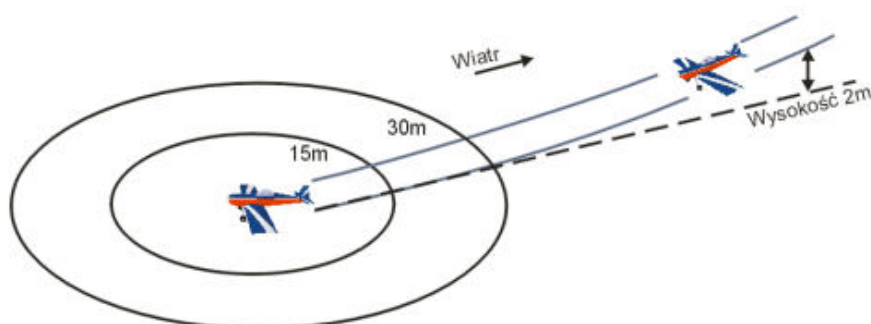
Figury akrobacji.



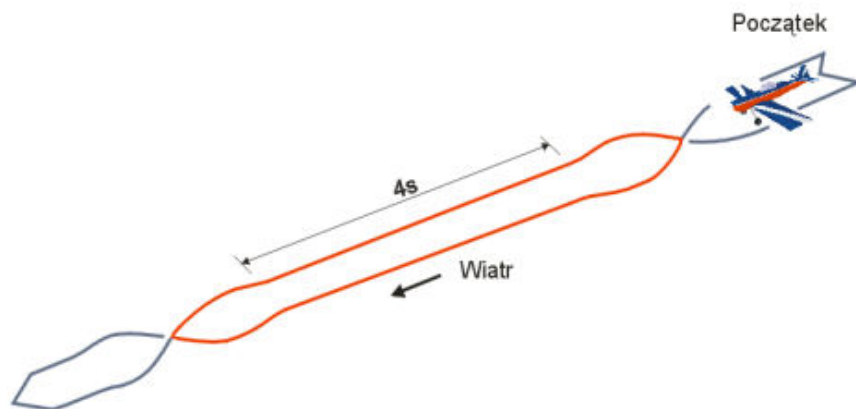
Dla ułatwienia prześledzenia toru lotu modelu w poszczególnych figurach pomalowano model od góry na granatowo, od spodu na czerwono. Tor lotu kreślono naprzemian liniami granatowymi i czerwonymi, obrazującymi, czy model na poszczególnych etapach figury będzie widoczny z góry czy z dołu. Na rysunkach nie przedstawiono wszystkich możliwych figur. Należy pamiętać, że większość podstawowych figur może mieć swoje wykonanie jako odwrócona, plecowa lub jednocześnie odwrócona i plecowa.



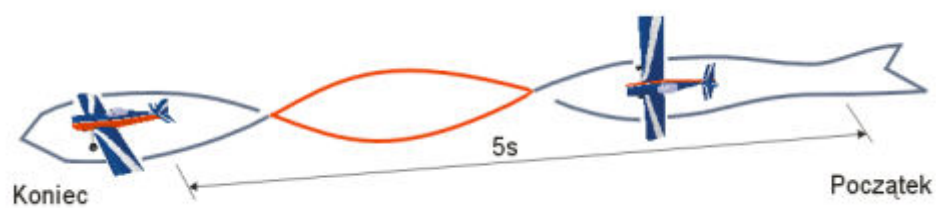
Rys. 1. Start



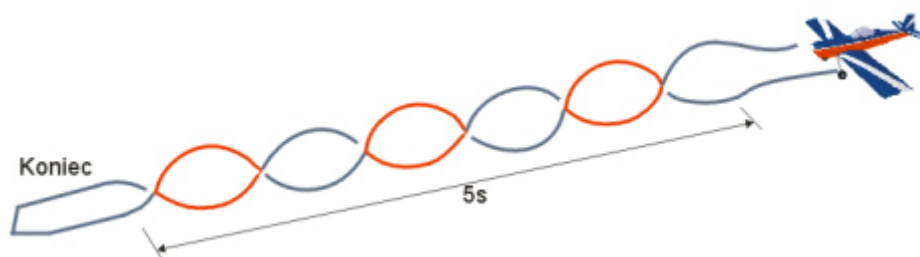
Rys. 2. Lądowanie



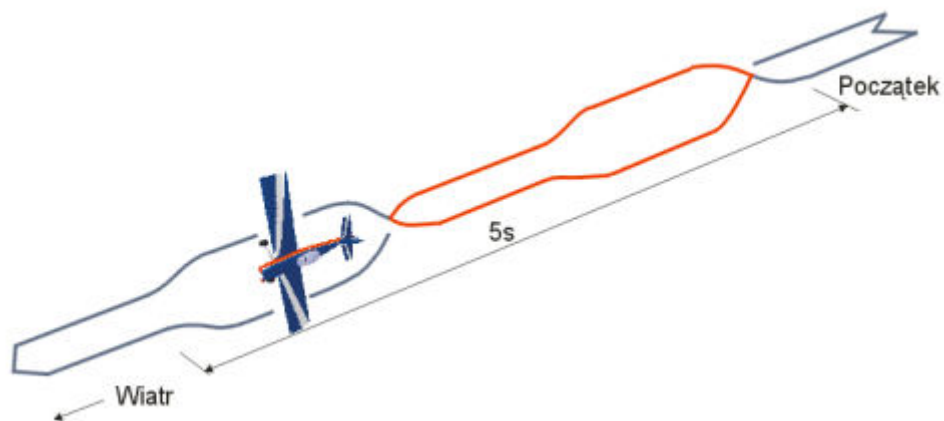
Rys. 3. Lot plecowy



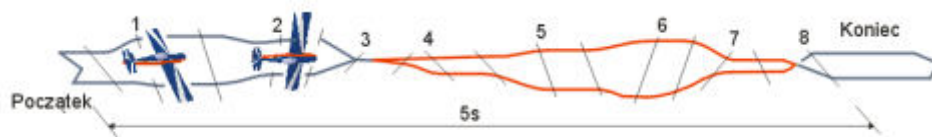
Rys. 4. Beczka powolna



Rys. 5. Trzy beczki



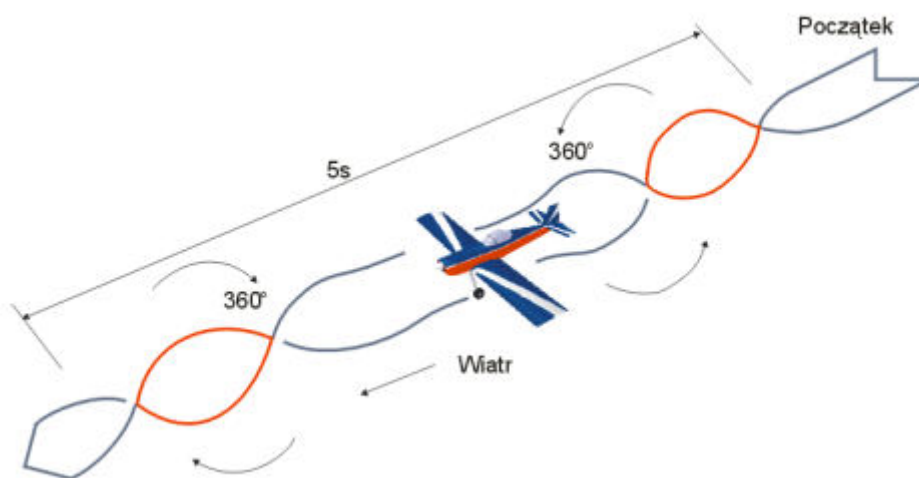
Rys. 6. Beczka akcentowana na 4 tempa



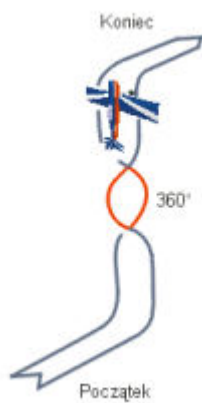
Rys. 7. Beczka akcentowana na 8 temp



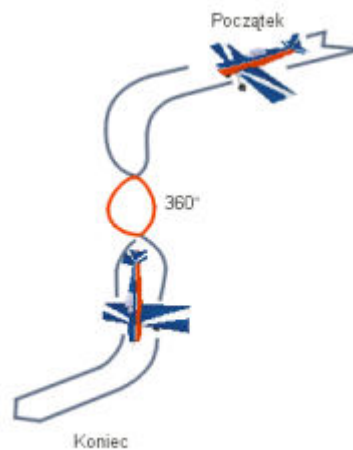
Rys. 8. Odwrócona beczka akcentowana



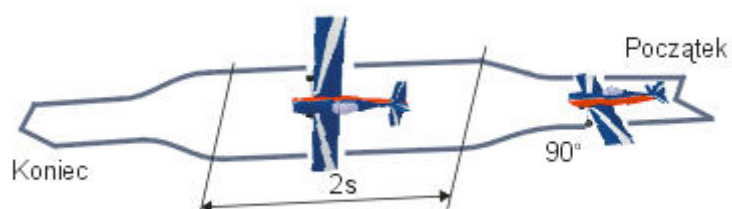
Rys. 9. Dwie beczki o przeciwnych kierunkach



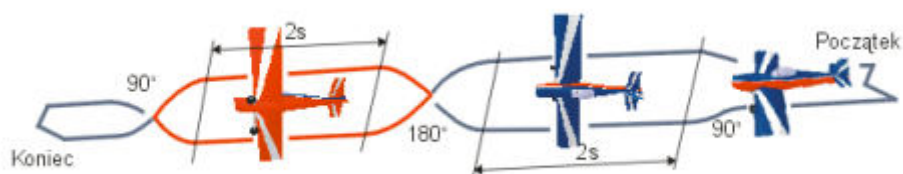
Rys. 10. Beczka pionowa
Beczka pionowa w dół



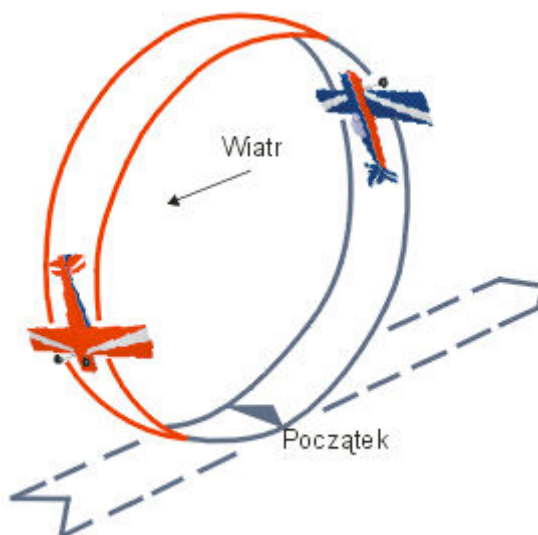
Rys. 11.



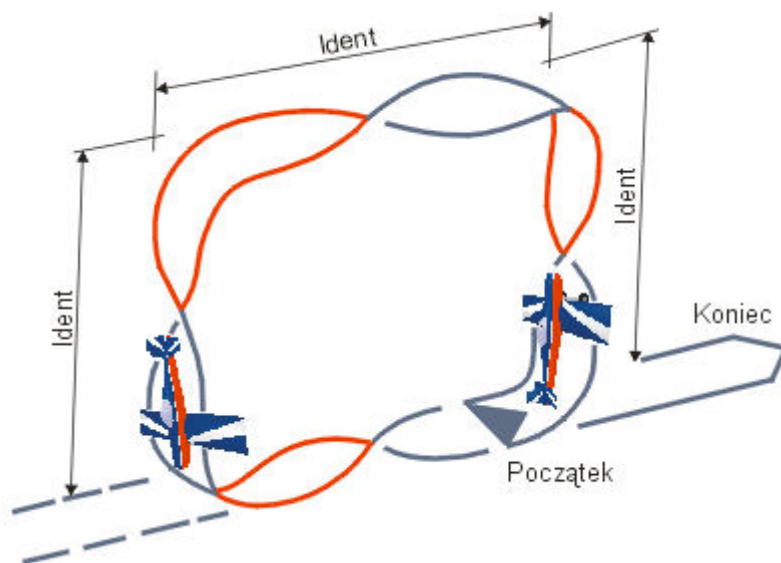
Rys. 12. Żyletka



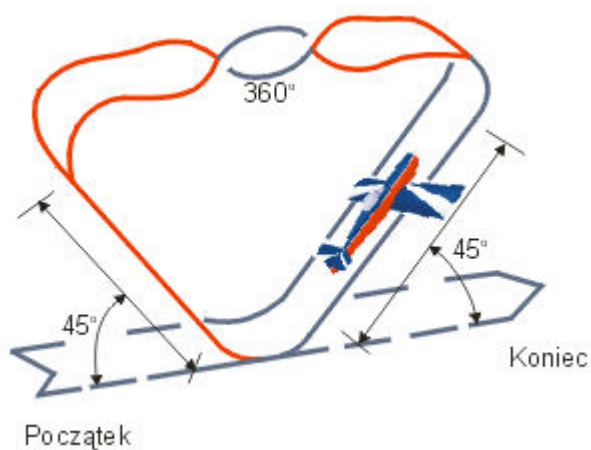
Rys. 13. Odwrócona żyletka



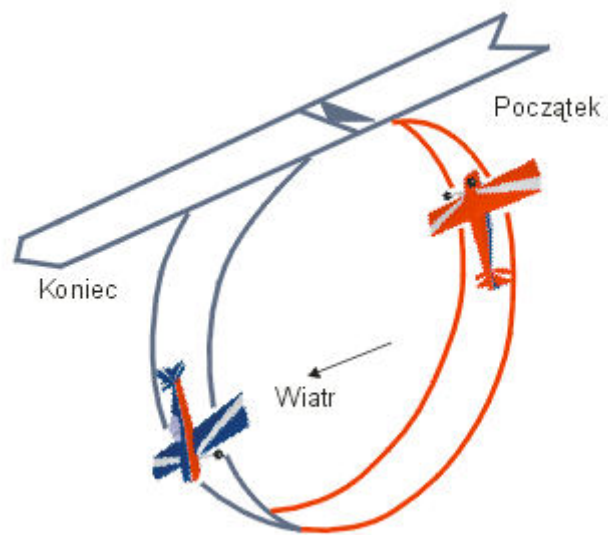
Rys. 14. Pętla wewnętrzna



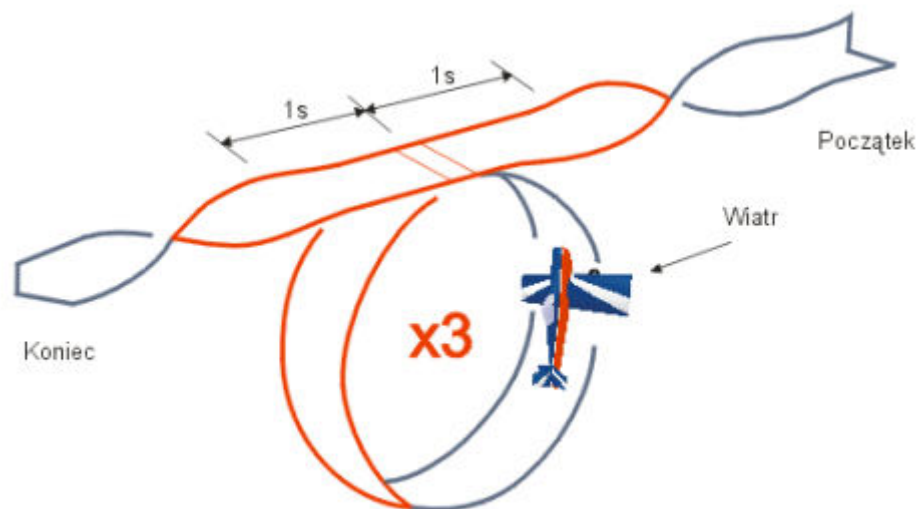
Rys. 15. Pętla kwadratowa z 4 półbeczkami



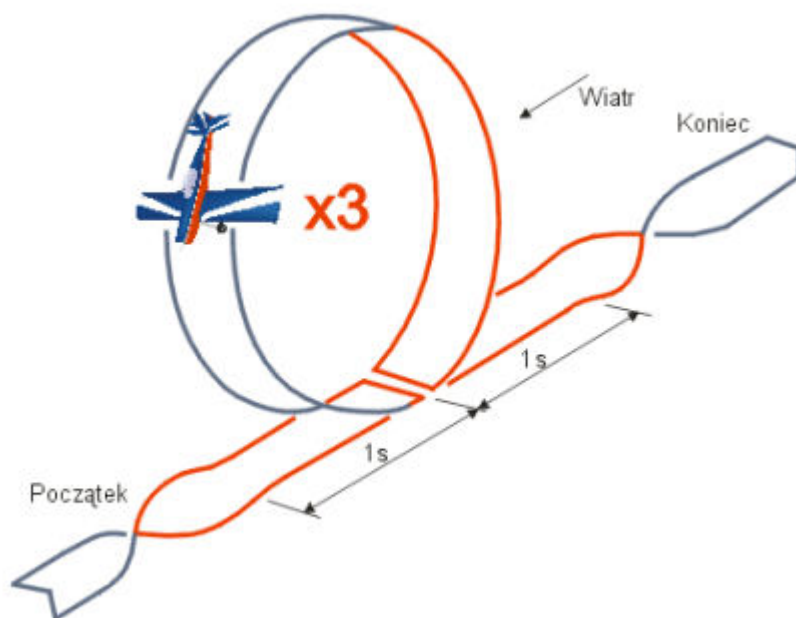
Rys. 16. Pętla trójkątna z beczką



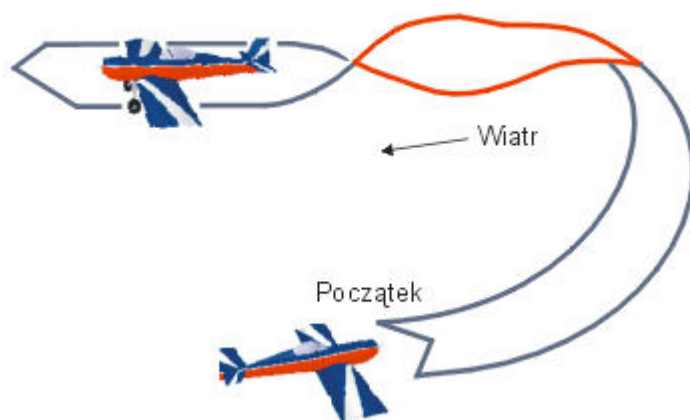
Rys. 17. Pętla zewnętrzna



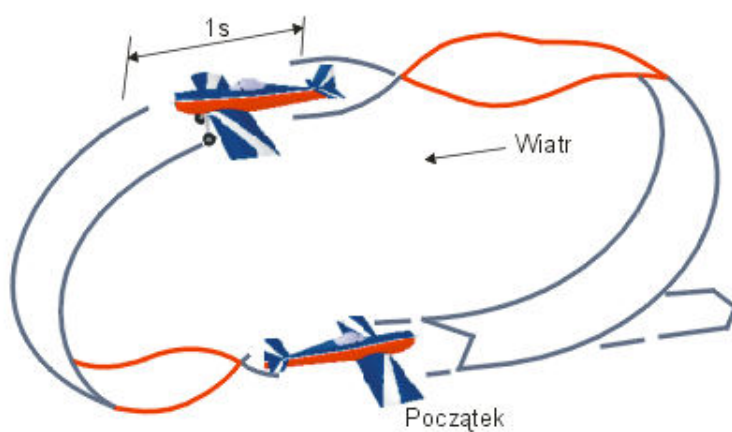
Rys. 18. Odwrócona pętla wewnętrzna (trzy pętle)



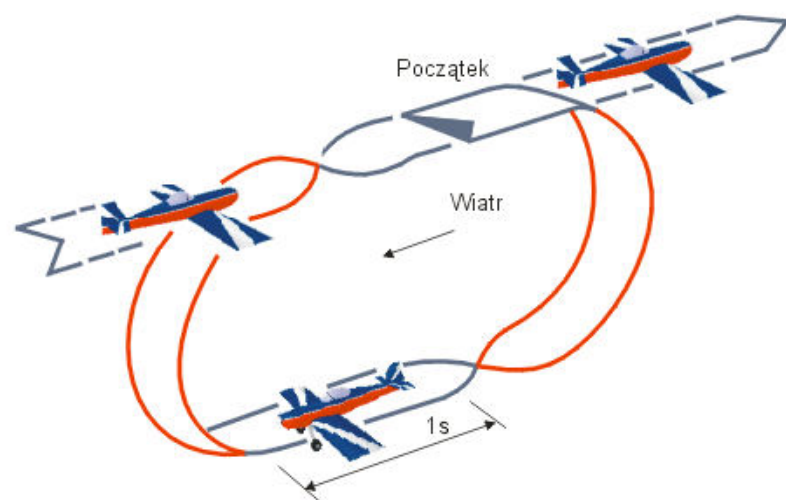
Rys. 19. Odwrócona pętla zewnętrzna (trzy pętle)



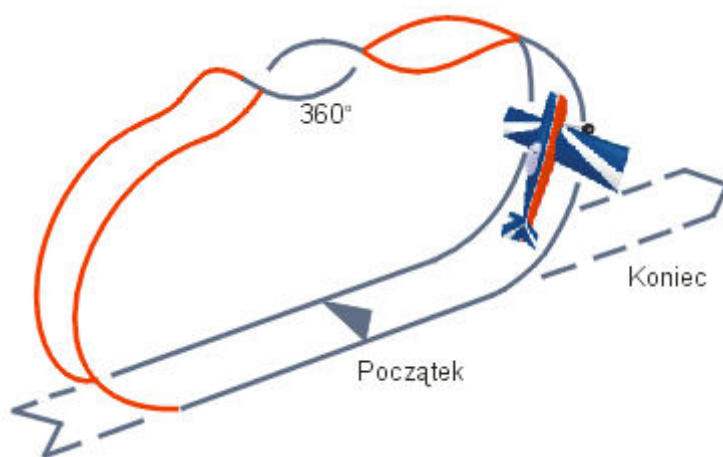
Rys. 20. Immelman



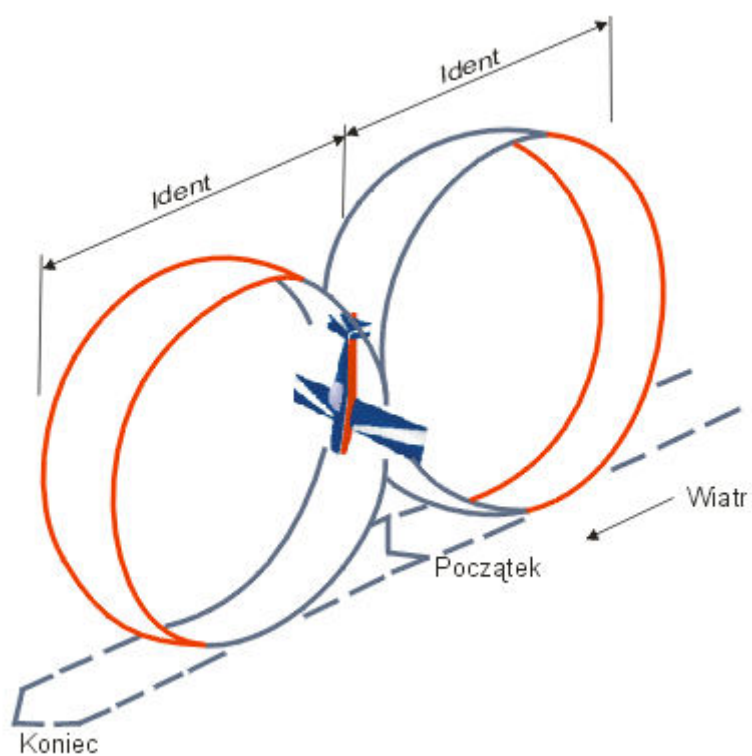
Rys. 21. Podwójny Immelman



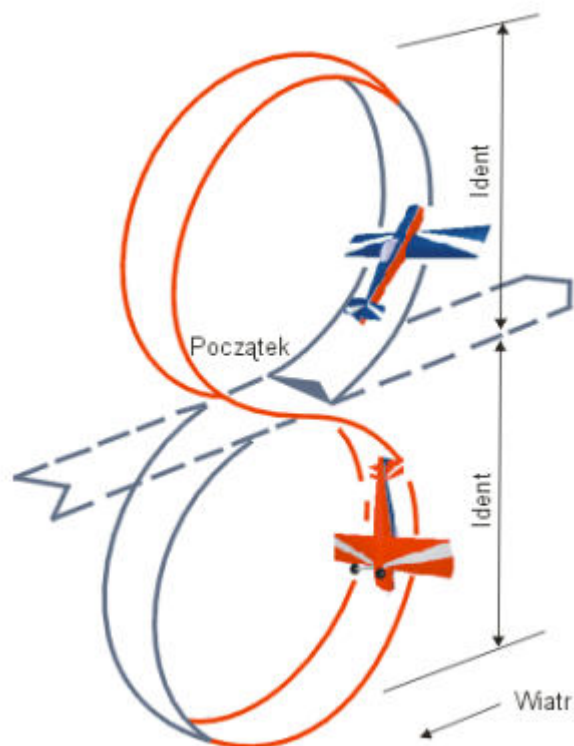
Rys. 22. Odwrócony podwójny Immelman



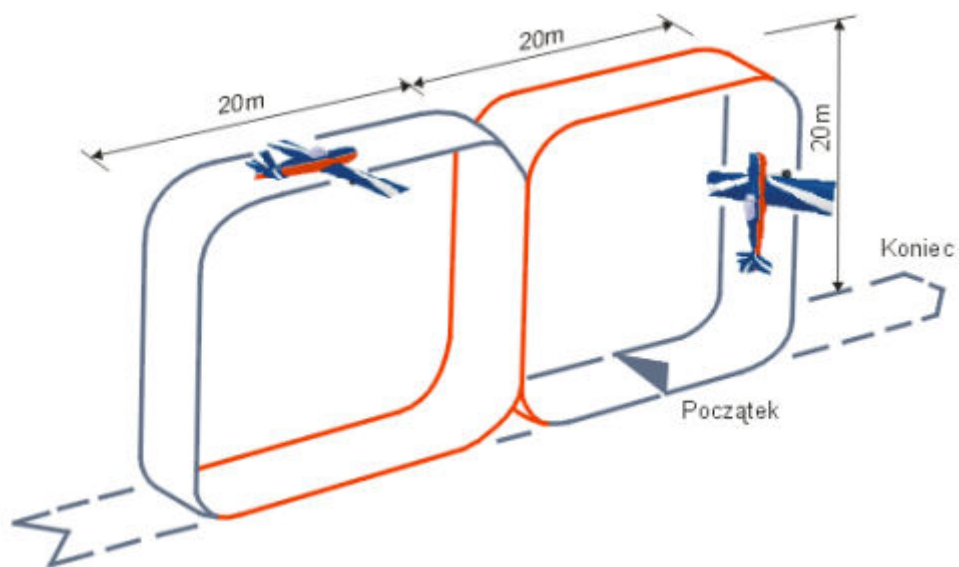
Rys. 23. Awelanż



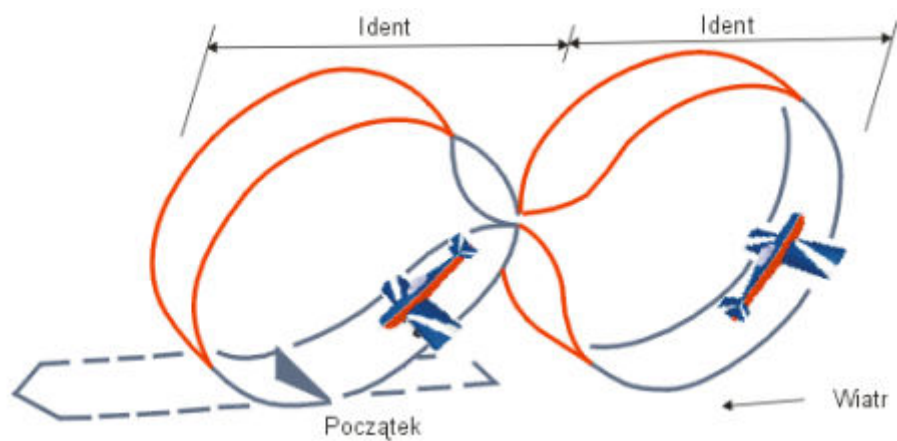
Rys. 24. Ósemka pozioma



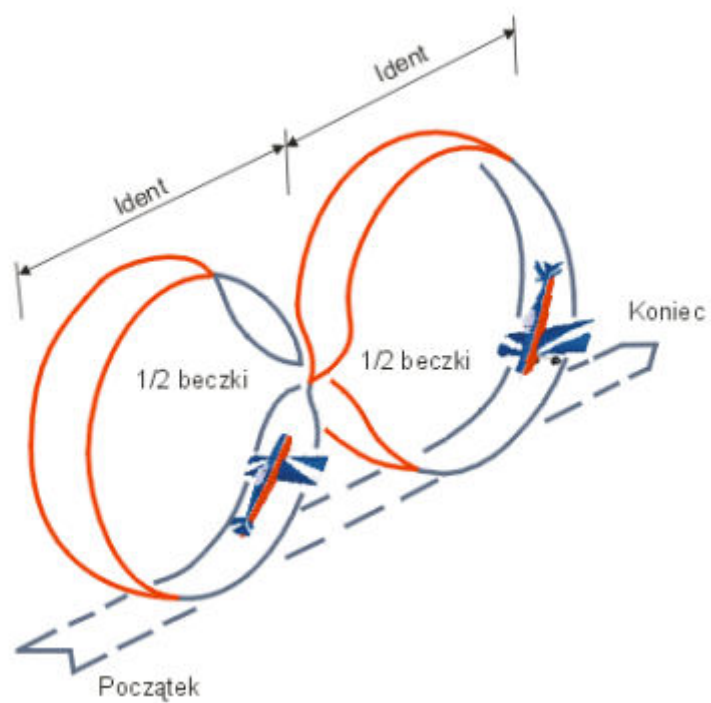
Rys. 25. Ósemka pionowa



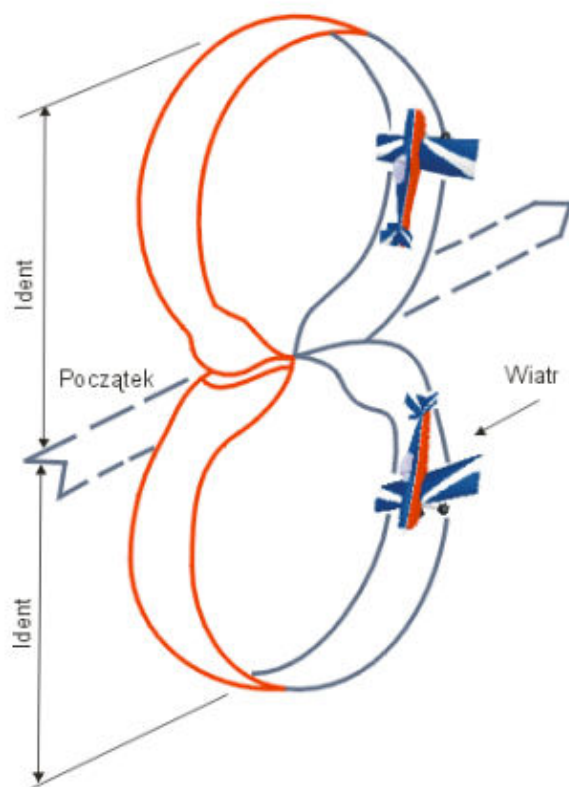
Rys. 26. Kwadratowa ósemka pozioma



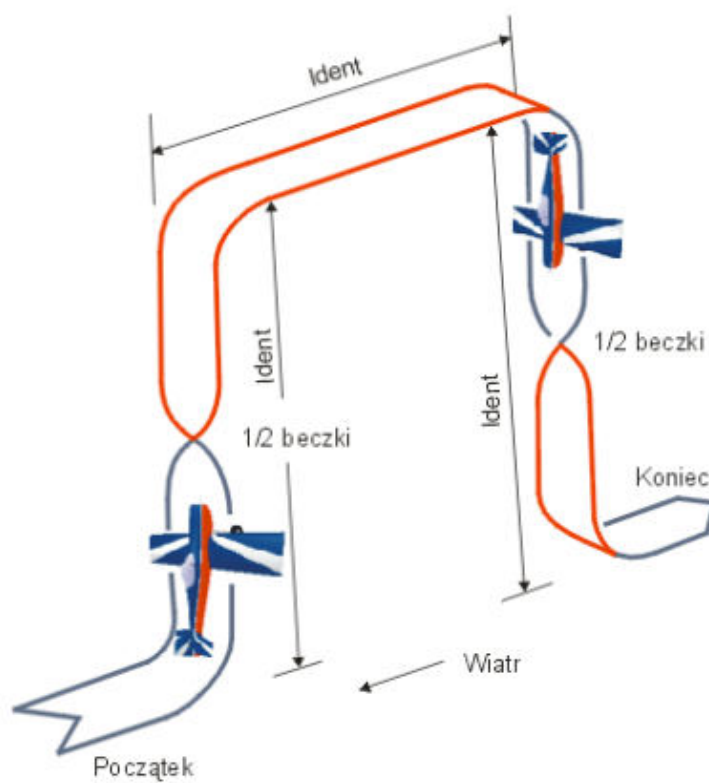
Rys. 27. Ósemka kubańska



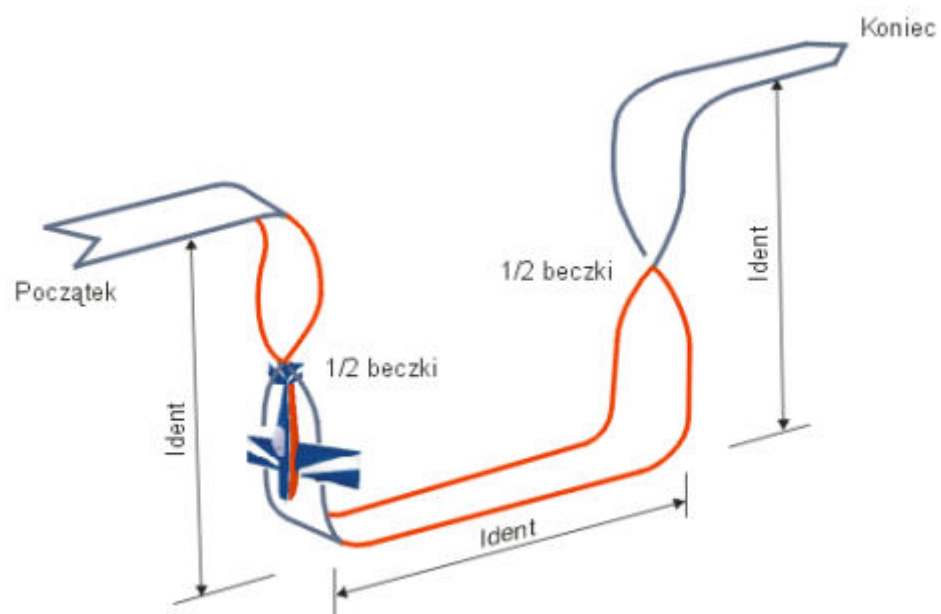
Rys. 28. Odwrócona ósemka kubańska



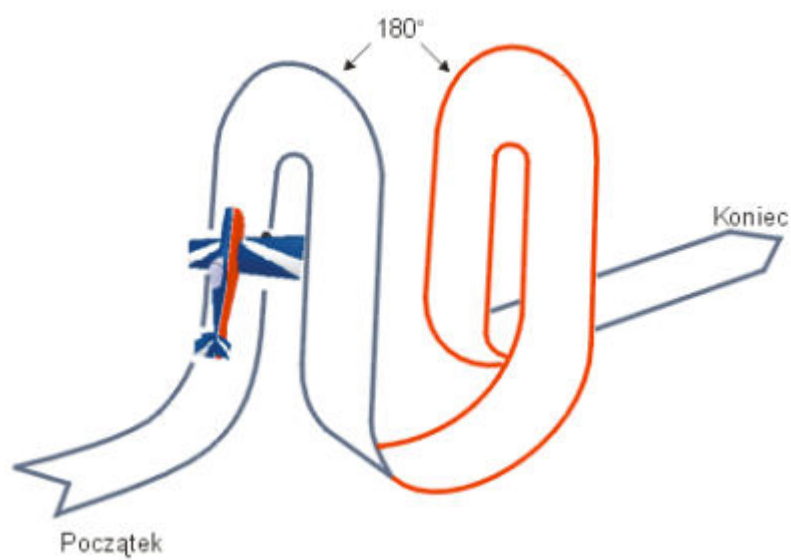
Rys. 29. Ósemka pionowa z półbeczkami



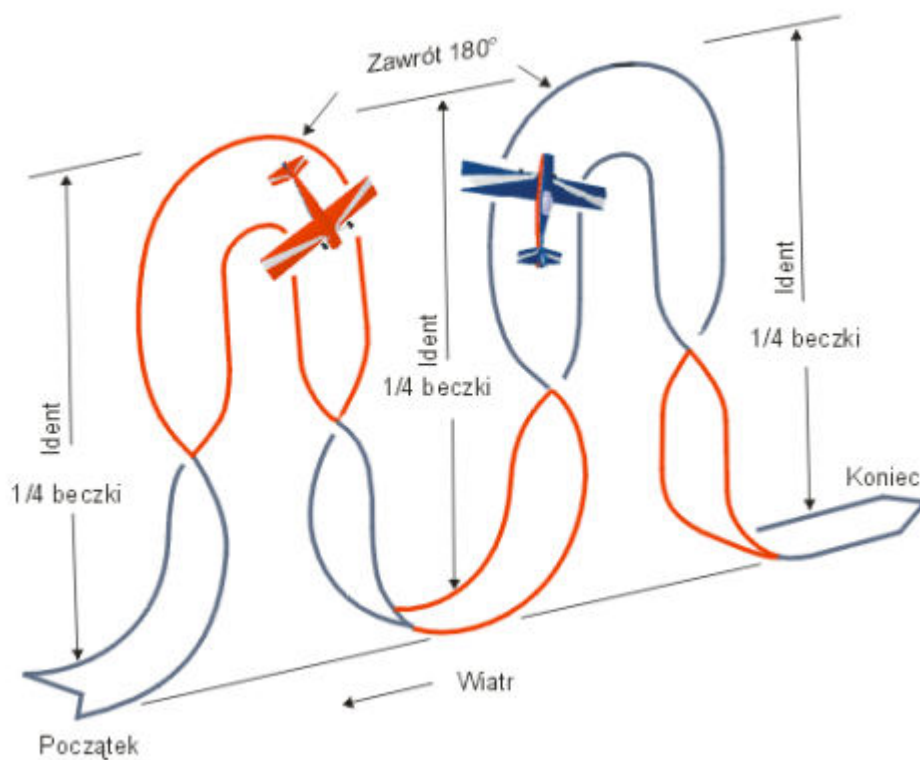
Rys. 30. Kapelusz



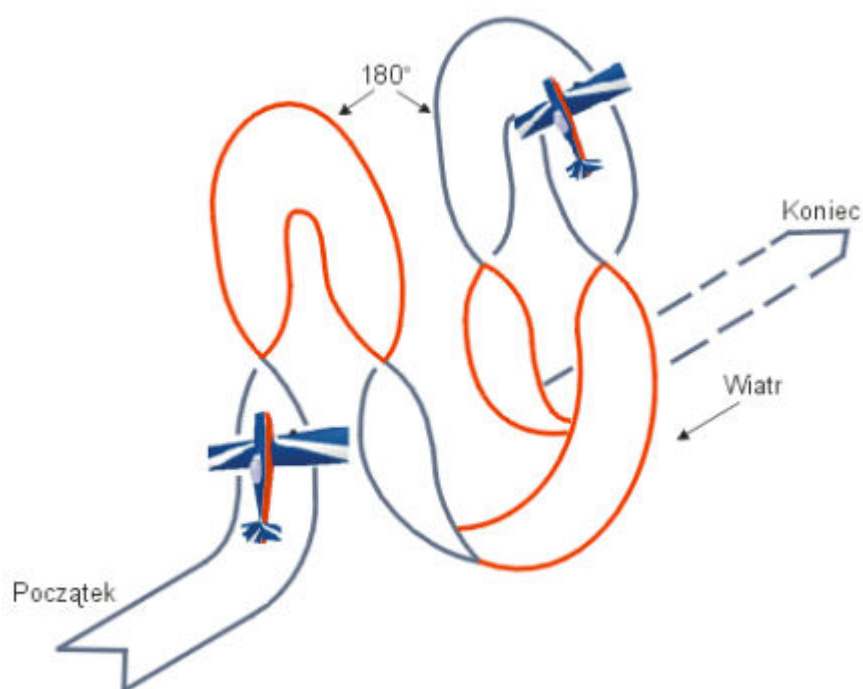
Rys. 31. Odwrócony kapelusz



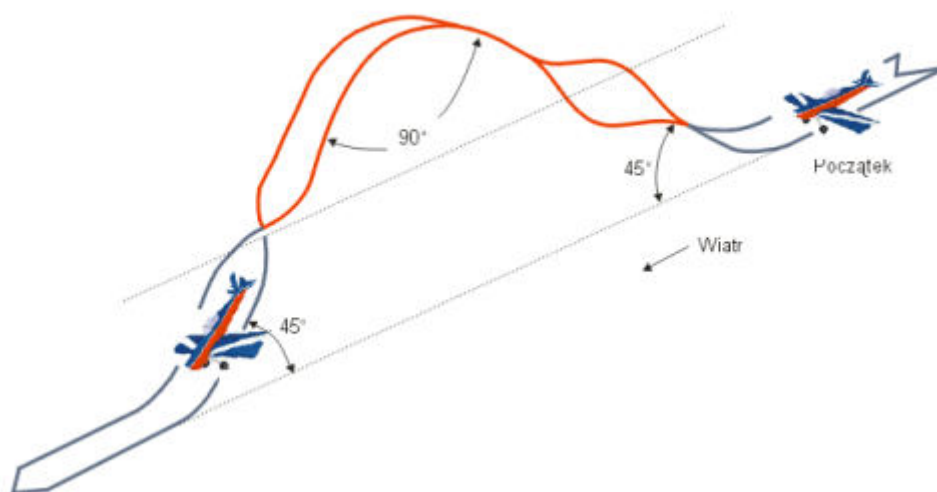
Rys. 32. Figura "M"



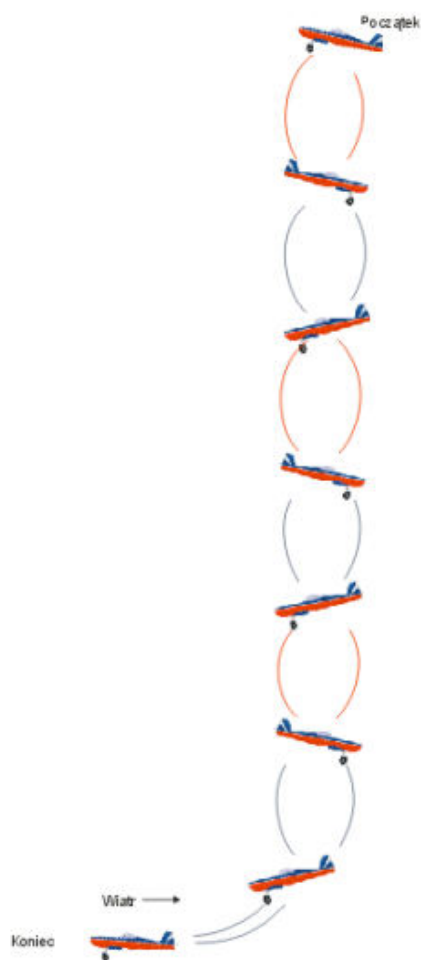
Rys. 33. Figura "M" z czterema ćwierćbeczkami



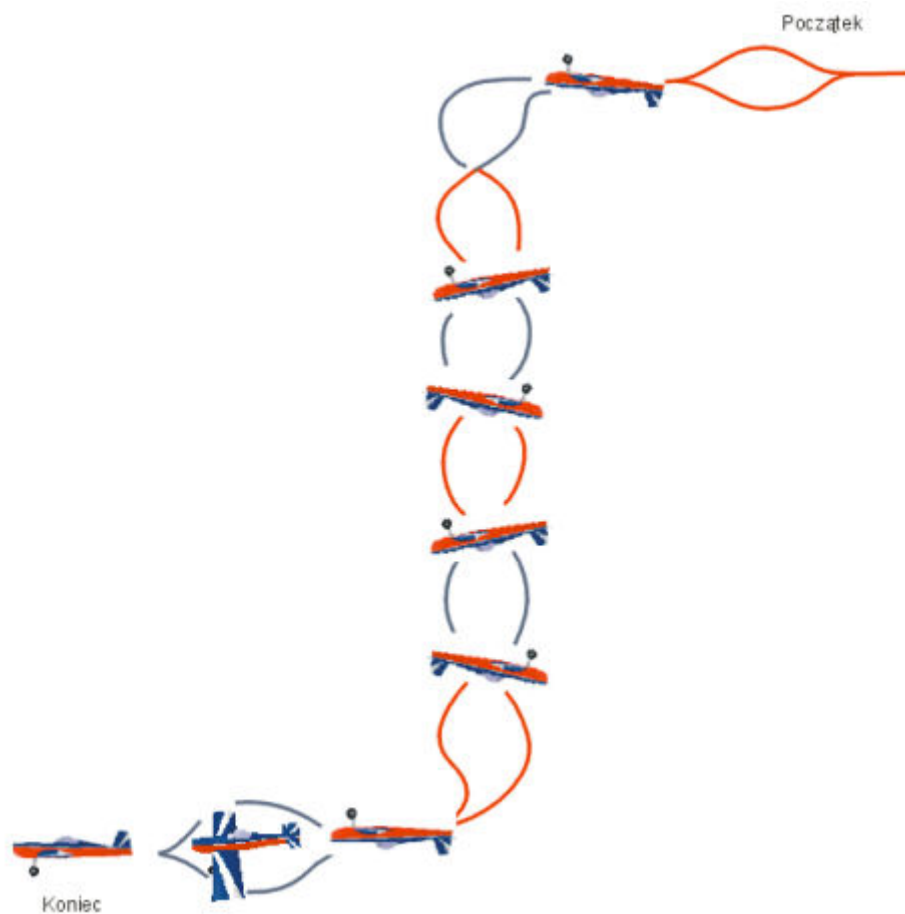
Rys. 34. Figura "M" z czterema półbeczkami



Rys. 35. Kobra



Rys. 36. Korkociąg (3 zvitki)



Rys. 37. Odwrócony korkociąg (3 zvitki)