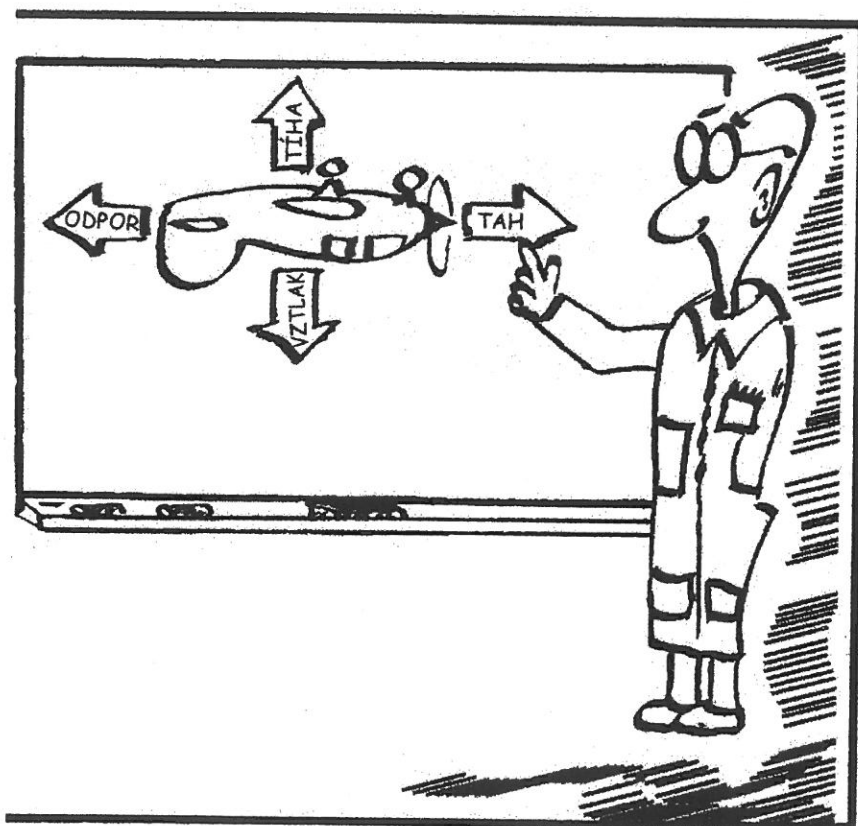


# ***Aerodynamika*** ***a*** ***mechanika letu***

**Učební texty kurzu teorie  
pro výcvik pilotů ULLa**

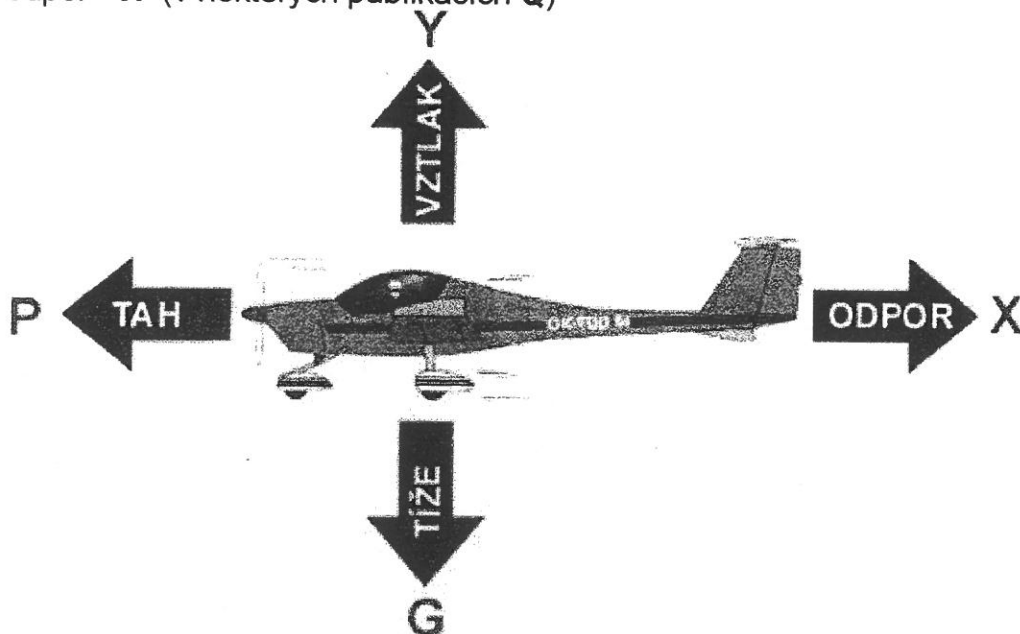


**On Top**  
Training&Travel

## Síly působící na letadlo

1. Čtyři síly, které působí na letadlo během letu jsou:

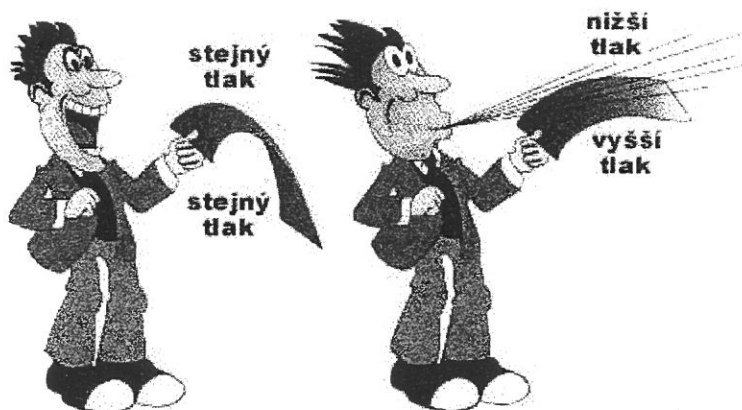
- vztlak  $Y$
- síla tíže  $G$
- tah  $P$
- odpor  $X$  (v některých publikacích  $Q$ )



### Vztlak $Y$

- Vztlak je síla, která vzniká při obtékání křídla letadla proudem vzduchu
- Vztlak slouží za letu k překonání tíhy letadla a umožňuje let letadla těžšího než vzduch
- Pro vysvětlení vzniku vztlaku při obtékání těles je důležité pochopit vztah mezi rychlostí vzduchu a tlakem vzduchu.

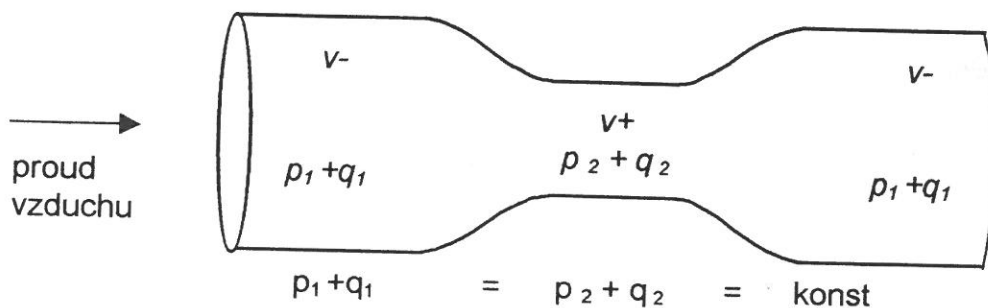
### BERNOULLIHO PRINCIP



Fouknutí nad listem papíru zvýší rychlost vzduchu a sníží tím statický tlak. List papíru se zvedne podobně jako křídlo letadla.

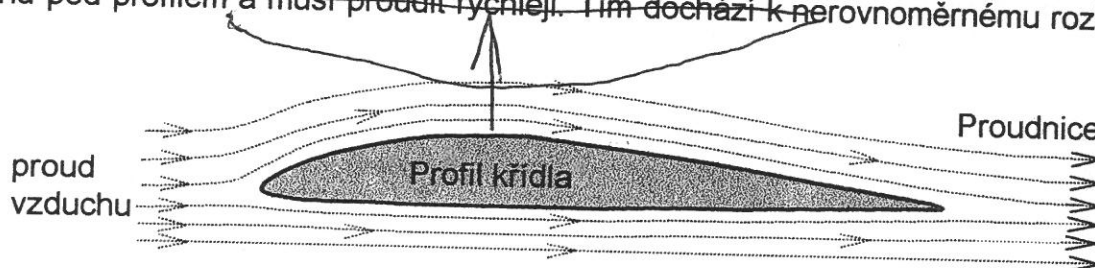
5. Tento vztah vysvětluje Bernoulliho rovnice

$$\begin{aligned} \text{celkový tlak} &= \text{statický tlak} + \text{dynamický tlak} = \text{konstantní} \\ \rho_{\text{celk}} &= p + q = \text{konst} \end{aligned}$$

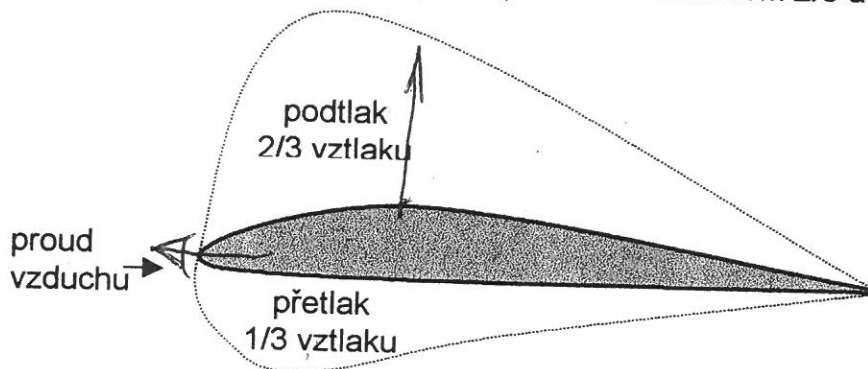


Při průtoku vzduchu zúženou trubicí se zvyšuje jeho rychlost ( $v$ ), tím se zvyšuje jeho dynamický ( $q$ ) a snižuje se jeho statický tlak ( $p$ )

6. Při obtékání křídla letadla jsou proudnice (dráhy částic vzduchu) na horní straně delší a na spodní kratší. Částice vzduchu nad profilem musí tedy urazit delší cestu než částice vzduchu pod profilem a musí proudit rychleji. Tím dochází k nerovnoměrnému rozložení tlaků.



7. Vztlak vzniká nerovnoměrným rozložením tlaků na profilu křídla  
 a. podtlak nad profilem (rychlejší proudění, vyšší dynamický, nižší statický tlak)  
 b. přetlak pod profilem (pomalejší proudění, nižší dynamický, vyšší statický tlak)
8. Za normálního letu se na celkovém vztlaku podílí podtlak nad křídlem 2/3 a přetlak pod křídlem 1/3



9. Vztlak  $Y$  se vypočítá vynásobením dynamického tlaku  $q$ , plochy křídla  $S$  a součinitele vztlaku  $c_y$

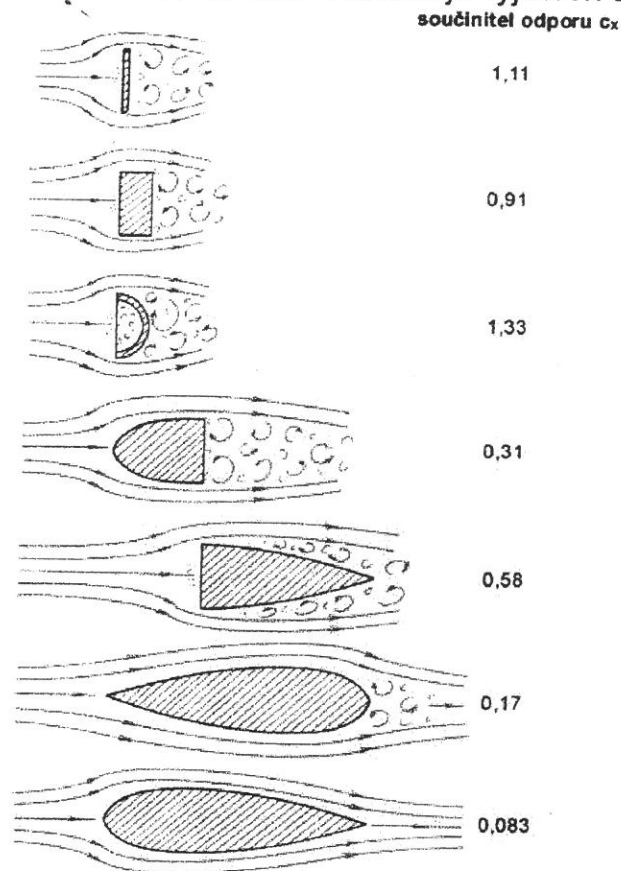
$$Y = c_y \cdot q \cdot S$$

10. Součinitel vztlaku  $c_y$  je dán tvarem obtékaného tělesa. Zjišťuje se v aerodynamickém tunelu při ofukování části křídla určitou rychlostí a při různých úhlech náběhu

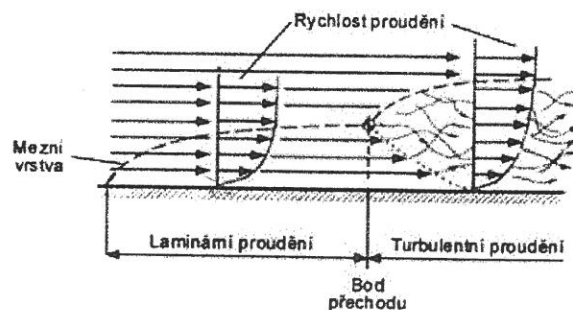
11. Dynamický tlak  $q$  určuje rychlost vzduchu  $v$  a hustota prostředí  $\rho$   $q = \frac{\rho v^2}{2}$

## Odpor X

12. Aerodynamický (profilový) odpor je síla bránící tělesu v pohybu
13. Celkový odpor tělesa pohybujícího se vzduchem je dán součtem
- tvarového odporu a
  - třecího odporu
14. **Tvarový odpor** je dán tvarem obtékaného tělesa a je vyjádřen součinitelem odporu  $c_x$ .



15. **Třecí odpor** je dán kvalitou povrchu obtékaného tělesa a vzniká třením proudících částic vzduchu v mezní vrstvě o stěnu tělesa
16. **Mezní vrstva** je oblast v těsné blízkosti vzduchem obtékaného tělesa, ohraničená povrchem, kde je rychlost vzduchu nulová a místem, kde rychlost vzduchu již není ovlivňována.
17. Proudění v mezní vrstvě může mít charakter
- laminární
  - turbulentní



18. Za letu vznikají na letadle dva druhy odporu

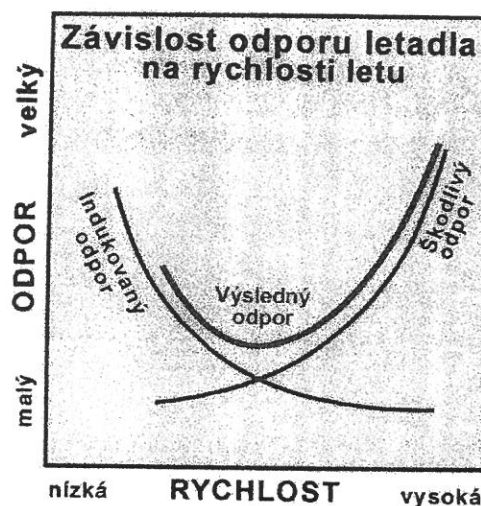
- a. indukovaný odpor
- b. škodlivý odpor

19. **Indukovaný odpor**

- a. vyrovnáváním rozdílných tlaků nad křídlem a pod křídlem dochází na konci křídla ke vzniku okrajových vírů a tím indukovaného odporu
- b. indukovaný odpor je vedlejší produkt při vzniku vztlaku

20. **Škodlivý odpor** vyvolávají všechny součásti letadla, které se nepodílejí na vzniku vztlaku (podvozek, vzpěry atd.)

21. Indukovaný odpor je v nízkých rychlostech (vysoký úhel náběhu) velký. S přibývajícím rychlostí klesá. Škodlivý odpor nehraje v malých rychlostech téměř žádnou roli. S přibývajícím rychlostí stoupá.



22. Odpor  $X$  se vypočítá vynásobením dynamického tlaku  $q$ , plochy křídla  $S$  a součinitele odporu  $c_x$

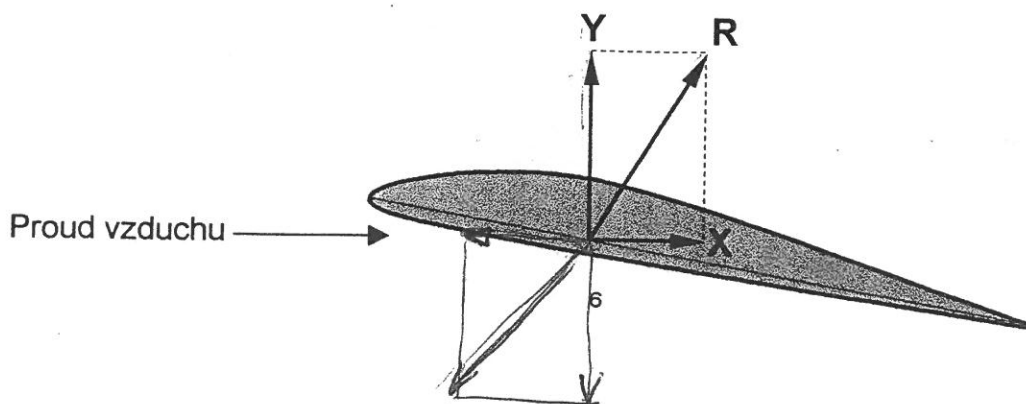
$$X = c_x \cdot q \cdot S$$

23. Součinitel odporu  $c_x$  je dán tvarem obtékaného tělesa. Zjišťuje se v aerodynamickém tunelu při ofukování části křídla určitou rychlostí a při různých úhlech náběhu

24. Aerodynamický tunel je zařízení v němž se uvádí do pohybu vzduch ofukující zavěšená testovaná tělesa.

*Výsledná aerodynamická síla*

25. Výsledná aerodynamická síla  $R$  je výslednicí vektorů vztlaku  $Y$  a odporu  $X$

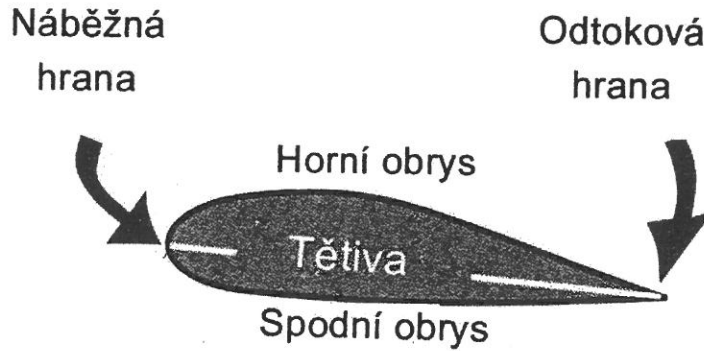


## KONTROLNÍ OTÁZKY:

- 1) Jaké síly působí na letadlo za letu?
- 2) K čemu slouží za letu vztlak a jak vzniká?
- 3) Jak se mění rychlost proudění v trubici v závislosti na změně průřezu trubice?
- 4) Jak zní Bernoulliho rovnice?
- 5) Nakreslete rozložení tlaků na profilu křídla za normálního letu.
- 6) Jaké jsou složky celkového odporu?
- 7) Co je to mezní vrstva?
- 8) Co je indukovaný a co škodlivý odpor?
- 9) Jak zjišťujeme součinitele aerodynamických sil?
- 10) Co je to výsledná aerodynamická síla a jaké jsou její složky?

## Profil křídla

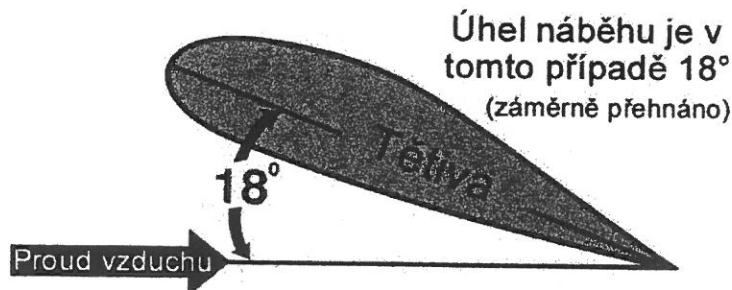
1. Profil je příčný řez křídlem rovnoběžný s rovinou souměrnosti letadla. Jeho součástmi je
- náběžná hrana
  - odtoková hrana
  - tětiva - spojnice náběžné a odtokové hrany
  - horní a spodní obrys



2. Profily mohou mít nejrůznější tvary a volí se podle vlastností, které od křídla požadujeme

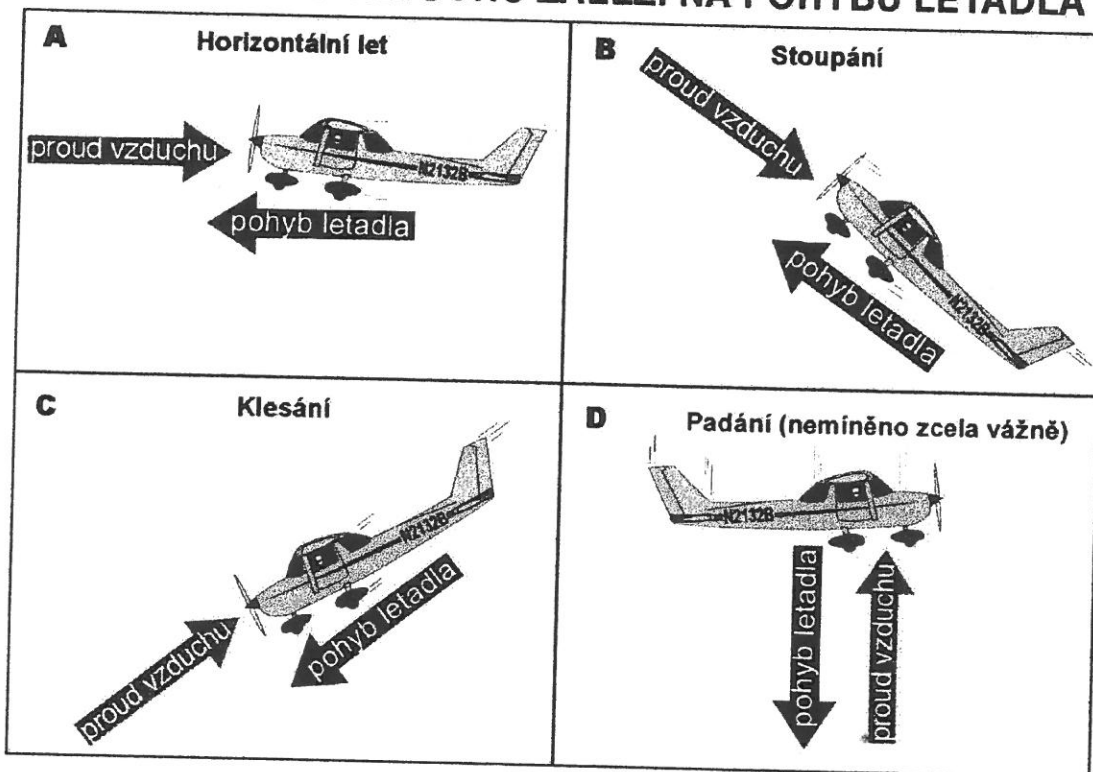
Označení	Tvar profilu	Charakteristika profilu	Použití
NACA 0012		symetrický profil tloušťka 12%	ocasní plochy
NACA 4412		zakřivený profil, téměř rovná spodní hrana	amatérská malá motorová letadla
FX67-K-150 (WORTMANN)		vysoký součinitel vztlaku při nízkém odporu, pro velký rozsah rychlostí nízký odpor	nejpoužívanější profil pro větrně v 70-tých letech
E 183 (EPPLER)		autostabilní profil velmi malá tloušťka	model samokřídla
Profil ZK		vysoký součinitel vztlaku při malé rychlosti	závěsný kluzák jednoduchá plachta
Profil ZK		vysoký součinitel vztlaku a malý odpor ve velkém rozsahu rychlosti	závěsný kluzák dvojitá plachta

3. Úhel náběhu je úhel mezi tětivou profilu a směrem proudu vzduchu

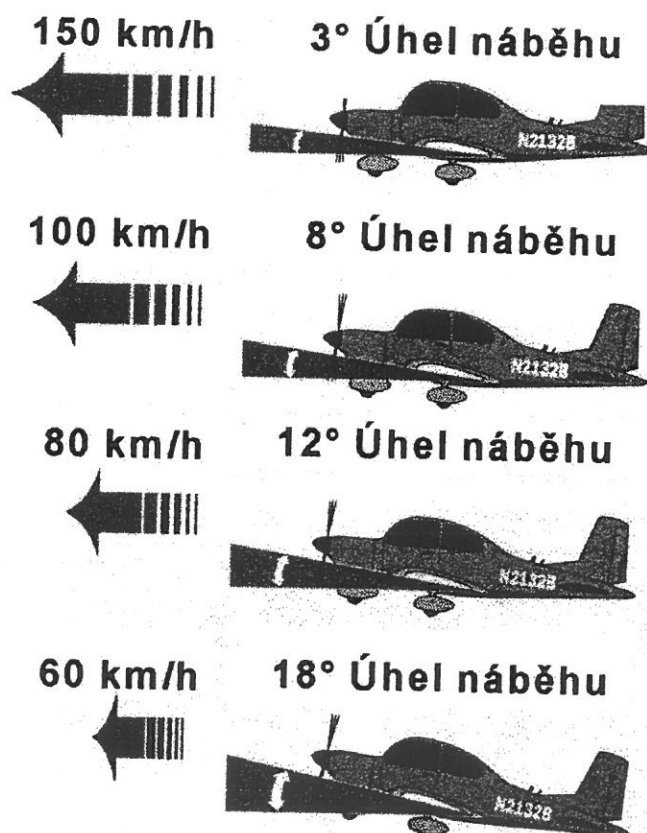


4. Proud vzduchu (ofukování profilu křídla způsobené pohybem letadla) působí vždy v přesně opačném směru než je směr pohybu letadla

### SMĚR PROUDU VZDUCHU ZÁLEŽÍ NA POHYBU LETADLA

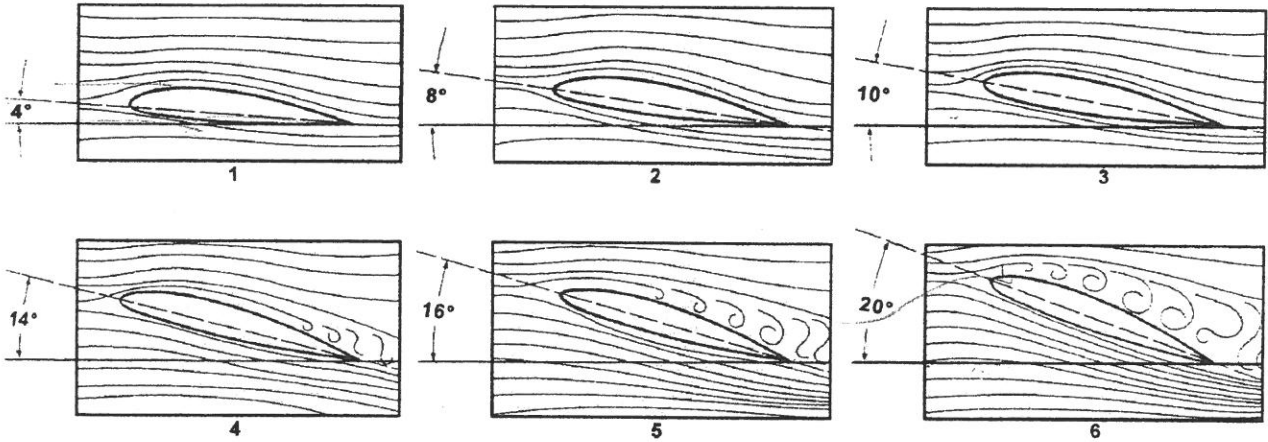


5. V horizontálním, ustáleném letu jsou síly působící proti sobě (vztlak  $Y =$  tíha  $G$  a tah  $P =$  odpor  $X$ ) v rovnováze. Změny rychlostí se proto promítají do úhlu náběhu. Ve vyšších rychlostech, kdy křídlo produkuje dostatek vztlaku, stačí k udržení rovnováhy menší úhel náběhu. Aby bylo dosaženo rovnováhy i v nízkých rychlostech, kdy křídlo produkuje méně vztlaku musí se úhel náběhu zvětšit.



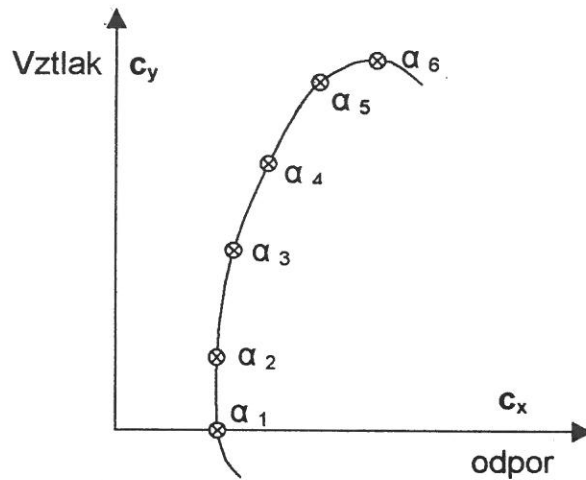


6. Proudění okolo profilu může být laminární nebo turbulentní, což závisí na aerodynamické charakteristice profilu a úhlu jeho náběhu.



7. Úhel náběhu, ve kterém dojde k úplnému odtržení proudění (obr. 6), se nazývá **kritický úhel náběhu**.

8. Se zvyšujícím se úhlem náběhu ( $\alpha_{1-6}$ ) roste vztlak i odpor. Závislost vztlaku a odporu na úhlu náběhu vyjadřuje **polára profilu**. V kritickém úhlu náběhu  $\alpha_6$  odpor dále narůstá zatímco vztlak prudce klesá



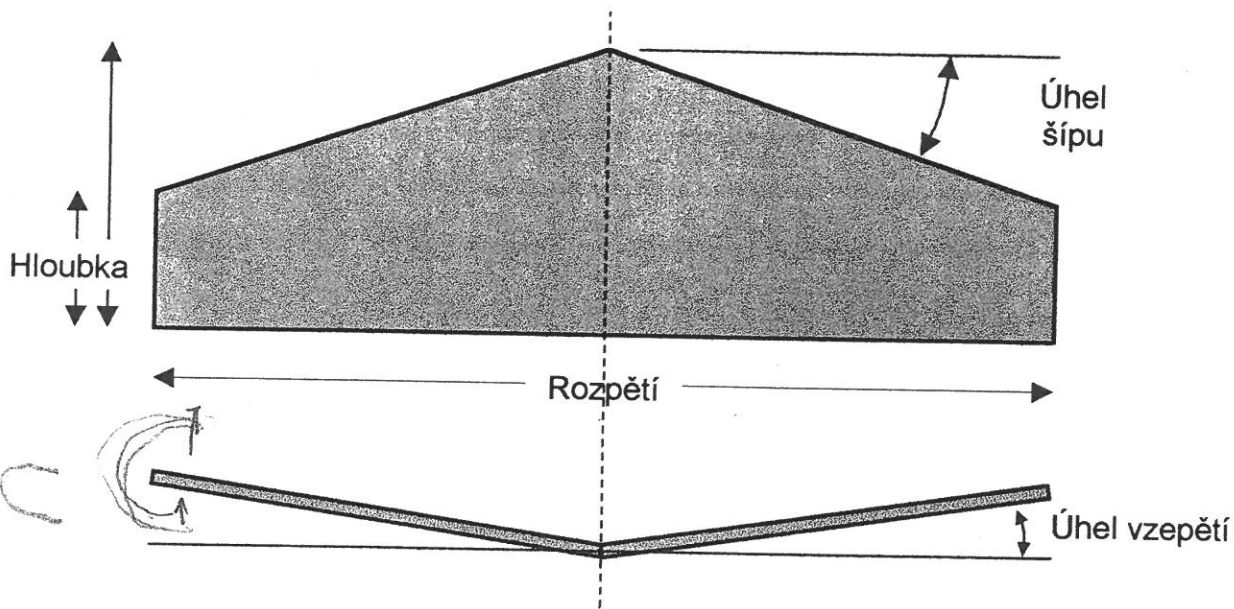
9. Pro dosažení co nejlepších přistávacích a vzletových vlastností letadel se používají prostředky pro zvyšování vztlaku:

- a) vztlakové klapky
- b) sloty



## 10. Základní charakteristiky křídla

- rozpětí
- hloubka (u konce, ve středu)
- úhel šípu
- úhel vzepětí
- štíhlost (poměr rozpětí k hloubce křídla)
- geometrické zkroucení (úhel mezi tětivyami profilu ve střední a koncové části křídla)
- aerodynamické zkroucení (úhel sevřený směry nulového vztlaku u středového a koncového profilu)



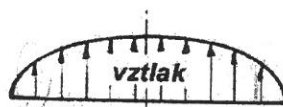
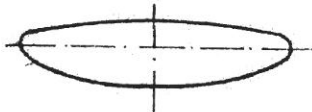
## 11. Půdorysný tvar křídla má vliv na rozložení vztlaku na křídle a tím na letové vlastnosti letadla

+ rovnoměrně rozložený vztlak

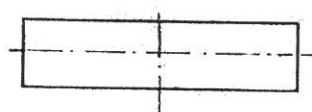
- složitá výroba  
- k odtržení proudění dochází po celé délce v jeden okamžik



**Eliptické křídlo**



**Obdelnikové křídlo**



+ jednoduchá výroba  
+ k odtržení proudění dochází postupně a s varováním

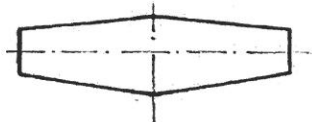
- hmotnost  
- největší indukovaný odpor

Kompromis mezi eliptickým a obdelnikovým křídlem

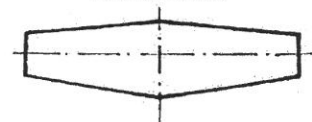
- k odtržení proudění dochází v místě křídélek tím je letadlo špatně říditelné v pomalých rychlostech



**Lichoběžníkové křídlo nezkroutené**



**Lichoběžníkové křídlo zkroucené**



+ slučuje výhody obdelnikového a lichoběžníkového křídla

## KONTROLNÍ OTÁZKY:

- 1) Jaké jsou základní charakteristiky profilu?
- 2) Druhy profilů, jejich vlastnosti a použití v konstrukci letadel?
- 3) Co je to úhel náběhu?
- 4) Nakreslete charakteristický tvar křivky závislosti součinitele vztlaku a odporu na úhlu náběhu
- 5) Polára profilu
- 6) Jaký vliv má změna rychlosti na úhel náběhu?
- 7) Održení proudnic, význam, závislosti
- 8) Co je to kritický úhel náběhu?
- 9) Jaké způsoby pro zvýšení tlaku se používají?
- 10) Geometrické charakteristiky křídla, půdorysný tvar, vlastnosti

## Aerodynamické síly při ustálených režimech letu

1. Základní režimy letu jsou

- přímočarý, horizontální let
- stoupání
- klesání
- zatáčení

2. **Ustálený přímočarý, horizontální let** je vodorovný let v konstantní výšce, směru a při konstantní rychlosti.

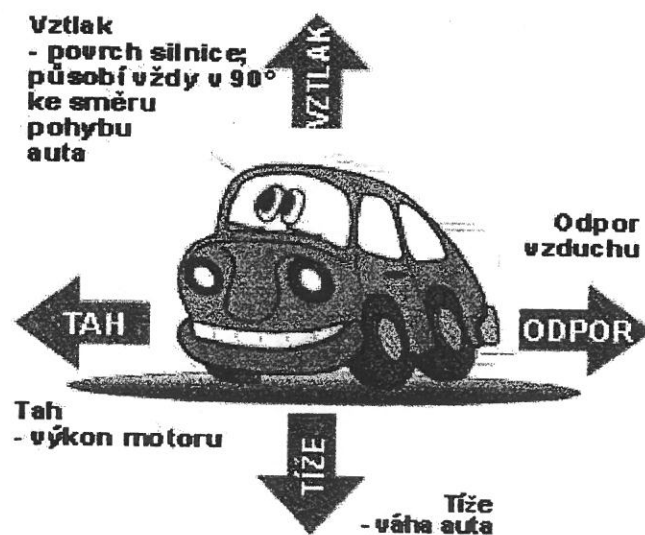
3. Všechny síly působící na letoun v horizontálním ustáleném letu proti sobě jsou v rovnováze

- vztlak  $Y$  = tíha  $G$
- tah  $P$  = odpor  $X$



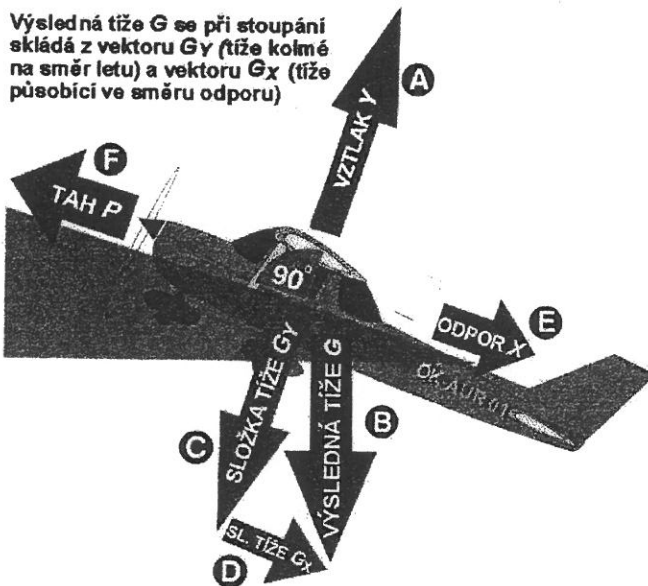
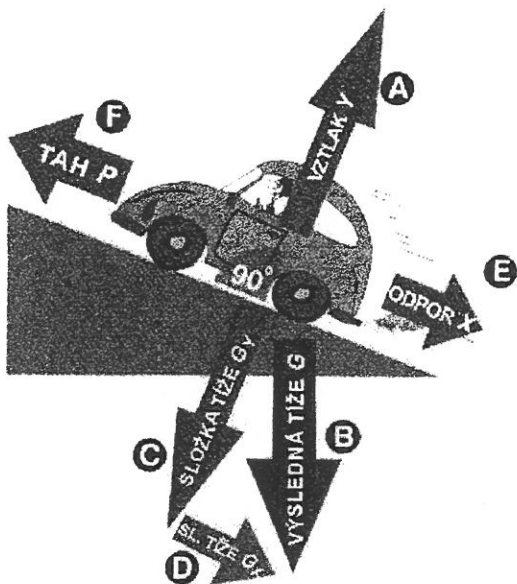
Stejné síly působí i na auto. Jako vztlak funguje v tomto případě povrch silnice.

## ČTYŘI SÍLY PŮSOBÍCÍ NA AUTO



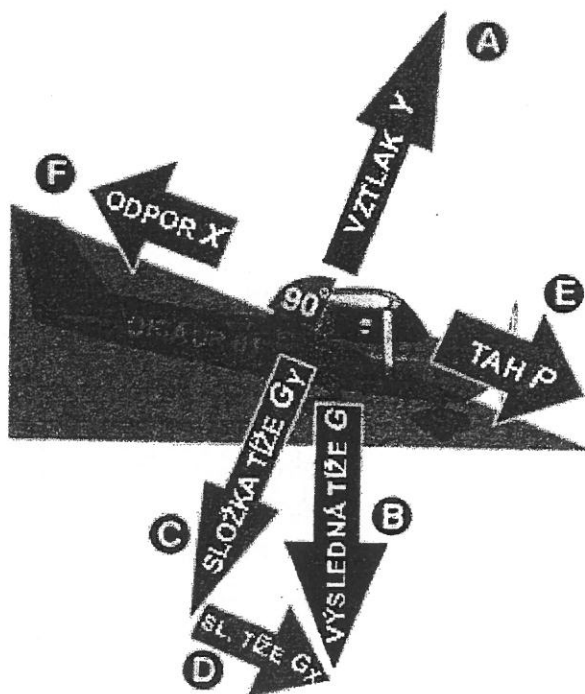
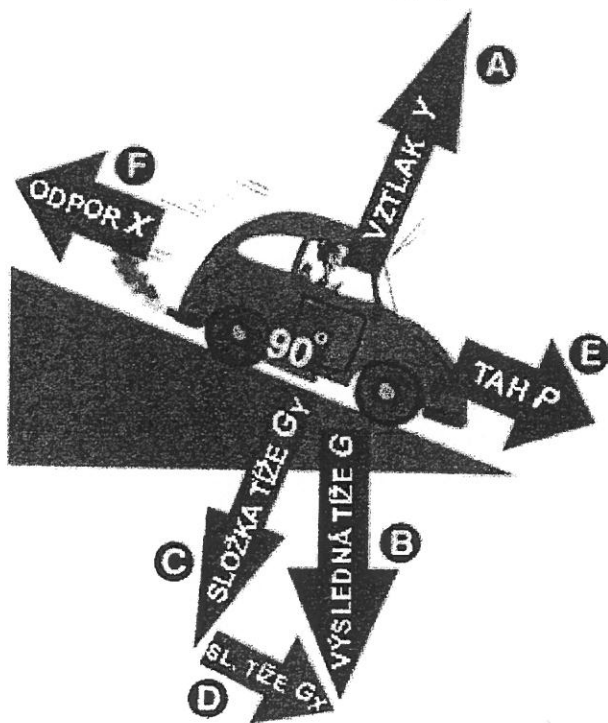
4. **Stoupání** je režim letu, při němž letadlo zvyšuje svoji výšku. Při ustáleném stoupání jsou síly působící na letadlo v rovnováze.

Výkon motoru (F) táhne auto (letadlo) do kopce (stoupání), ne "vztlak silnice" (A). Vztlak (A) působí proti složce tíže kolmé na směr pohybu (C). Čím prudší kopec (stoupání), tím větší je složka tíže (D) působící dozadu ve směru odporu (E) a tím výsledná tíže (B).



5. **Klesání** je režim letu, při němž letadlo snižuje svoji výšku za nebo bez použití tahu motoru (klouzání). Podmínkou ustáleného stavu je rovnováha sil.

Čím prudší je úhel klesání, tím větší je dopředná složka tíhy (D) působící ve směru tahu (E) a tím výsledná tíže (B). Vztlak (A) působí kolmo na směr pohybu a na opačnou stranu než složka tíže  $G_y$  (C).



6. Klouzání je sestupný let s nulovým tahem motoru. Podmínkou ustáleného stavu je rovnováha síly tíže a výsledné aerodynamické síly

$$G = R_A$$

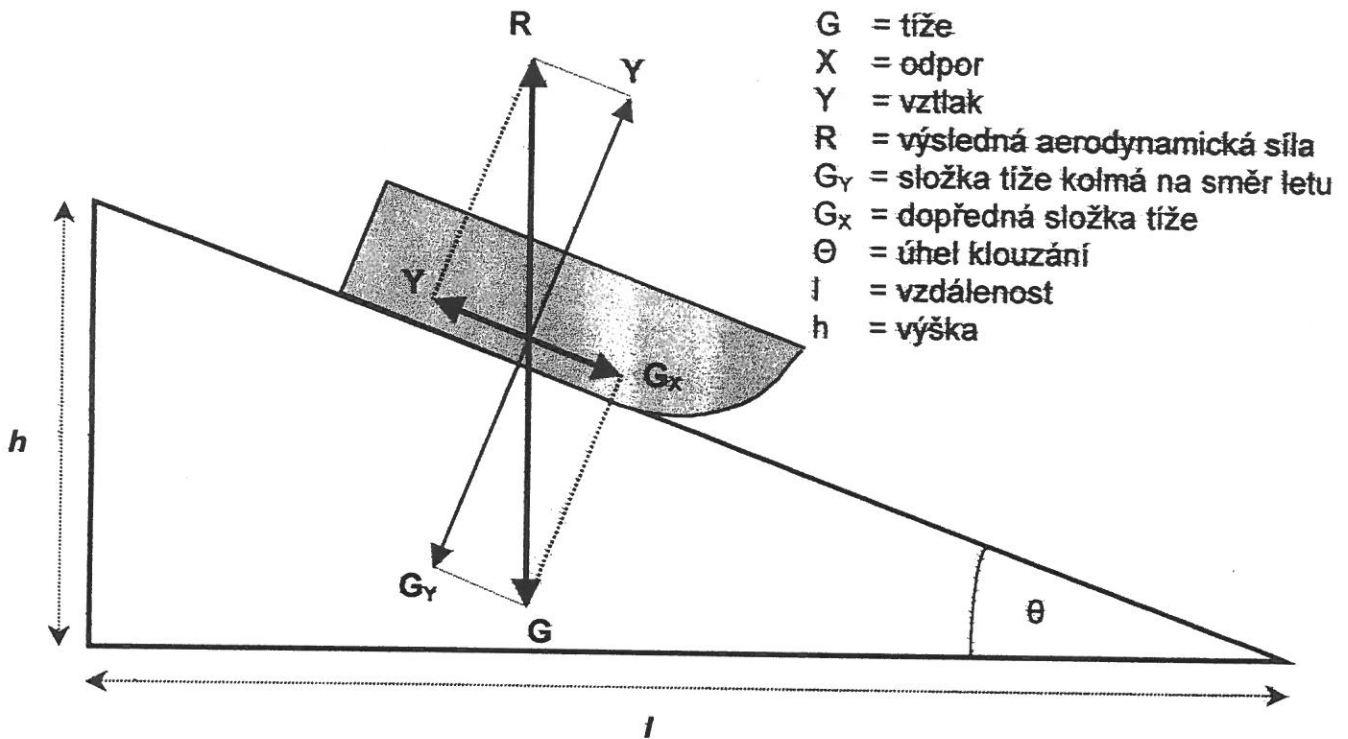
a tím i sil ve směru letu  $G_x = X$

a kolmo na směr letu  $G_y = Y$

7. Let kluzáku je možné přirovnat k pohybu saní na svahu. Z výšky  $h$  dokloužou saně (kluzák) do vzdálenosti  $l$ . Poměr vzdálenosti  $l$  k výšce  $h$  se nazývá klouzavost  $\varepsilon$

$$\varepsilon = l / h$$

Klouzavost  $\varepsilon = 10$  znamená, že letadlo doletí z výšky 100 m do vzdálenosti  $10 \cdot 100 \text{ m} = 1000 \text{ m} = 1 \text{ km}$

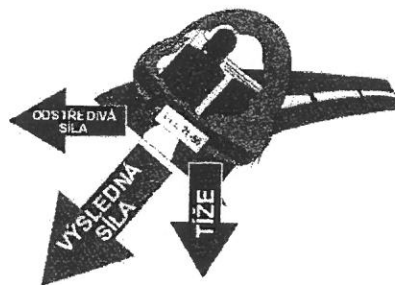
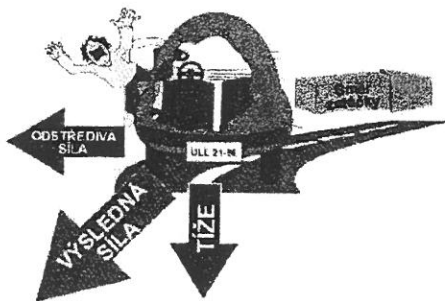


8. Zatačení je manévř letounu, při kterém se mění směr letounu při nulové ztrátě výšky. Na letadlo v zatáčce působí nejen vztlak a tíže ale i odstředivá síla.

Během ostré zatáčky na rovné silnici cítí řidič nové vzniklou sílu známou pod pojmem "odstředivá síla". Tato síla ho tlačí ven z auta, zatímco tíže ho tlačí dolů. Kdyby se dveře otevřely pohyboval by se ve směru výsledné síly.

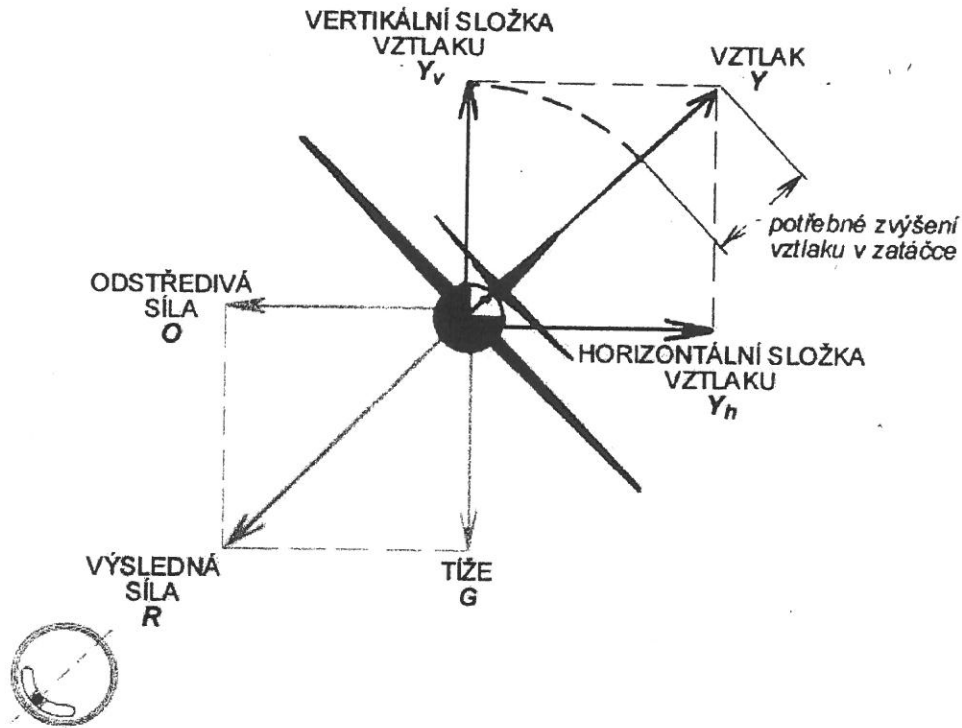
Během zatáčky na nakloněné silnici tlačí výsledná síla řidiče do sedadla. Čím prudší je zatáčka, tím větší je výsledná síla.

Pilot letadla v náklonu cítí také výslednou sílu, která ho tlačí do sedadla. Stejná síla působí i na letadlo a je proto třeba zvýšit vztlak aby letadlo udrželo výšku.



9. Ve správné, ustálené zatáčce jsou síly působící proti sobě v rovnováze

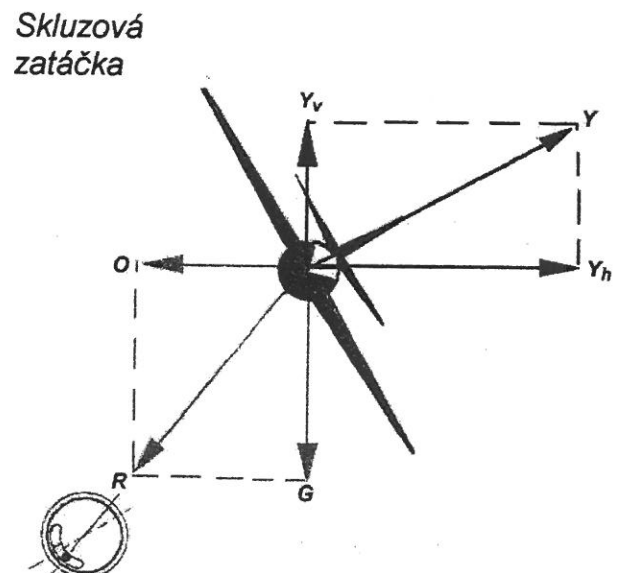
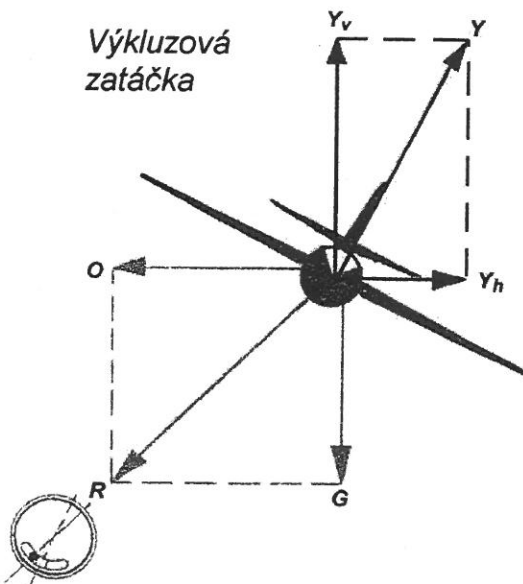
$$R=Y \quad G=Y_v \quad O=Y_h$$



Odstředivou sílu (dodatečně k tíži) vzniklou v zatáčce je třeba vyrovnat zvýšením vzlaku

### 10. Nesprávné zatáčky

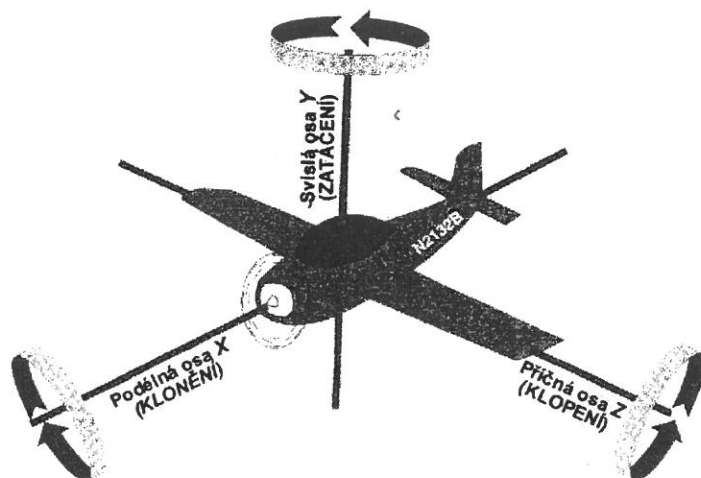
- Výkluzová zatáčka** - Je-li odstředivá síla  $O$  větší než horizontální složka vzlaku  $Y_h$  vyklouzává letadlo ven ze zatáčky (příliš malý náklon - zatáčka je příliš mělká)
- Skluzová zatáčka** - Je-li horizontální složka vzlaku  $Y_h$  větší než odstředivá síla  $O$  sklouzává letadlo dovnitř zatáčky (příliš velký náklon - zatáčka je příliš příkrá)



## Řízení a stabilita

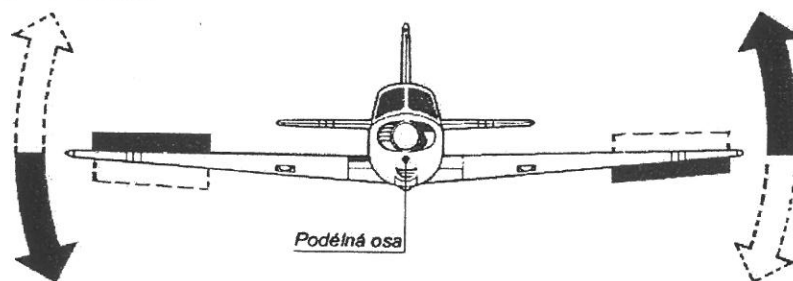
11. Letadlo se za letu otáčí okolo tří os

- podélná osa
- příčná osa
- svislá osa

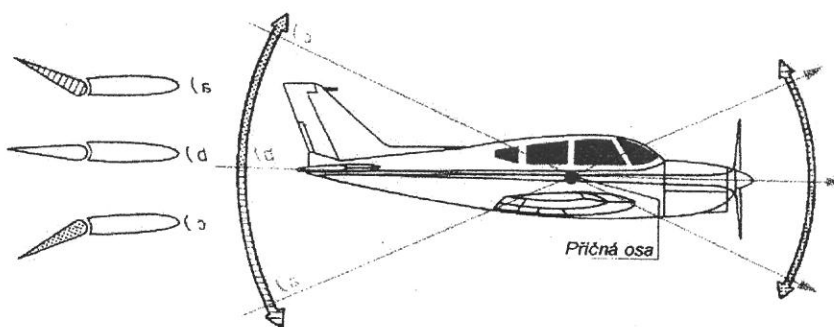


12. Otáčení okolo

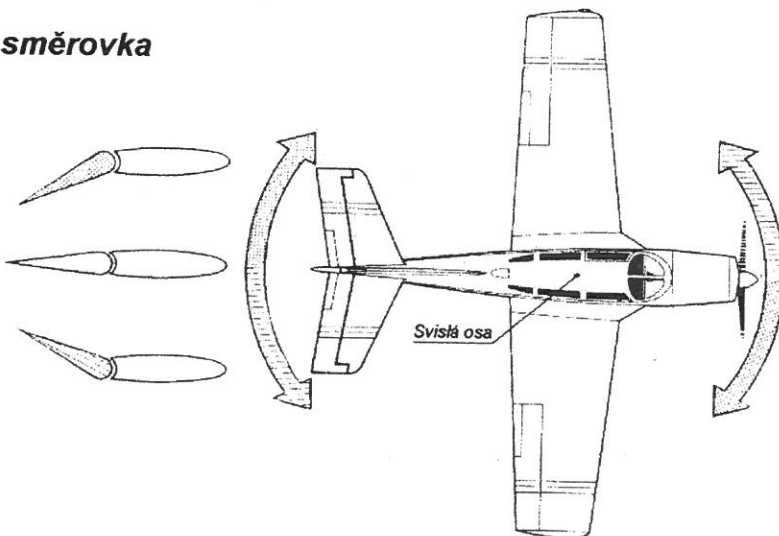
- podélné osy -*klonění*- zajišťují *křídélka*



- příčné osy -*klopení*- zajišťuje *výškovka*



- svislé osy -*zatáčení*- zajišťuje *směrovka*





13. Stabilita je souhrn vlastností tělesa vrátit se do původní polohy poté co byla jeho rovnováha porušena (např. poryv větru).

14. Stabilitu rozdělujeme na

- a. statickou - okamžitá tendence po vychýlení
- b. dynamickou - průběh pohybu po vychýlení

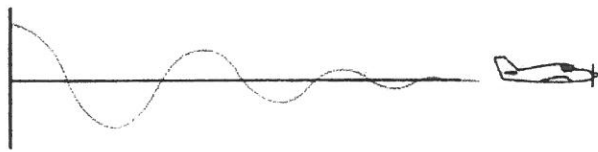
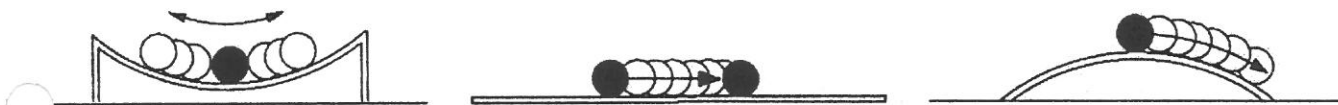
15. Statická i dynamická stabilita může být

- a. pozitivní (stabilní)
- b. neutrální
- c. negativní (nestabilní)

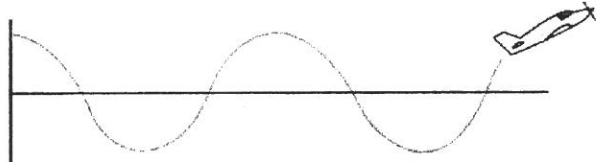
**Pozitivní statická stabilita**  
tendence vrátit se po vychýlení na původní místo

**Neutrální statická stabilita**  
tendence dosáhnout po vychýlení rovnováhy kdekoliv

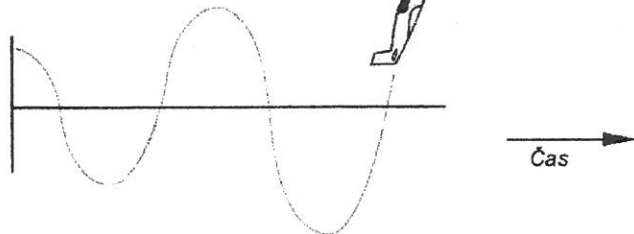
**Negativní statická stabilita**  
tendence pokračovat ve směru vychýlení



**Statická stabilita: pozitivní**  
tendence vrátit se do původní pozice  
**Dynamická stabilita: pozitivní**  
Průběh pohybu směřuje k ustálení



**Statická stabilita: pozitivní**  
tendence vrátit se do původní pozice  
**Dynamická stabilita: neutrální**  
Pohyb zůstává stejný



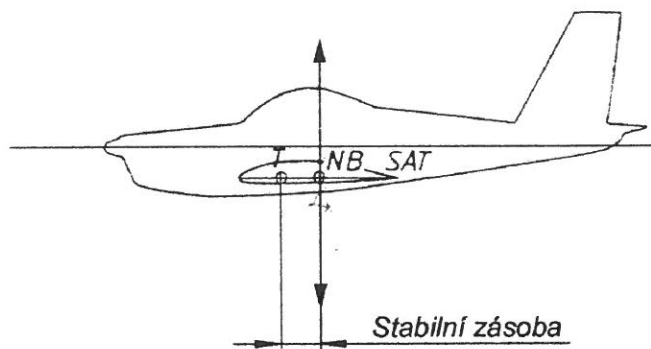
**Statická stabilita: pozitivní**  
tendence vrátit se do původní pozice  
**Dynamická stabilita: negativní**  
Průběh pohybu směřuje k čím dál větším výkyvům

16. Každé letadlo má tři kriteria stability

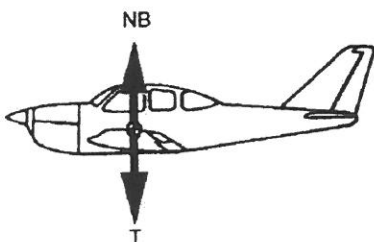
- a. stabilita okolo příčné osy - podélná stabilita
- b. stabilita okolo svislé osy - směrová stabilita
- c. stabilita okolo podélné osy - příčná stabilita

## Hmotnost a vyvážení

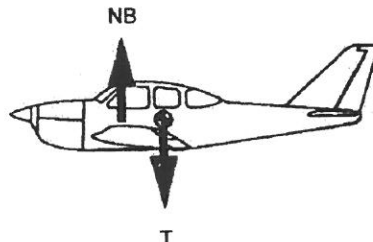
17. Prázdná (mokrá) hmotnost je samotná hmotnost letounu bez
- posádky
  - cestujících
  - provozních hmot (obsahuje pouze nevyčerpatelné palivo, olej, ostatní provozní kapaliny)
18. Maximální vzletová hmotnost je prázdná (mokrá) hmotnost plus
- posádka
  - cestující
  - zavazadla
  - provozní hmoty
19. Z pohledu pilota je nejdůležitější podélná stabilita, protože ji může rozložením váhy posádky, cestujících a zavazadel přímo ovlivnit
20. Podélně dynamicky nevyvážený letoun (negativně stabilní) není schopen ustáleného letu a není schopen tlumit výchylky kolem příčné osy
21. Důležité pojmy
- Těžiště  $T$  je bod, ve kterém je soustředěna veškerá hmotnost letadla.
  - Neutrální bod  $NB$  lze považovat za aerodynamický střed letadla.
  - Poloha těžiště a neutrálního bodu bývá vtažena na střední aerodynamickou těživu  $SAT$
  - Vztahu těžiště k neutrálnímu bodu se říká *centráž*.
  - Vzdálenosti těžiště od neutrálního bodu se říká *stabilní zásoba*.



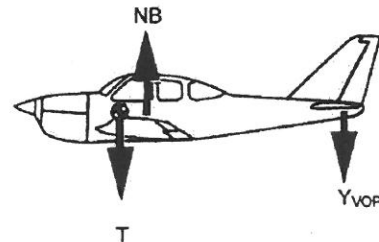
22. Aby byl let podélně staticky stabilní musí být těžiště  $T$  před neutrálním bodem  $NB$ . Vztlak vodorovných ocasních ploch  $Y_{VOP}$  je vyvažující síla.



Neutrální stabilita



Negativní stabilita



Positivní stabilita

## KONTROLNÍ OTÁZKY:

- 1) Které síly musí být za každého ustáleného režimu letu v rovnováze?
- 2) Čím je překonáván odpor u motorového letadla a čím u kluzáku?
- 3) Jak jsou rozloženy síly ve správné, ustálené zatáčce?
- 4) Popište nesprávné zatáčky a rozložení sil v nich.
- 5) Okolo jakých os se otáčí letadlo?
- 6) Která kormidla je zajišťují otáčení kolem jednotlivých os?
- 7) Co je stabilita?
- 8) Jaké druhy stability známe?
- 9) Jak se projeví podélně dynamicky nevyvážený letoun?
- 10) Co je maximální vzletová hmotnost?