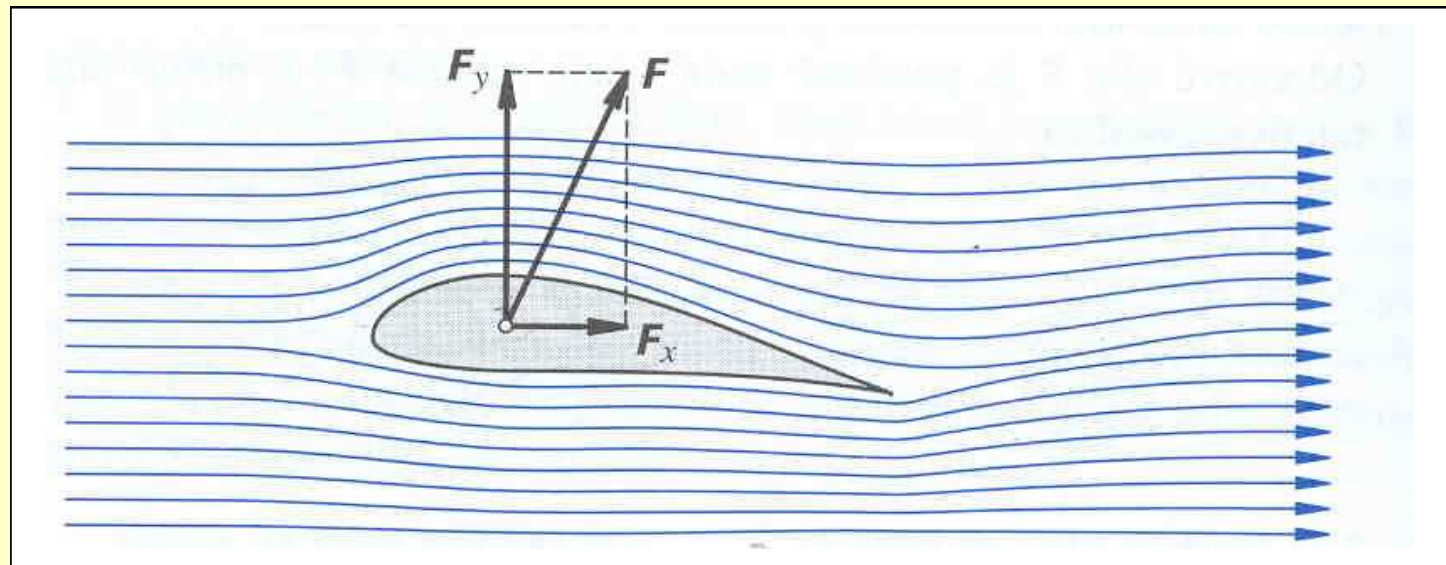


Let letadel a vrtulníků

Dynamický vztlak – vztlak křídlového profilu

Mechanika pro gymnázia

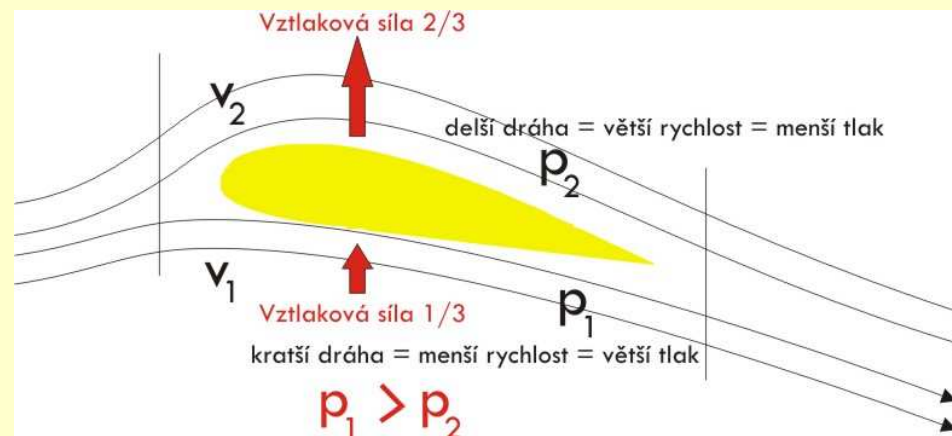
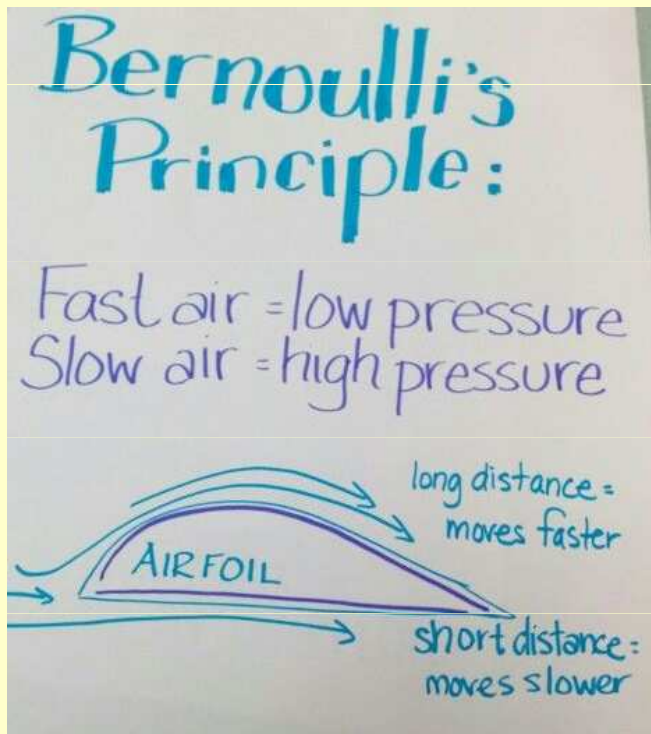
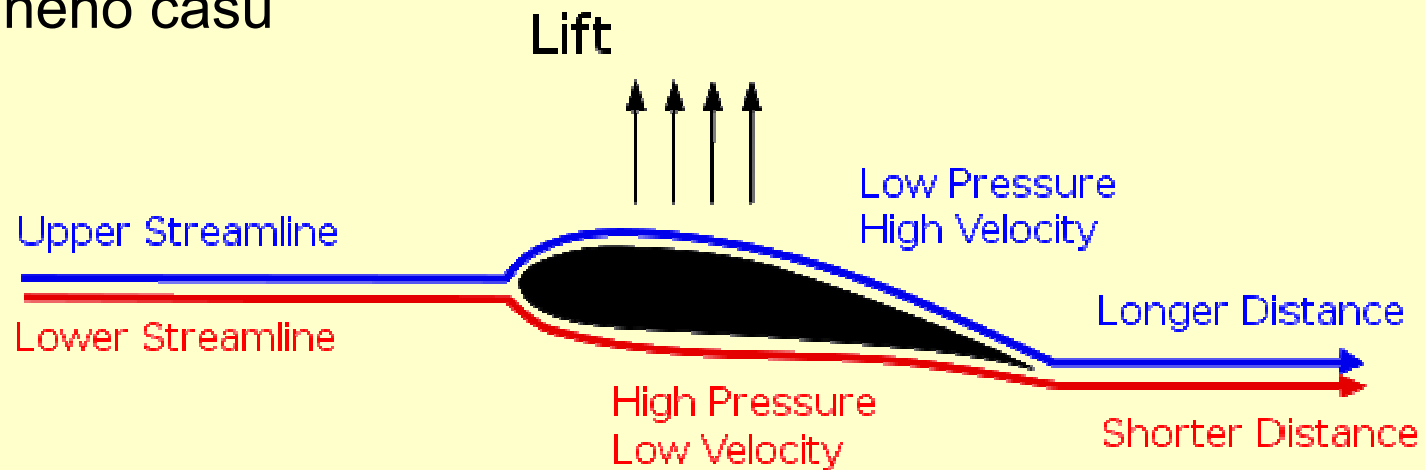


Bernoulliova rovnice

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

Proč se vzduch nahoře pohybuje větší rychlostí?

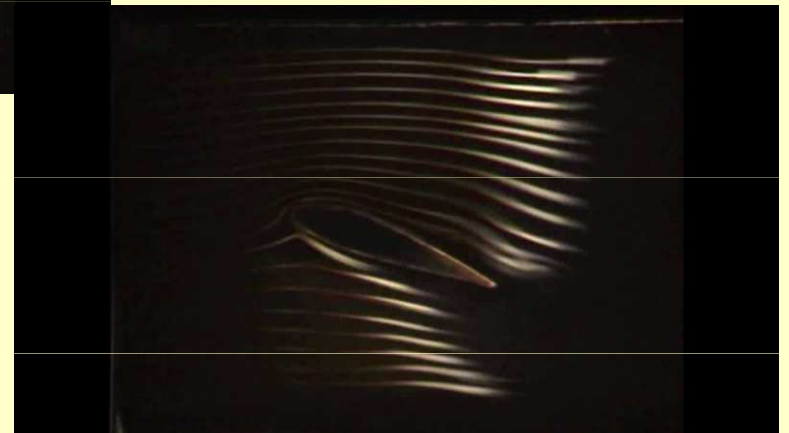
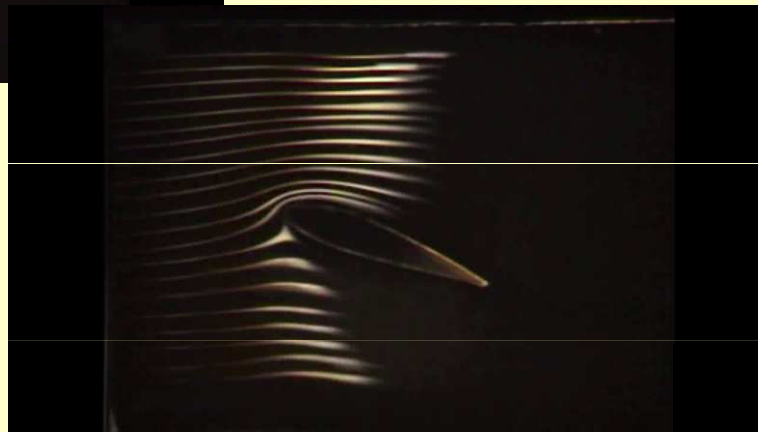
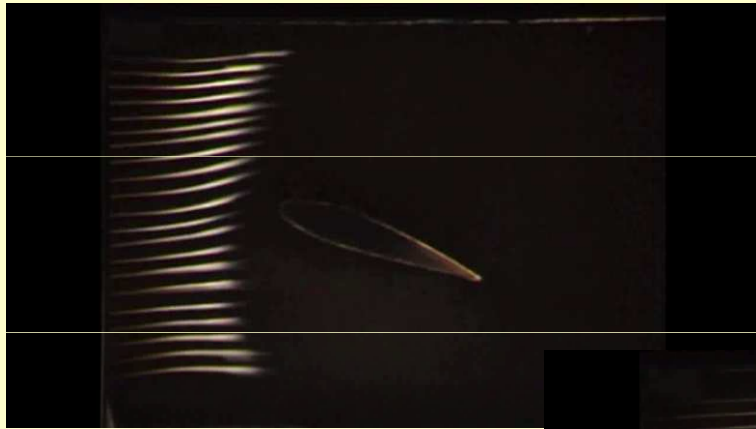
a) Teorie stejného času



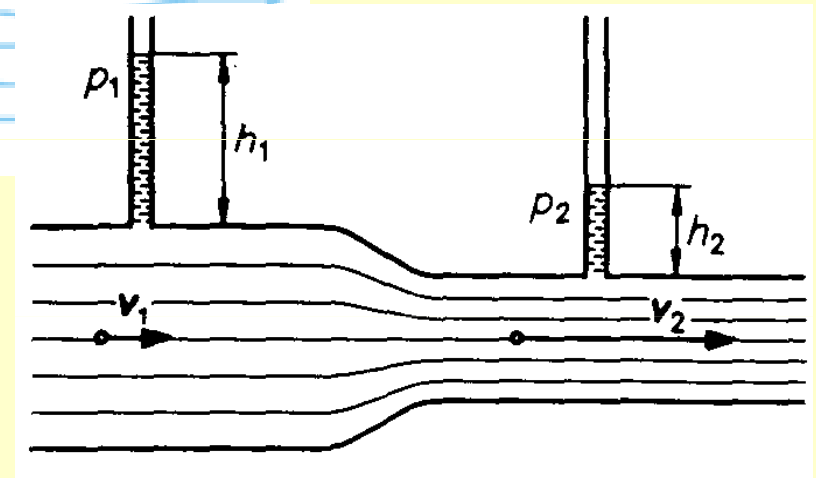
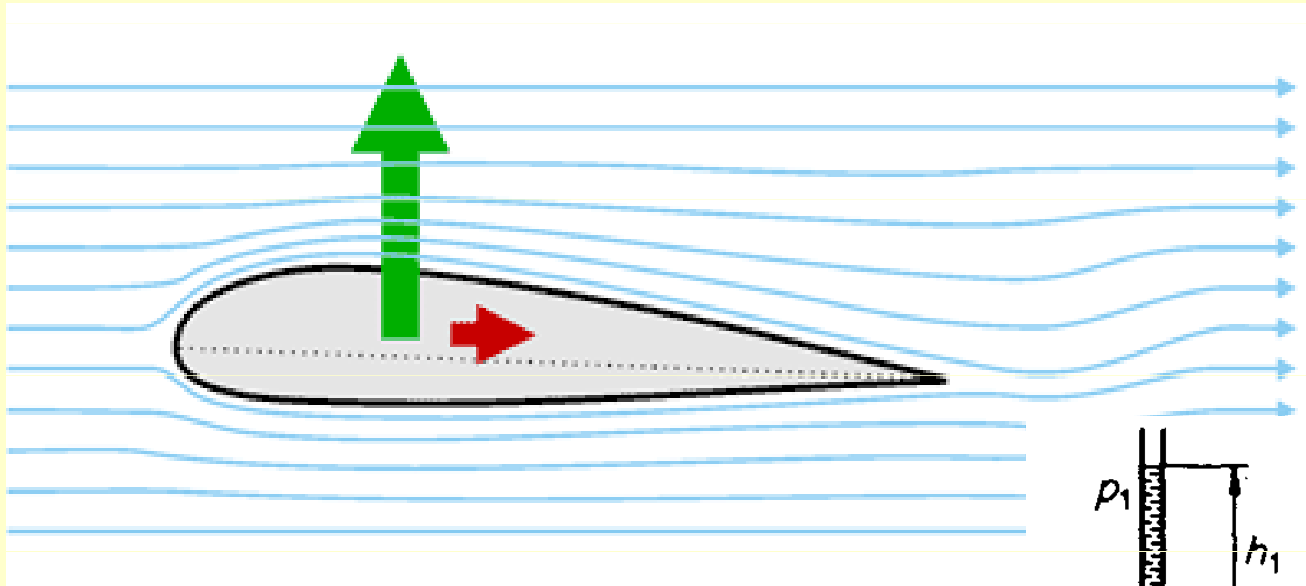
NESMYSL!

Jak vysvětlit vztlak na skloněné rovné desce?

Ve skutečnosti se vzduch nad křídlem pohybuje mnohem větší rychlostí, než by odpovídalo teorii stejného času!

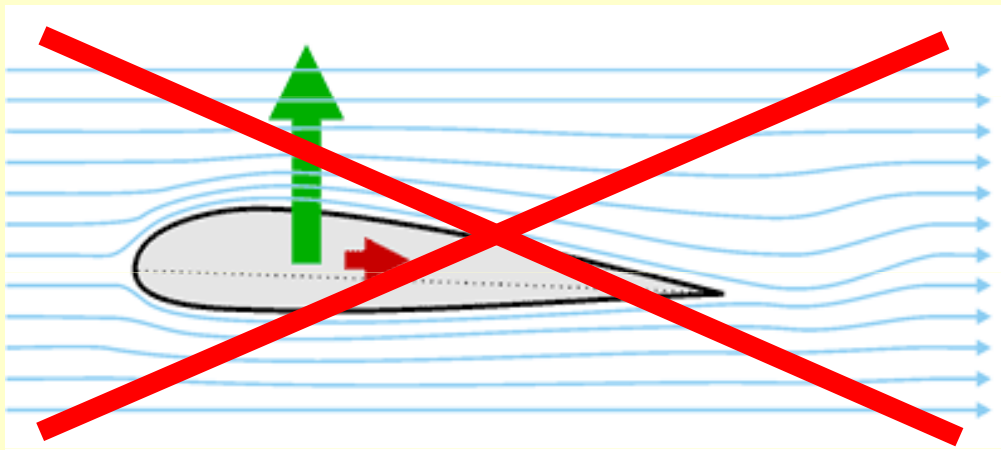
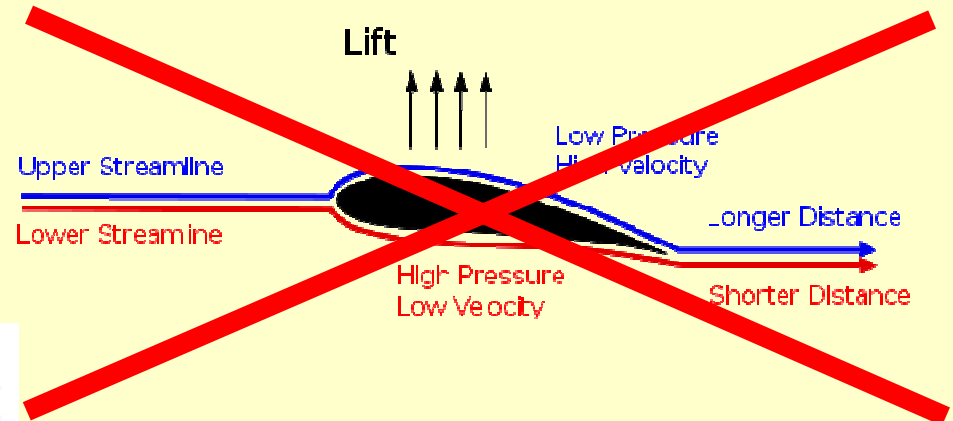
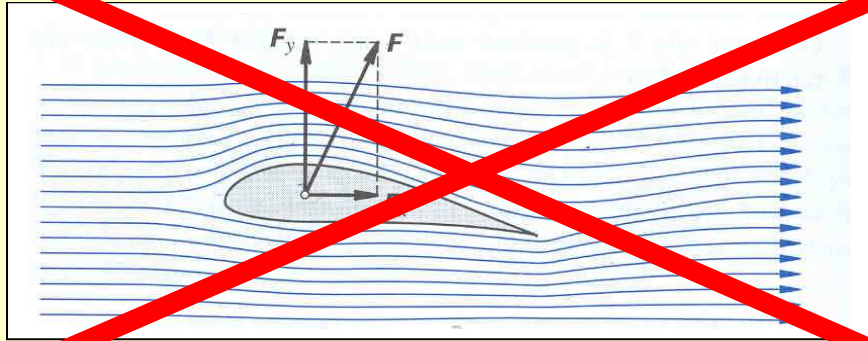


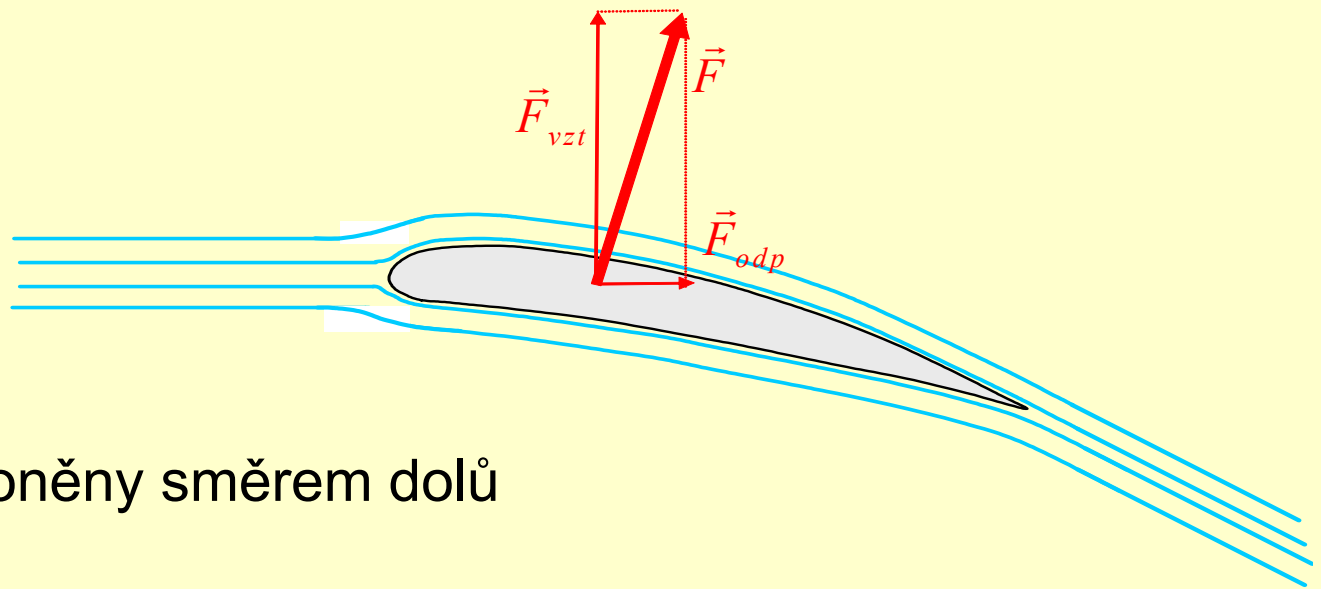
b) Teorie zúženého průřezu



Jak vysvětlit vztlak na skloněné rovné desce?

Všechny dříve uvedené obrázky obtékání křídlového profilu byly chybné!



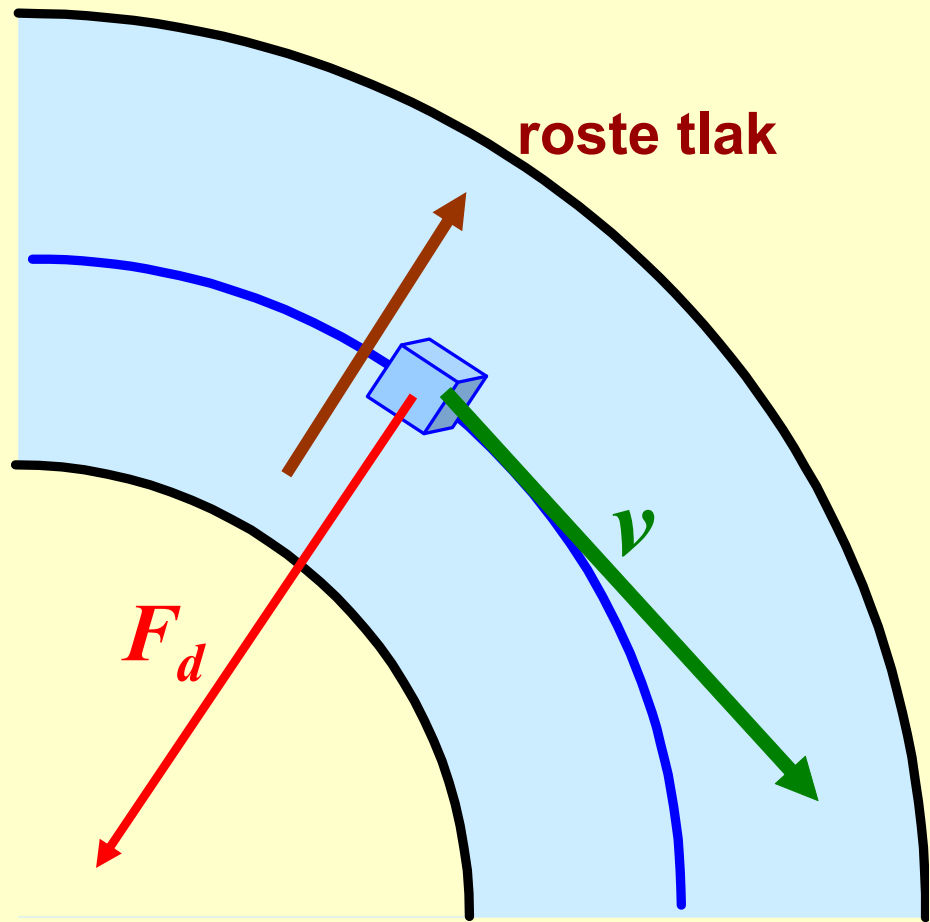


Proudnice jsou odkloněny směrem dolů

Dva jednoduché alternativní způsoby vysvětlení vztlaku na křídle

a) Zatáčení proudnic (dostředivá síla)

Tekutina v zahnuté trubce



atmosférický tlak

roste tlak

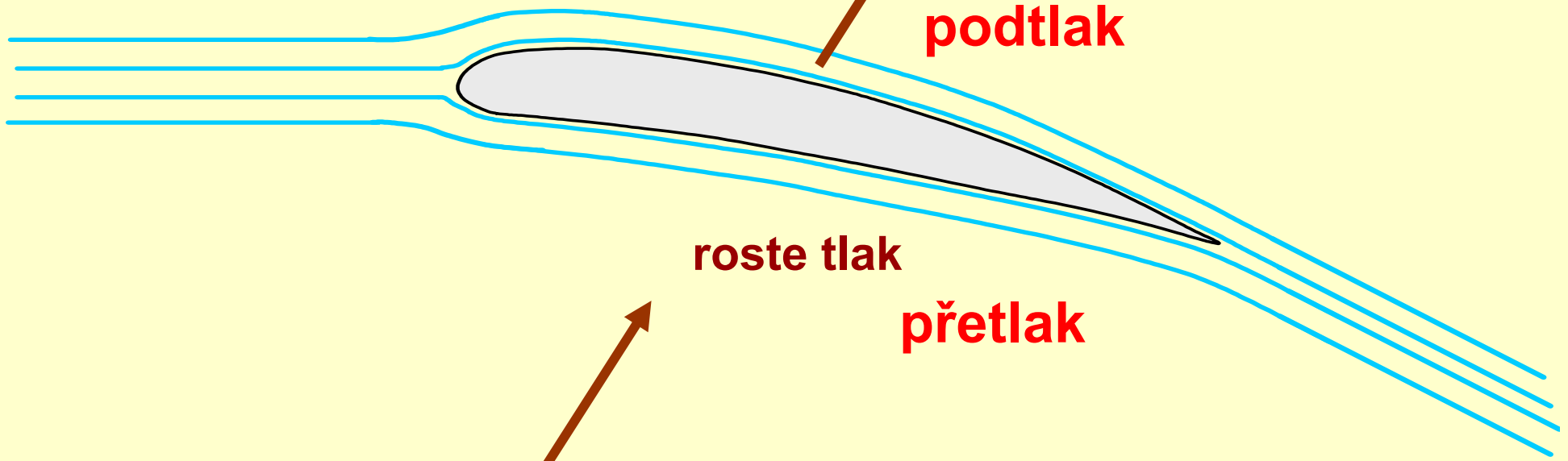
podtlak

roste tlak

přetlak

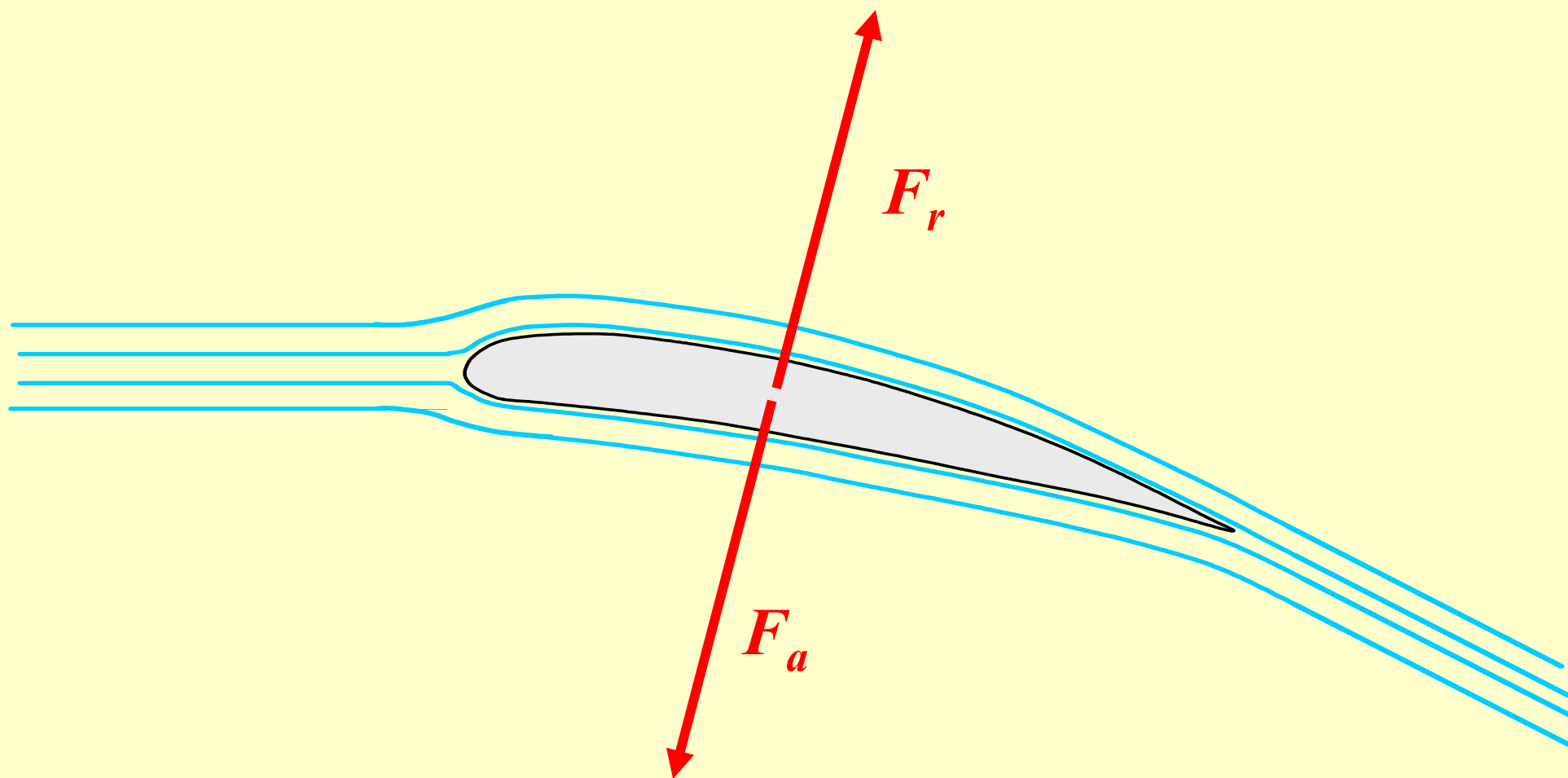
Hotovo!

atmosférický tlak



b) Zatáčení proudnic (3. Newtonův zákon)

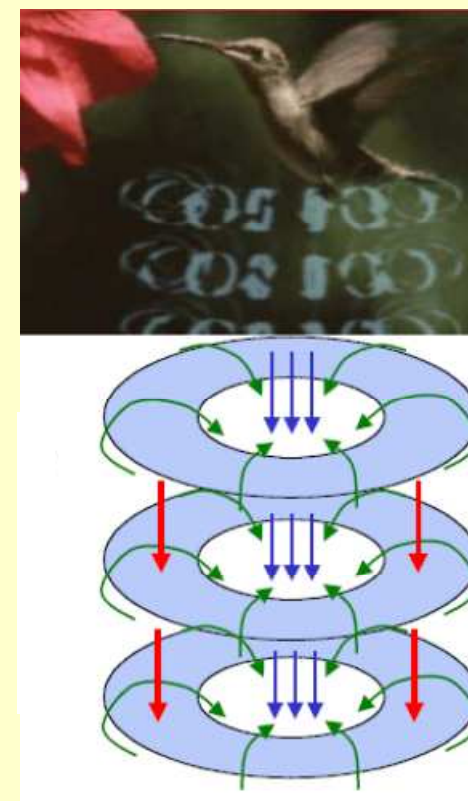
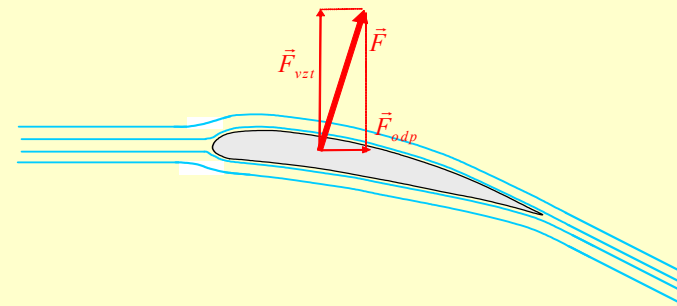
Vzduch tlačí křídlo nahoru - reakce



Křídlo tlačí vzduch dolů - akce

Hotovo!

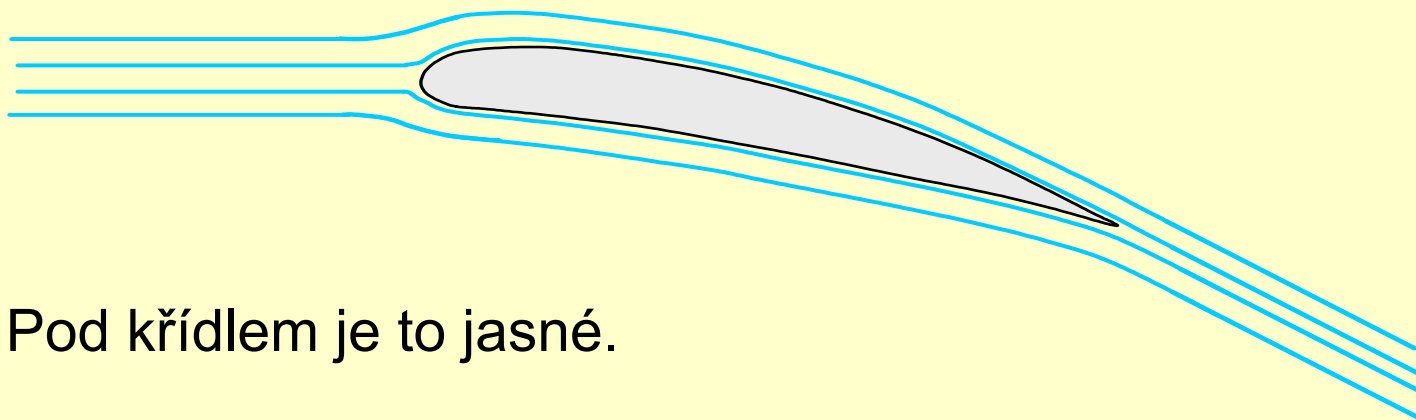
Dynamický vztlak je vždy doprovázen proudem vzduchu dolů



Cokoliv, co odkloní proud vzduchu dolů, má vztlak.

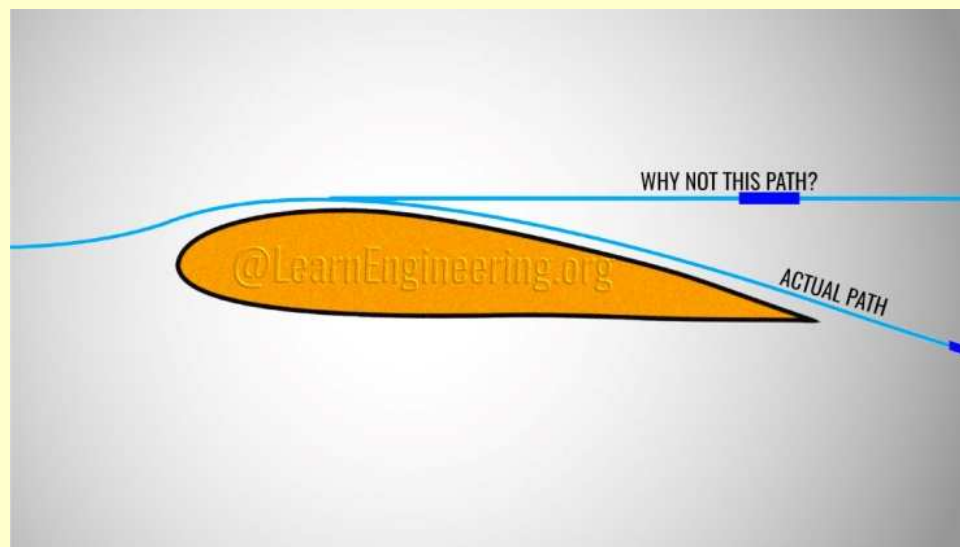
Křídlový profil odklání proud vzduchu dolů.

Proč?

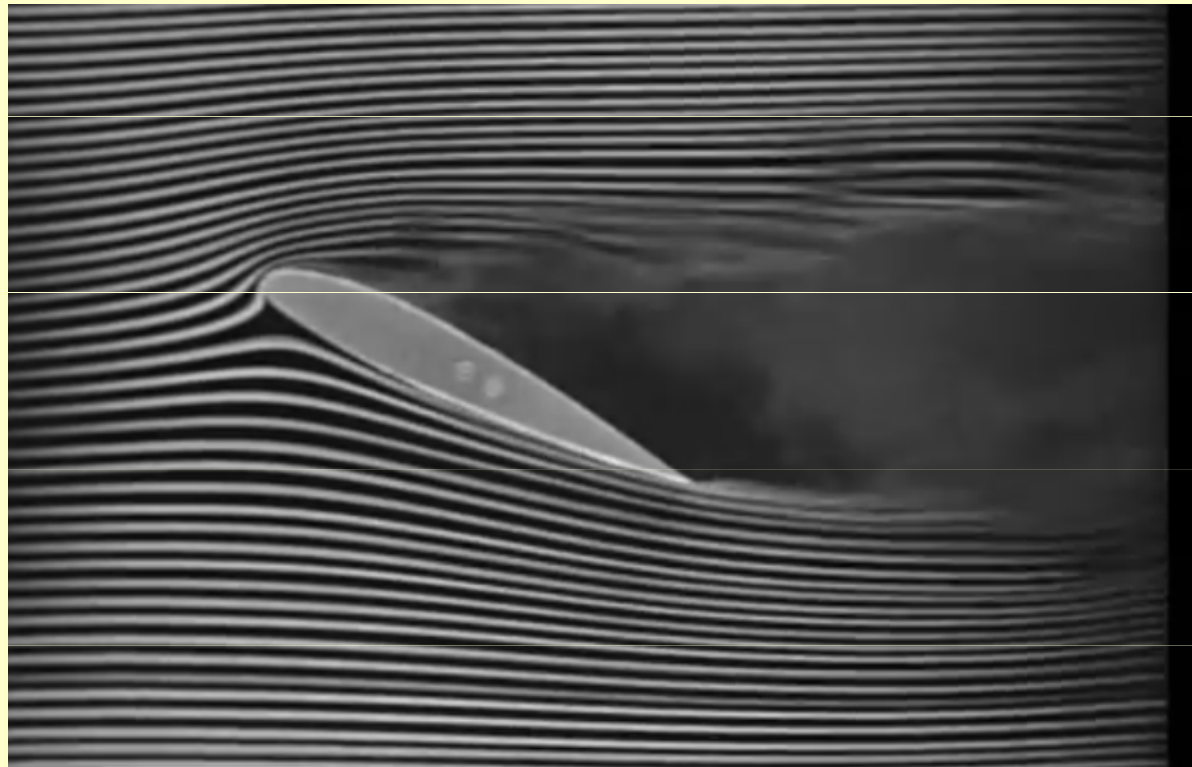


Pod křídlem je to jasné.

Proč se však stáčí vzduch dolů nad křídlem?

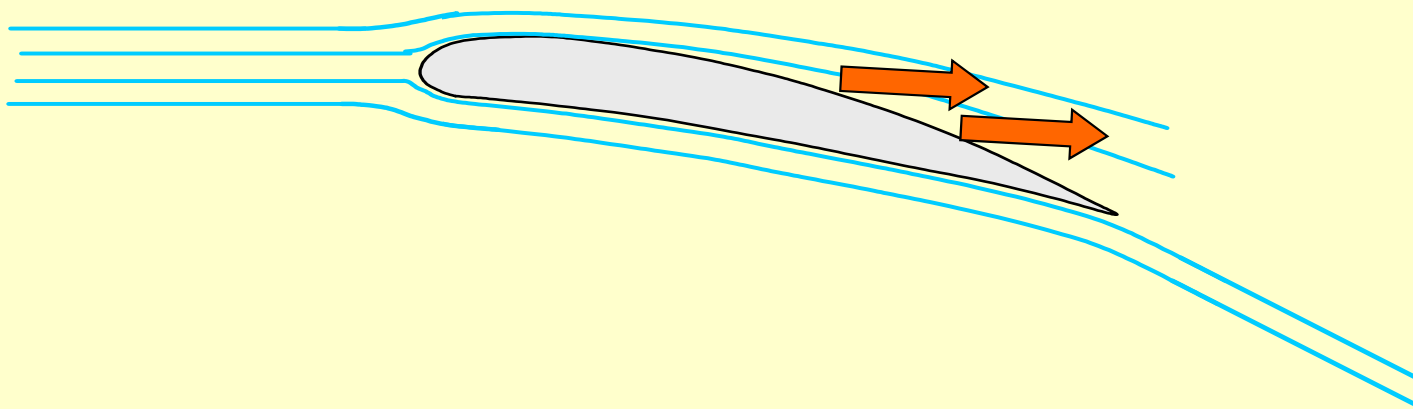


Nemuselo by to tak být a proudnice nad křídlem by mohly dále postupovat vodorovně.

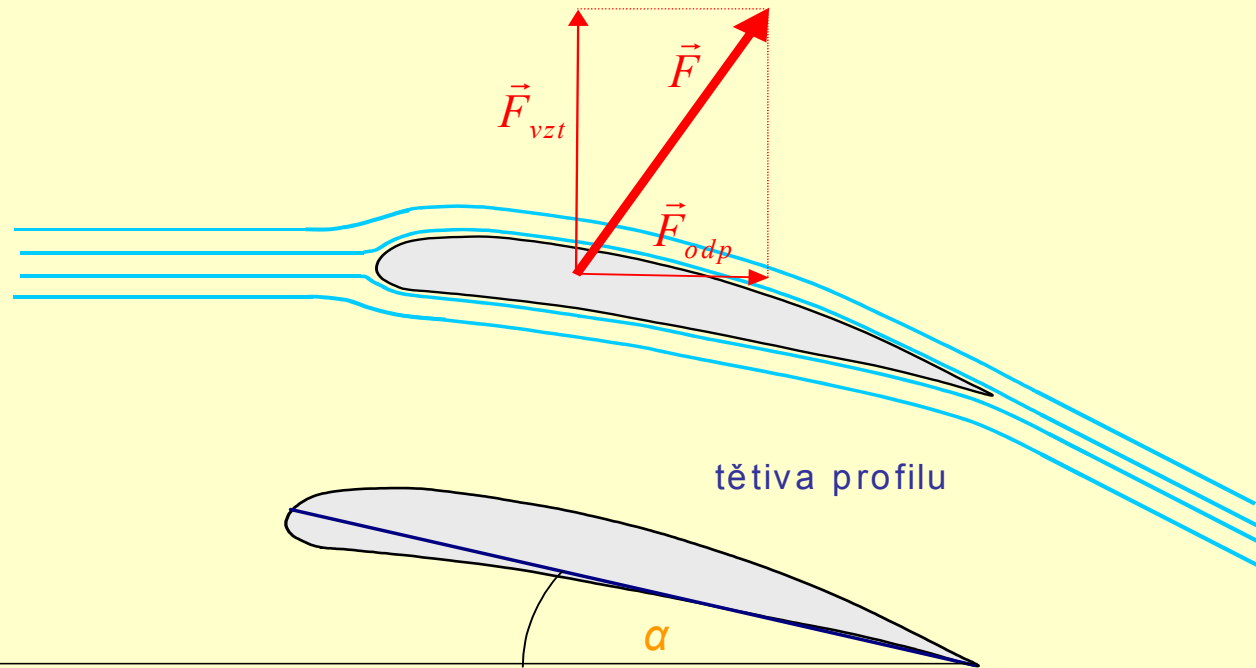


Proudící tekutina se snaží sledovat vypuklý povrch

Coandův efekt



[video](#)

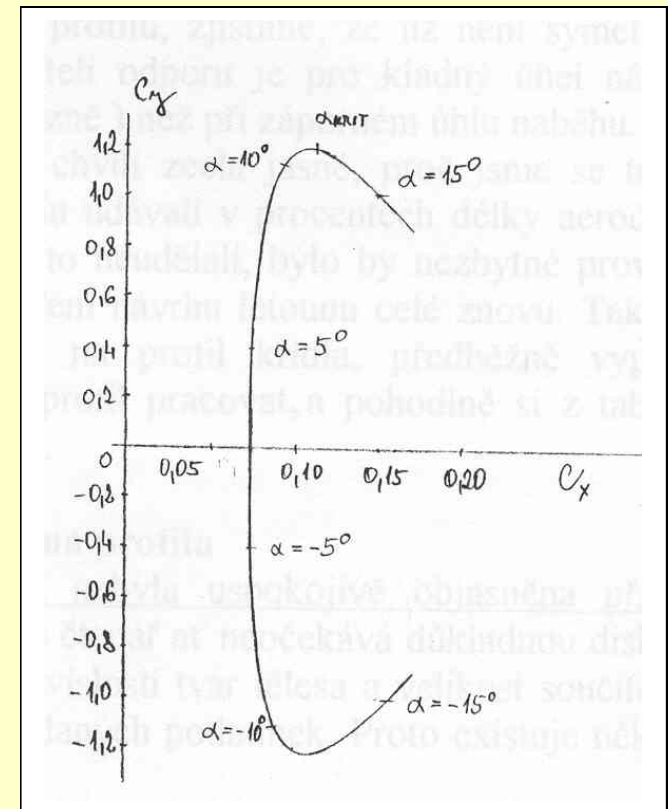
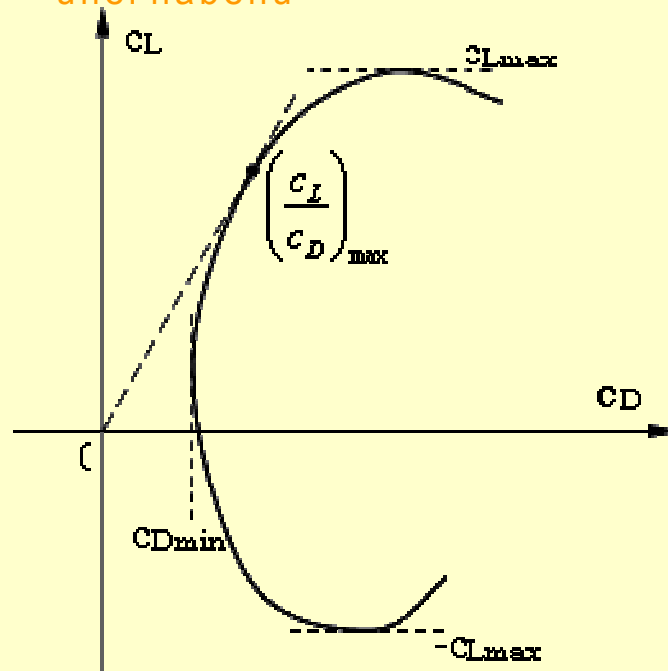


$$F_{odp} = \frac{1}{2} c_x \rho S v^2$$

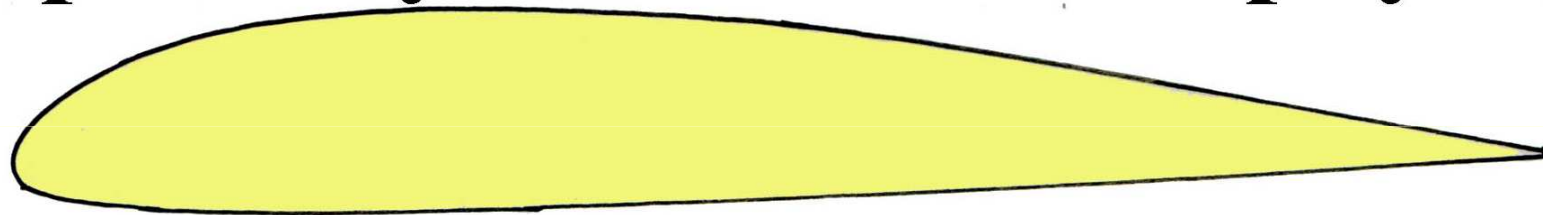
$$F_{vzt} = \frac{1}{2} c_z \rho S v^2$$

úhel náběhu

polára profilu

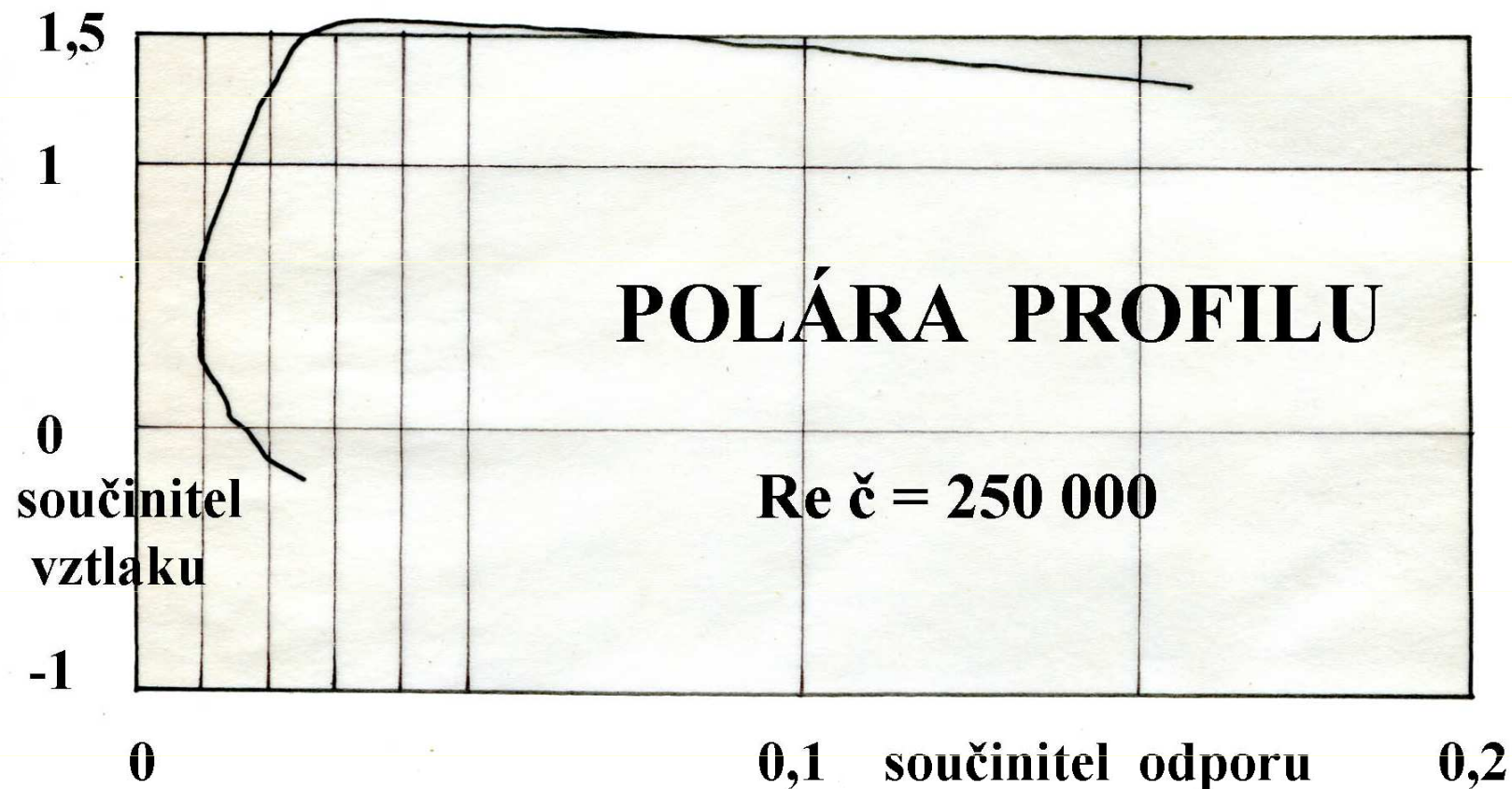


upravený Gö 387 bez klapky

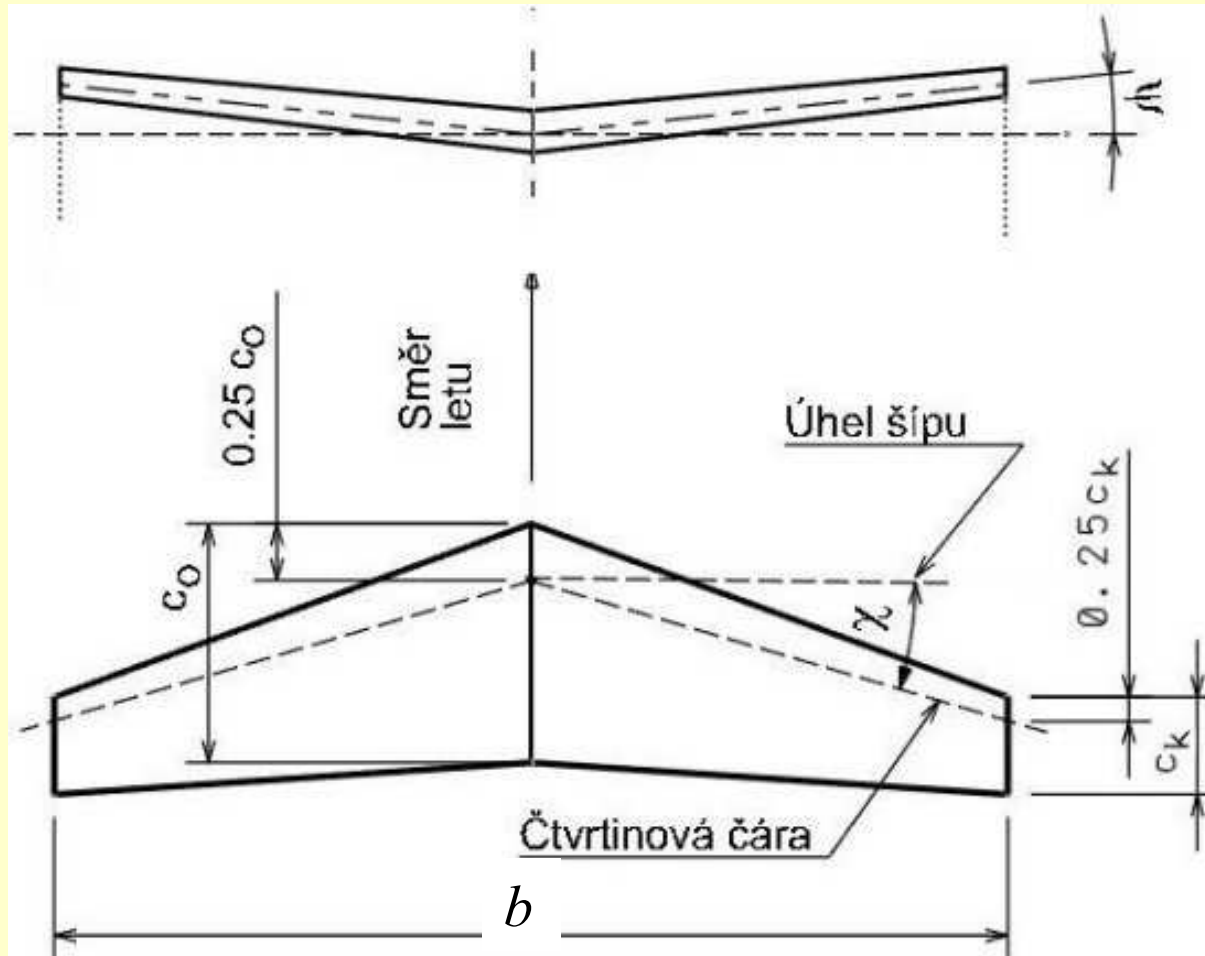


tloušťka 13,3%

prohnutí 3,6%



Geometrie křídla



ψ - vzepětí

b - rozpětí

c - hloubka

štíhlost křídla

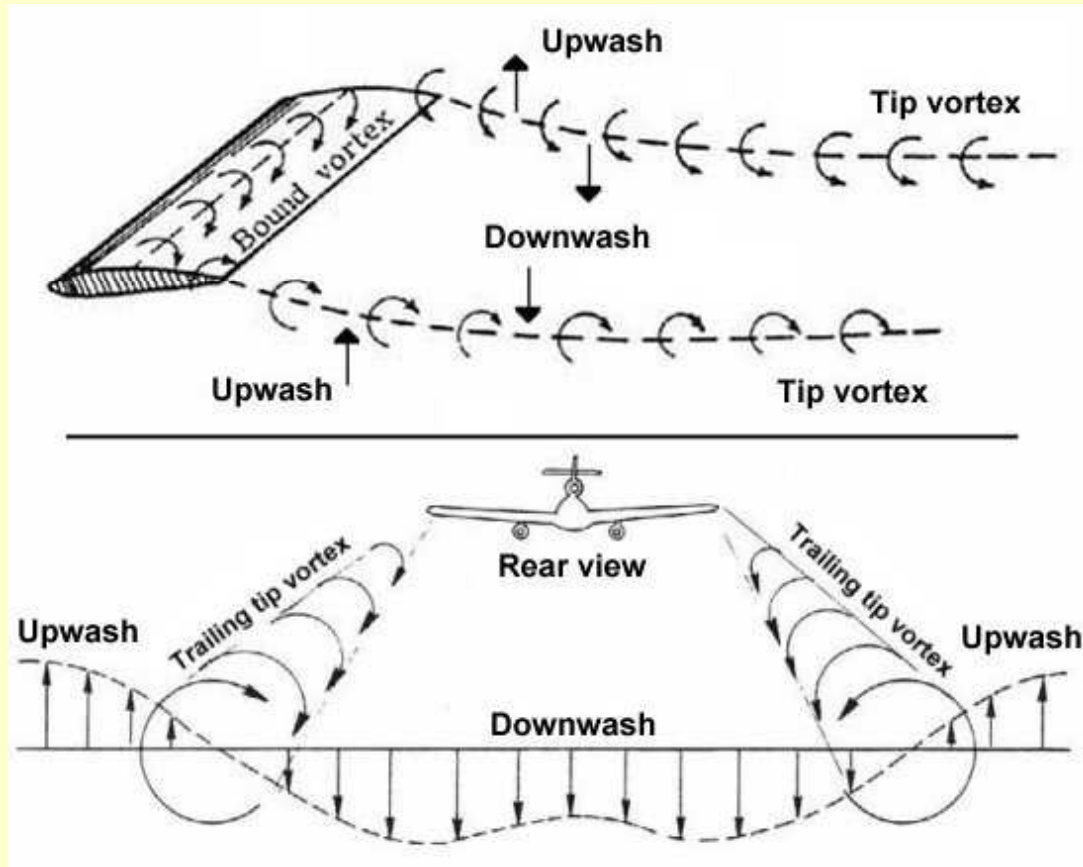
$$\lambda = \frac{b}{c}$$

$$\lambda = \frac{b^2}{S}$$

Indukovaný vír a indukovaný odpor



Letem ve formaci se dolet prodlouží o 70%



[Tmavomodrý svět](#)
[Airbus A380](#)

Snížení indukovaného odporu

velká štíhlost křídel



winglety



Snížení indukovaného odporu v blízkosti země - Přízemní efekt



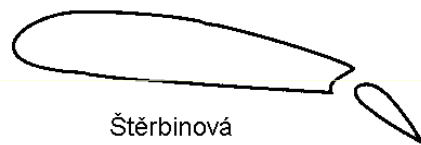
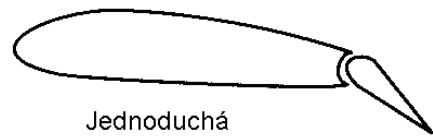
Caspian Sea Monster

[Kaspické-monstrum](#)

Možnosti ovládání vztlaku

úhel náběhu celého letadla

klapky



sloty

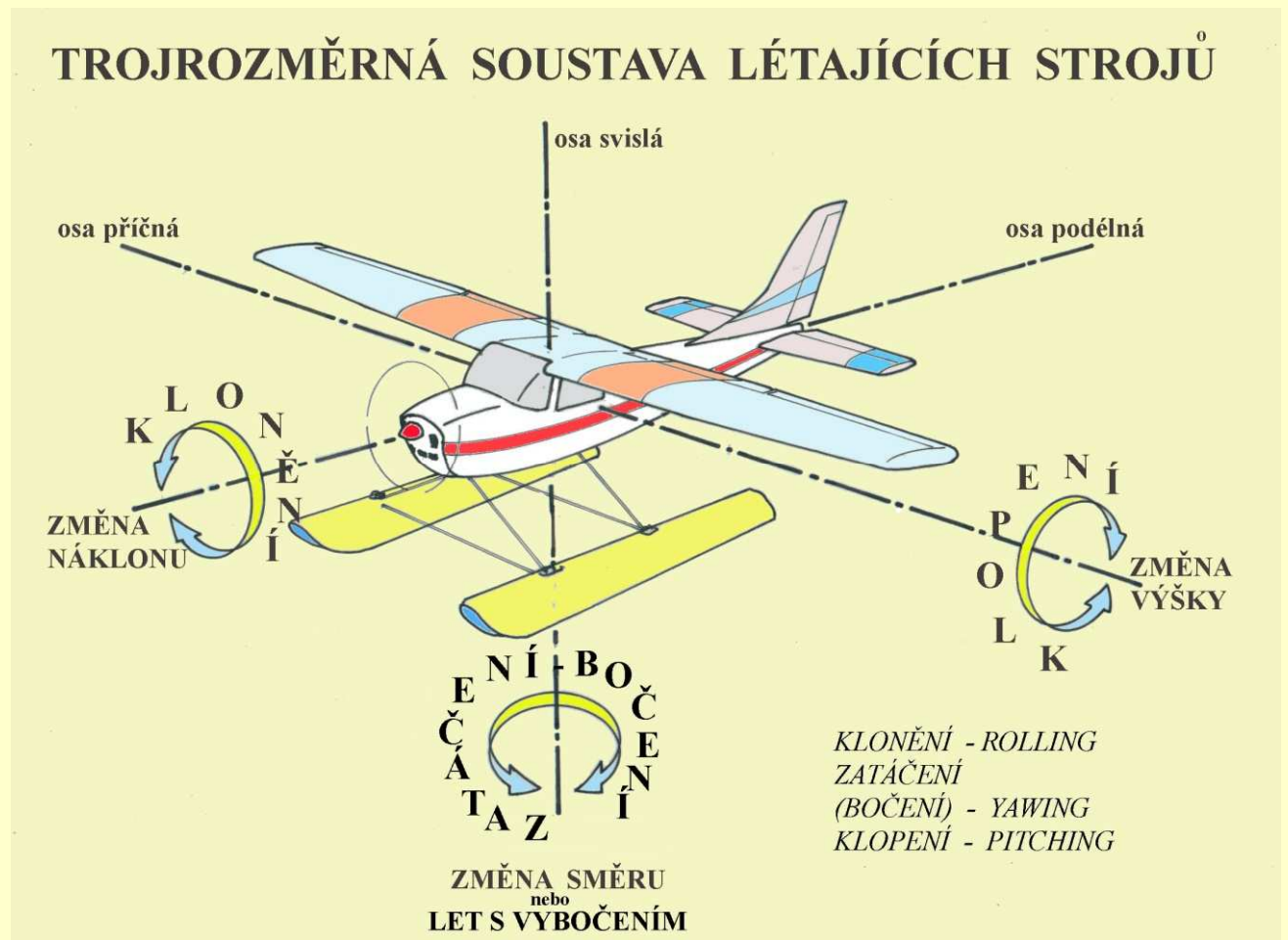


Ovládání letounu

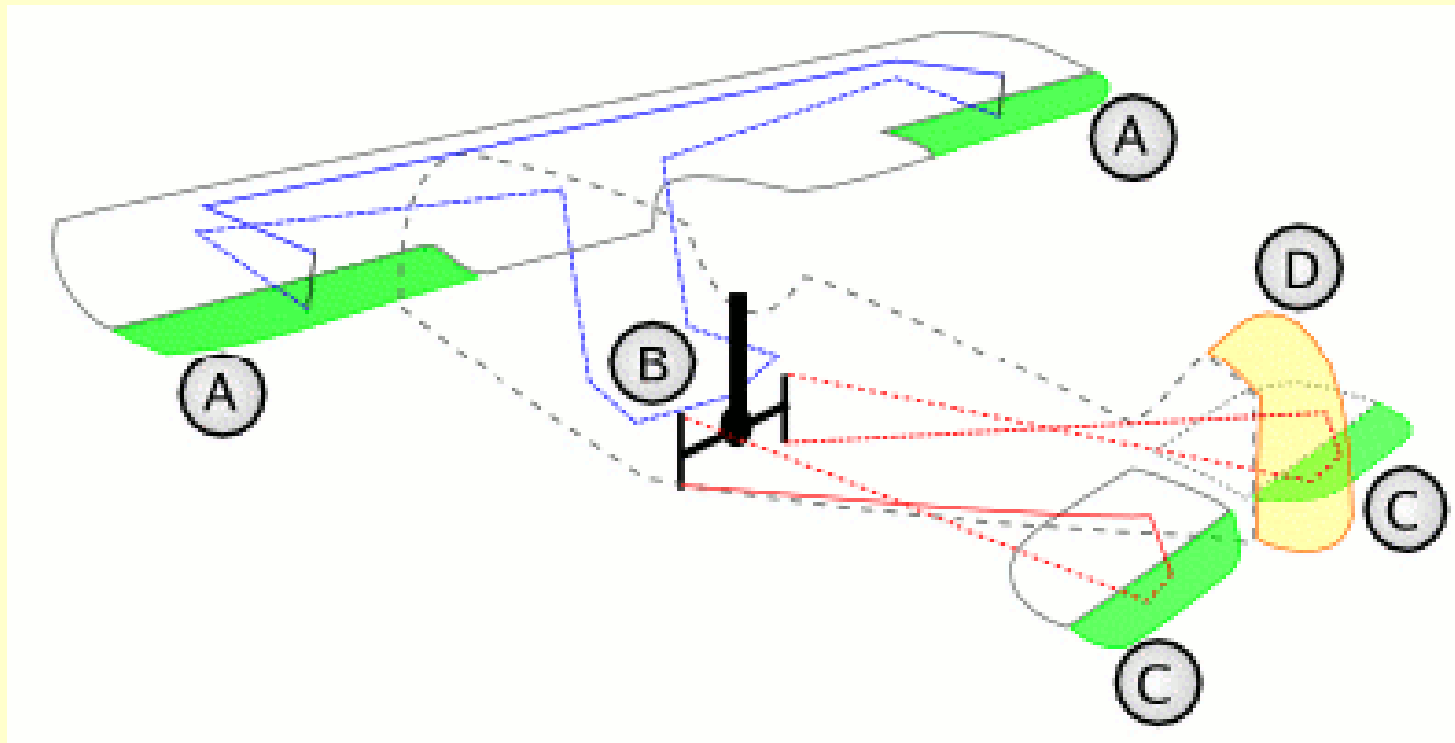
rotace kolem podélné osy - klonění

rotace kolem příčné osy - klopení

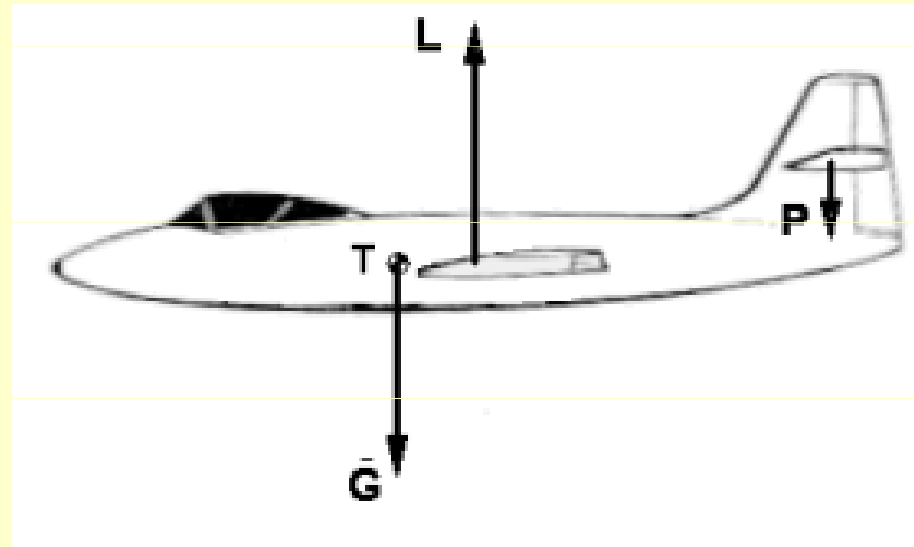
rotace kolem svislé osy – bočení (zatačení)



Ovládání letounu

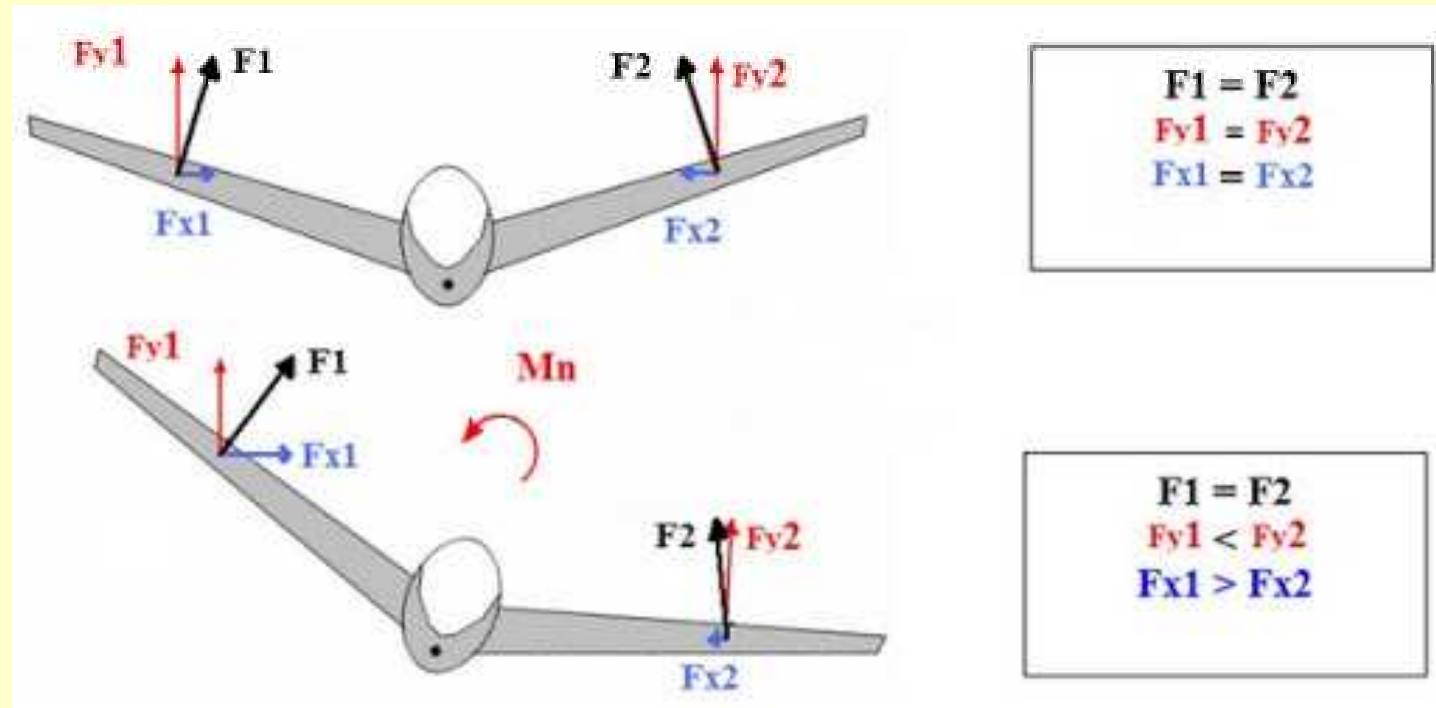


Podélná stabilita



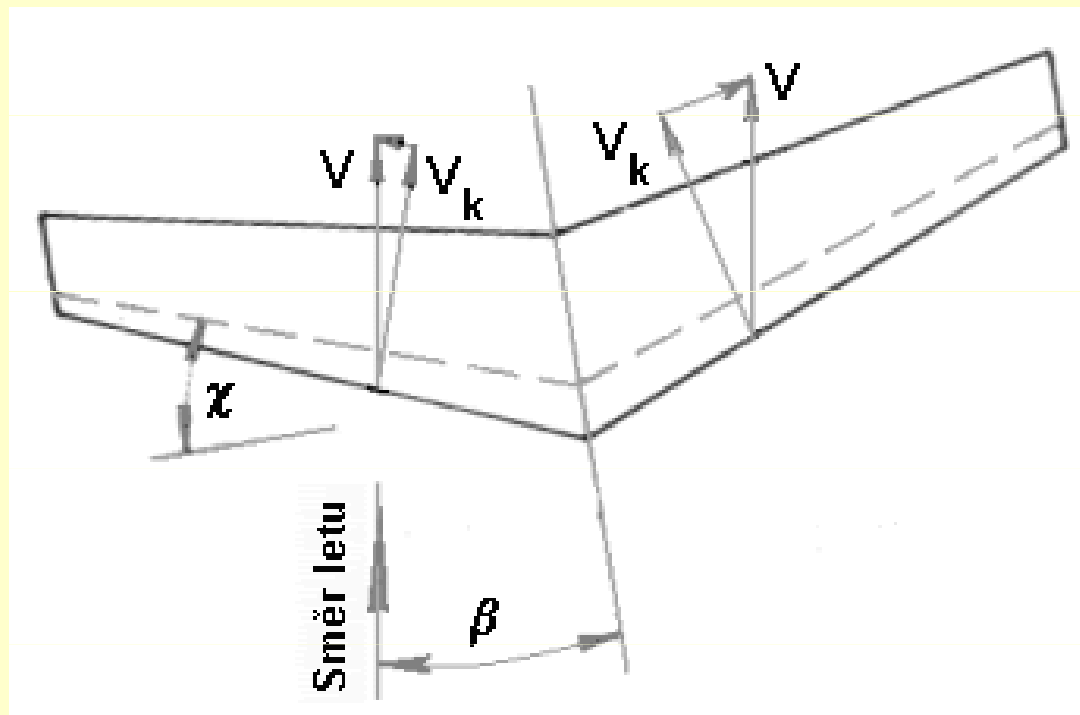
Příčná stabilita

Vliv vzepětí



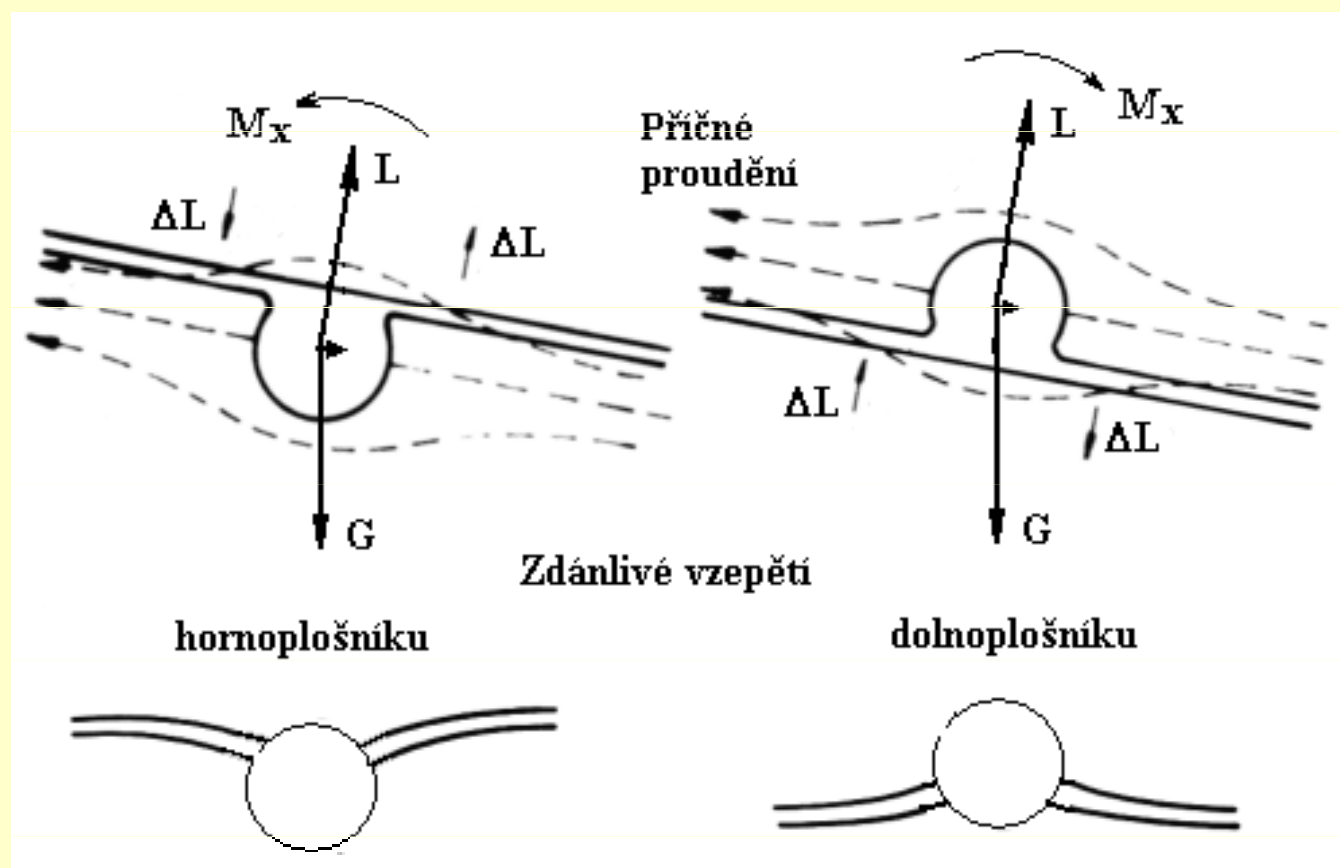
Příčná stabilita

Vliv šípu křídla

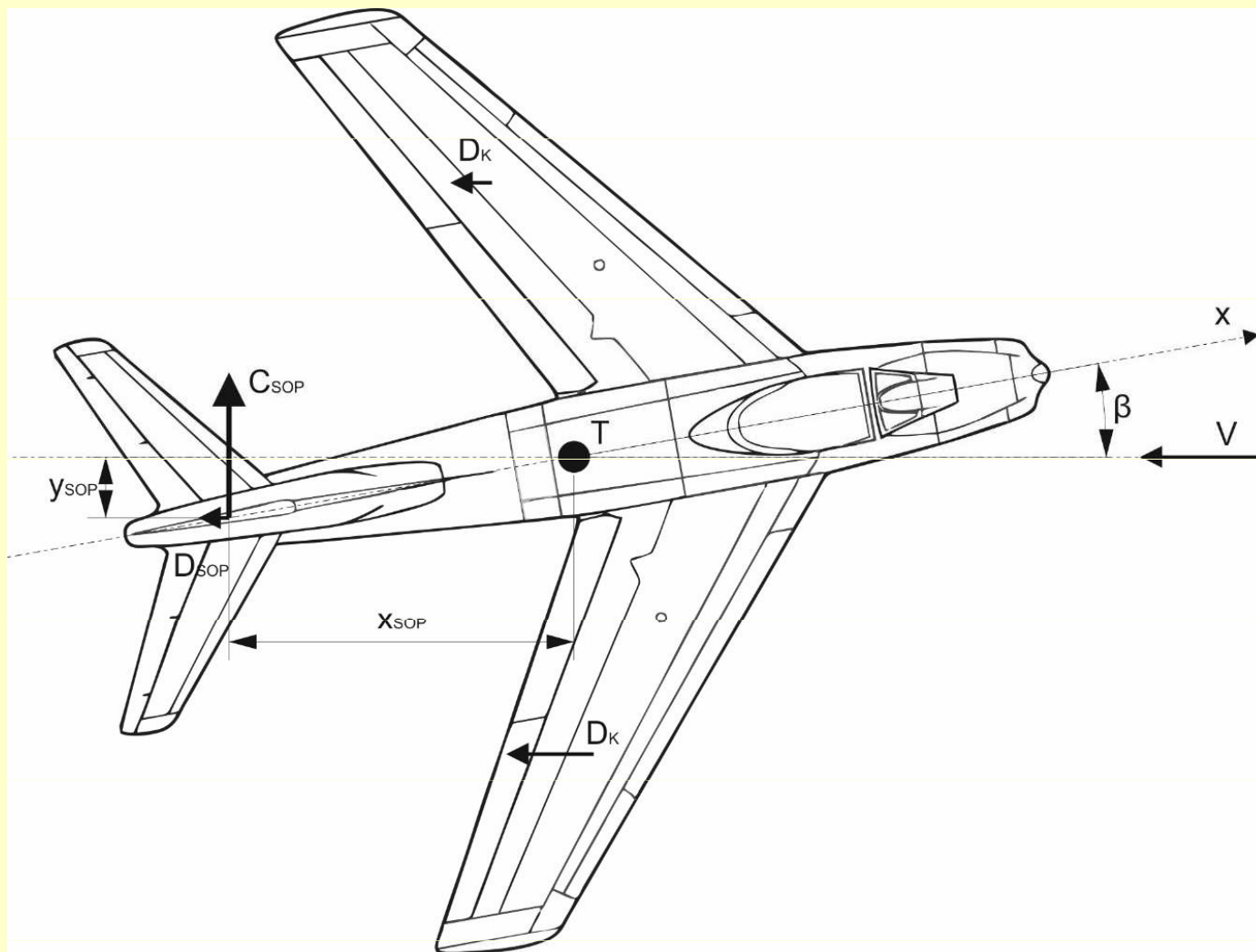


Příčná stabilita

Vliv výškové polohy křídla

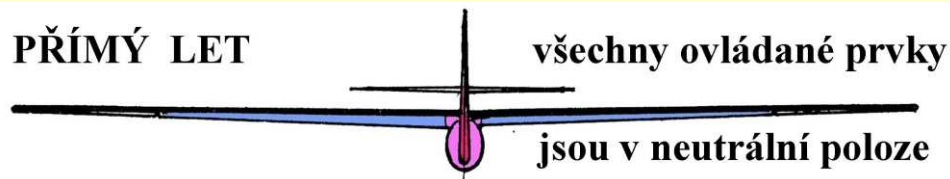


Stabilita vzhledem k zatáčení (bočení)

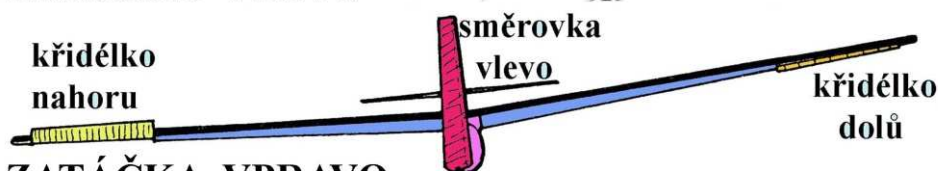


Zatáčka

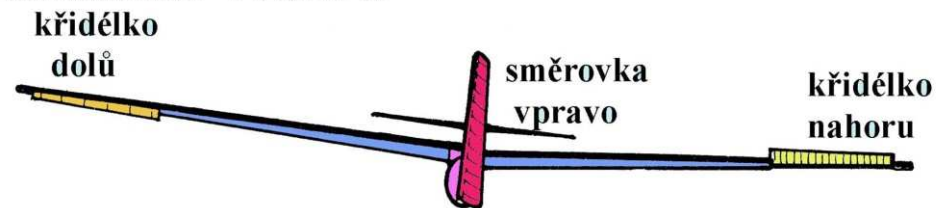
PŘÍMÝ LET



ZATÁČKA VLEVO

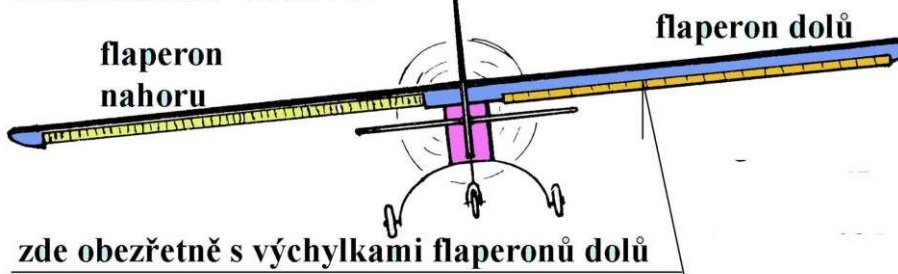


ZATÁČKA VPRAVO

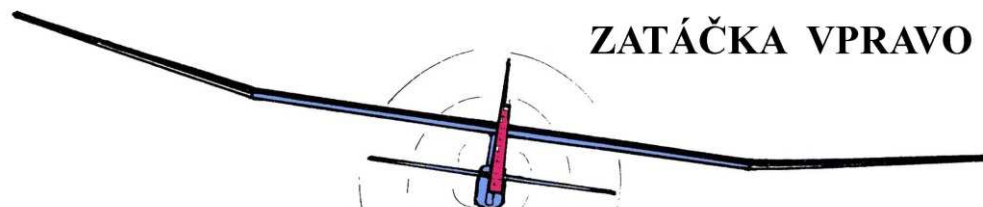


Jako první je výchylka směrovky a pak teprve výchylky křidélek. Po náklonu směrovku do neutrálu.

ZATÁČKA VLEVO



ZATÁČKA VPRAVO



Při zatáčení pouze se směrovkou záleží hodně na její velikosti a výchylce a také na době po jakou tato výchylka trvá.

ideální zatáčka

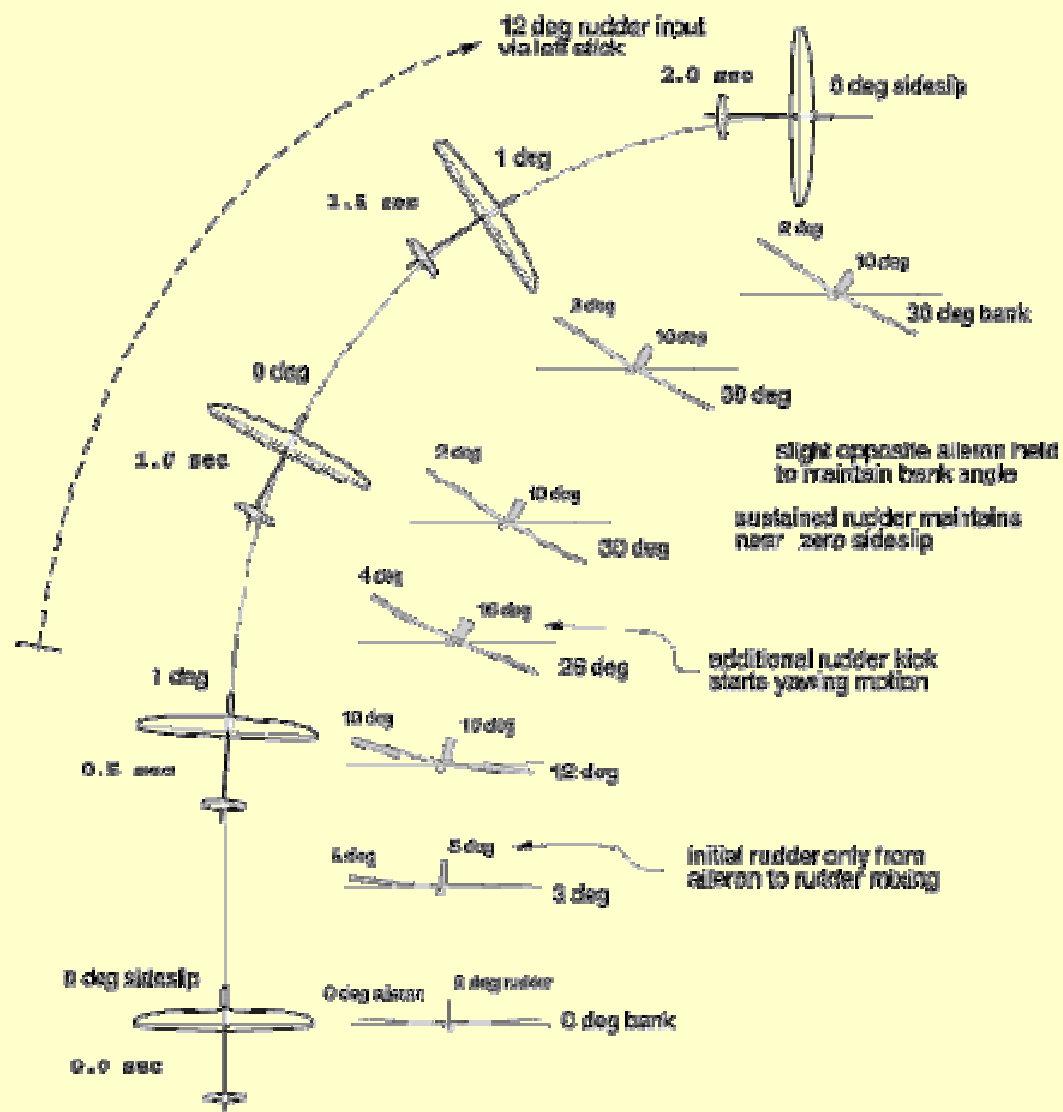
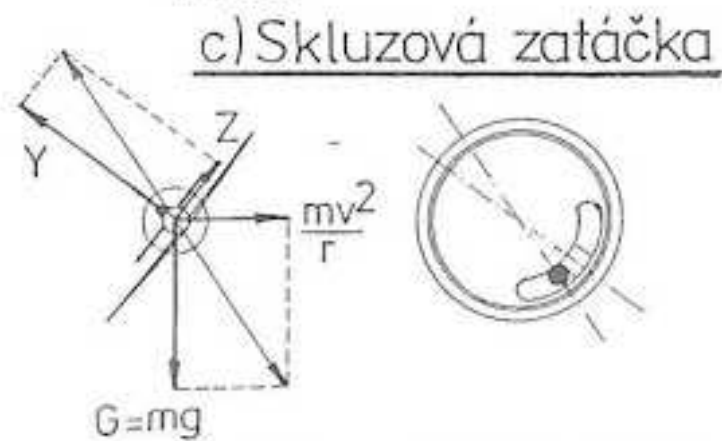
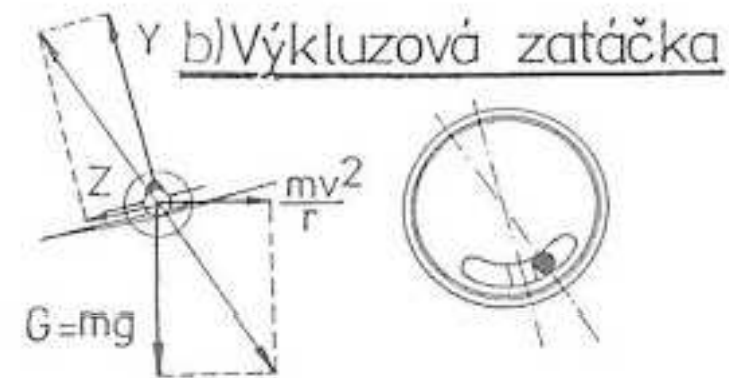
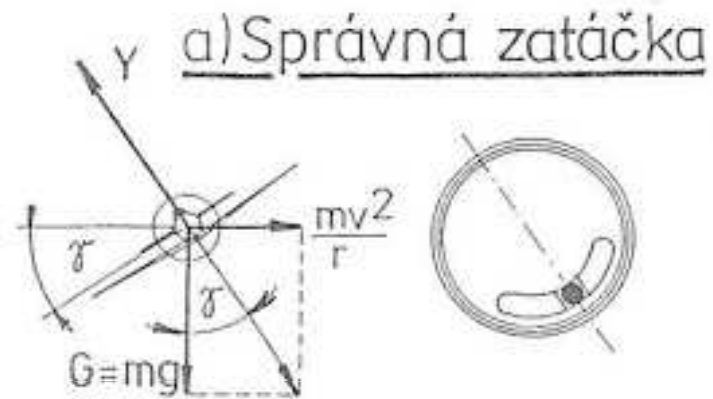


Figure 3b. No sideslip during turn entry and in sustained turn with proper rudder input.



Síly působící na letoun při letu v zatáčce správně, skluzové a výkluzové

skluzová

výkluzová

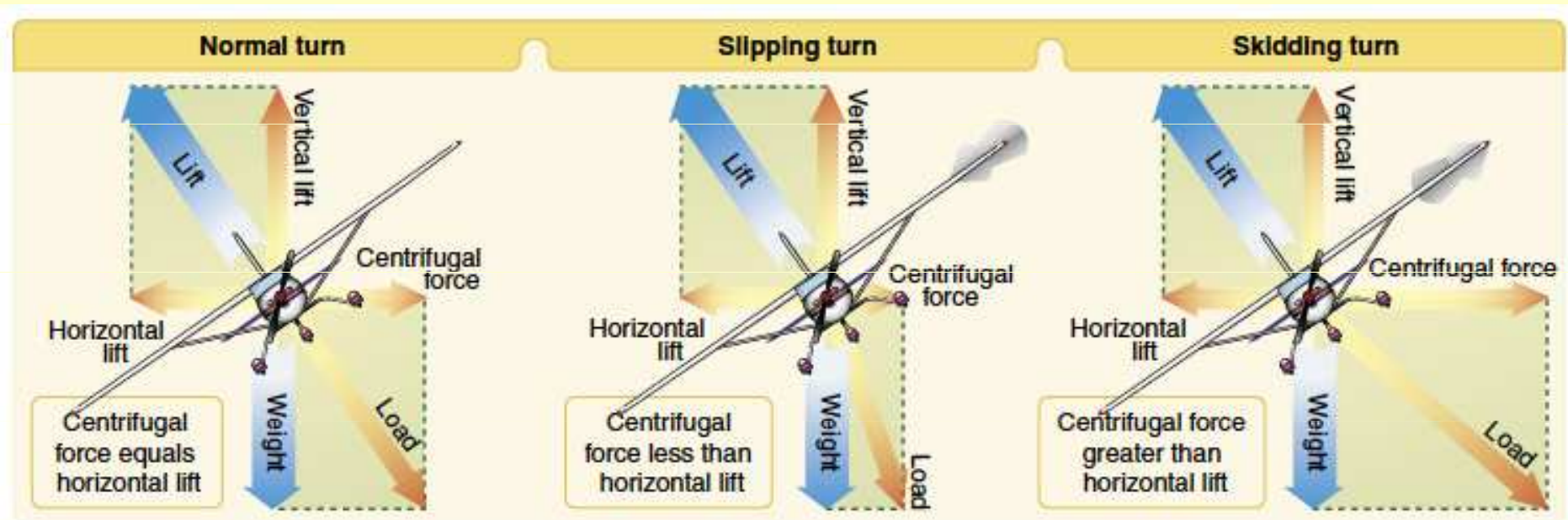


Figure 4-29. Normal, slipping, and skidding turns.

VÝVRTKA

Z-42; Z-142

Důležité upozornění:

1. Při vybírání vývrtky je nutno **ENERGICKY** **POTLACIT** řídicí páky do **KRAJNÍ POLOHY** bez **POUŽITÍ** **KŘIDÉLEK**.
2. V případě pádu do **NEÚMYSLNÉ VÝVRTKY** s **OTEVŘENÝMI** **VZTLAKOVÝMI** **KLAPKAMI** je nutno při vybírání vývrtky **VZTLAKOVÉ** **KLAPKY** **ZAVŘÍT**.
3. Při vybírání vývrtky po třech a více otáčkách, je na potlačení řídicí páky zapotřebí vyvinout **VĚTŠÍ SÍLU** (15 kg a více).

CHYBY PŘI VYBÍRÁNÍ VÝVRTKY

Při nedodržení stanoveného postupu při vybírání vývrtky je nebezpečí, že vývrtka bude vybrána se značným zpožděním. V tomto případě je nutno zachovat následující postup:

1. VRÁTIT NOŽNÍ A RUČNÍ ŘÍZENÍ DO **POLOHY ODPOVÍDAJÍCÍ VÝVRTCE**.
2. VYBÍRAT **STANOVENÝM ZPŮSOBEM**.

Při vybírání **NEPŘEKROČIT** pevnostní ani rychlostní **OMEZENÍ** draku ani omezení motoru

Uvedení do vývrtky:
- směrové kormidlo **PLNĚ VÝCHYLKA** ve směru otáčení ve vývrtce
- výškové kormidlo **PLNĚ PRITAHNOUT**

Režim motoru - valnoběh
Rychlost - 110 km/h

VYBÍRÁNÍ VÝVRTKY

1. Směrové kormidlo **PLNĚ VYŠLÁPNOUT** **PROTI** směru otáčení.....

2. po 1/4 - 1/2 otáčky po prázasnahu směrovým kormidlem **PLNĚ POTLACIT** řídicí páky bez použití křidélek

3. Po zastavení otáčení: směrové kormidlo - **neutrál**
výškové kormidlo - **plynulým** přitažením vybrat letoun ze střemhlavého letu

Ztráta výšky s vybíráním na 1 otáčku cca 150 m

Vrtulník

nosný rotor

**klonění a klopení
+ zdroj vztlakové síly**

vyrovnávací rotor

zatačení (bočení)



stabilizační křídélko

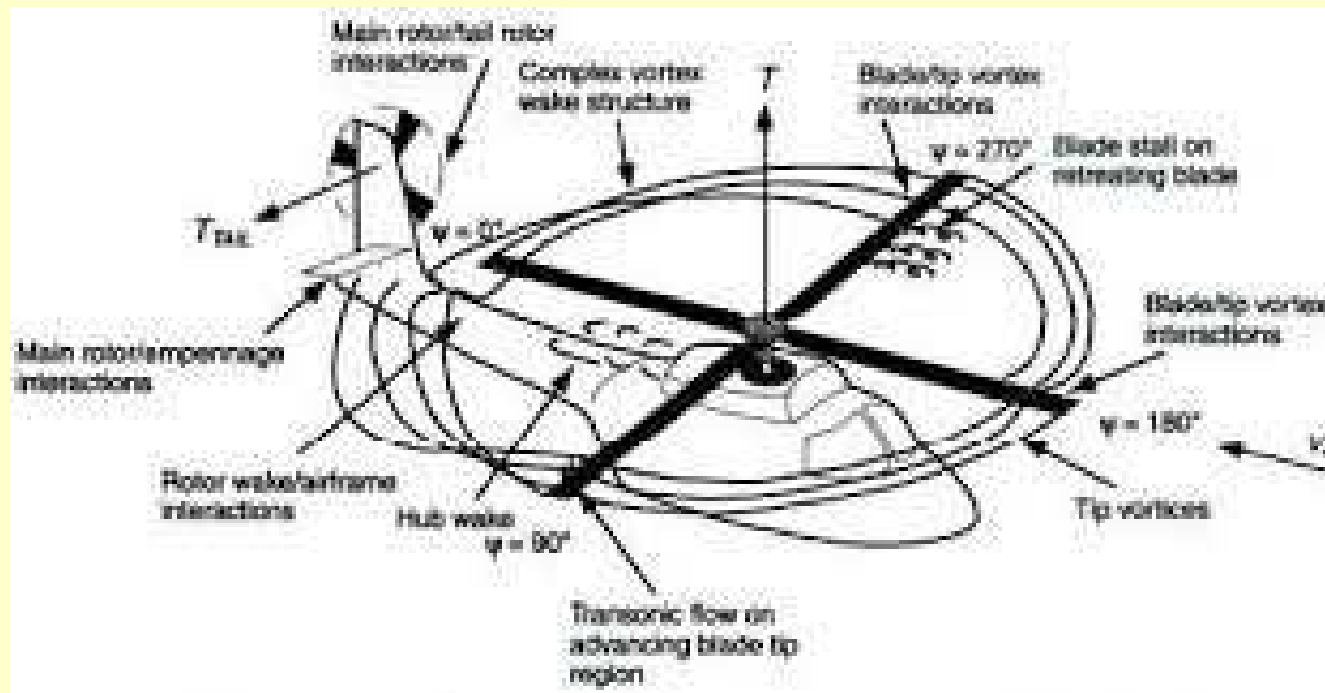
Kolektivní a cyklické řízení

„Kolektiv“ – páka v levé ruce, 1 stupeň volnosti
+ rukojeť plynu

změna úhlu náběhu na všech listech nosného rotoru současně

„Cyklicka“ – páka v pravé ruce, 2 stupně volnosti

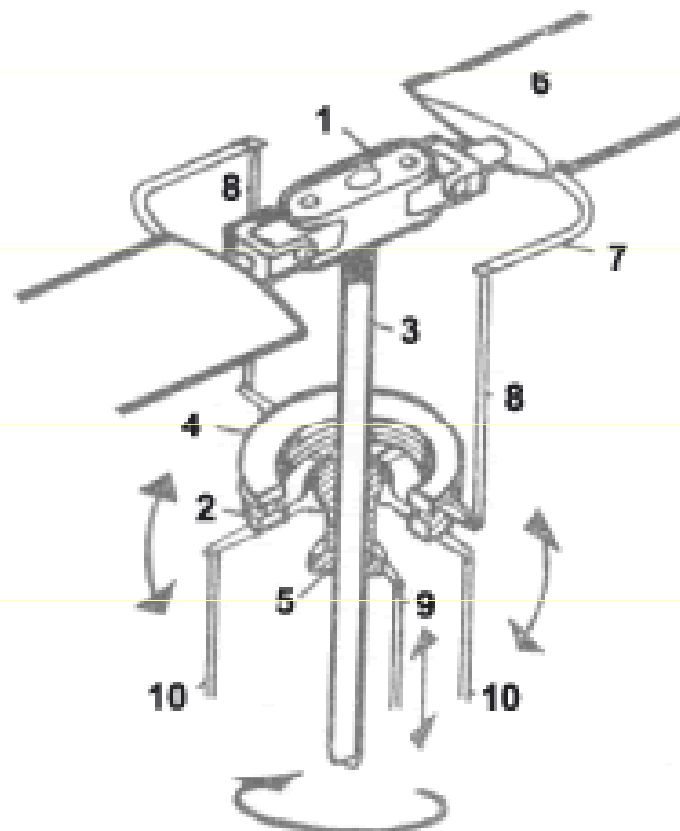
změna úhlu náběhu na jednotlivých listech nosného rotoru cyklicky



pedály

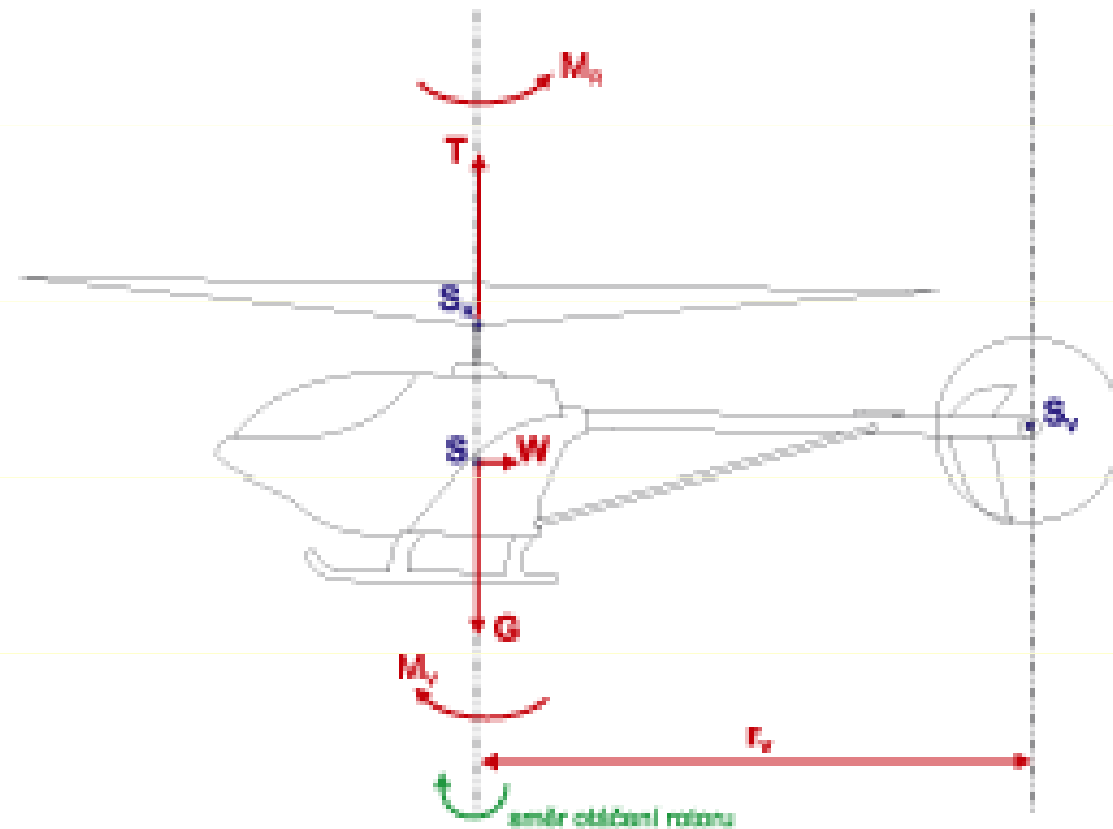
změna úhlu náběhu na vyrovnávacím rotoru

Princip funkce desky cyklíky



- 1 - rotorová hlava
- 2 - spodní (výkyvný) prstenec desky cyklíky
- 3 - hlavní hřídel rotoru
- 4 - horní (otáčející se) prstenec desky cyklíky
- 5 - suvné uložení
- 6 - list nosného rotoru
- 7 - ovládací páka rotorového listu
- 8 - táhla ovládání úhlu náběhu rotorových listů
- 9 - táhlo ovládání kolektivu
- 10 - táhla ovládání klonění a klopení

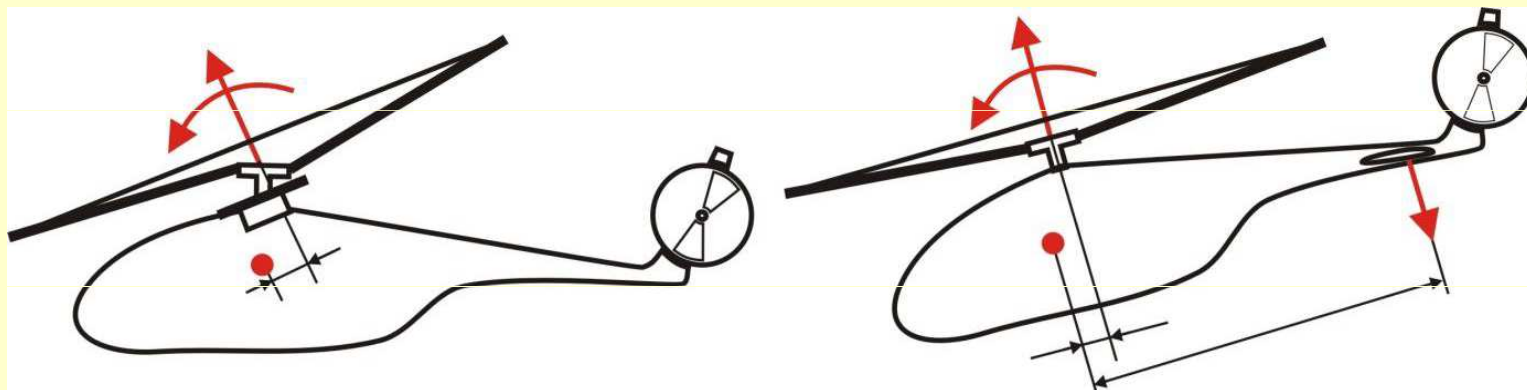
Rozložení sil na vrtulníku při ustáleném viseň



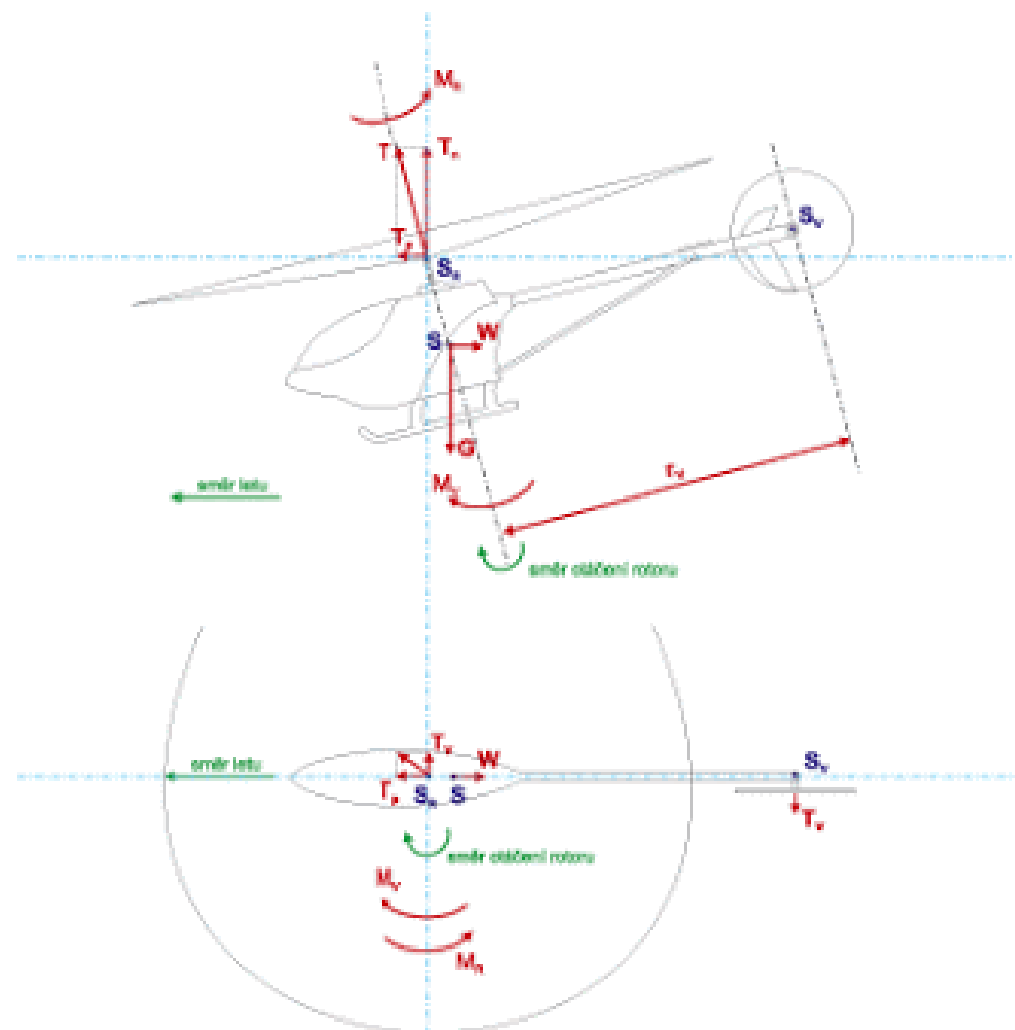
- | | |
|--|---|
| G - tíha modelu | S_v - střed vyrovnávacího rotoru |
| T - tah nosného rotoru | T_v - tah vyrovnávacího rotoru |
| M_n - reakční moment rotoru | r_v - "rameno" vyrovnávacího rotoru |
| S - těžiště vrtulníku | M_y - vyrovnávací moment ocasního rotoru |
| S_m - Střed nosného rotoru | W - odpor draku modelu |

Při ustáleném viseň platí $T = G$ a $M_n = M_y = T_v \cdot r_v$, tj. tah nosného rotoru je přesně v rovnováze s tíhou modelu a reakční moment rotoru je přesně vyrovnáván tahem vyrovnávacího rotoru působícím na rameni r_v vůči těžišti modelu.

Dopředný let



Rozložení sil na vrtulníku v dopředném letu



- | | |
|-------------------------------|--|
| G - tíha modelu | S_c - střed vyrovnávacího rotoru |
| T - tah nosného rotoru | T_r - tah vyrovnávacího rotoru |
| T_n - nosná složka tahu | r_r - "rameno" vyrovnávacího rotoru |
| T_p - pohonná složka tahu | M_c - vyrovnávací moment ocasního rotoru |
| M_n - reakční moment rotoru | W - odpor draku modelu |
| S - těžiště vrtulníku | |
| S_c - střed nosného rotoru | |

Při ustáleném dopředném letu platí $T_n = G$, $T_p = W$ a $M_n = M_c = T_p \cdot r_r$, tj. svislá složka tahu nosného rotoru je v rovnováze s tíhou modelu, vodorovná složka tahu T_p je v rovnováze s odporem draku vrtulníku a reakční moment rotoru je vyrovnáván tahem vyrovnávacího rotoru působícím na rameni r_r vůči těžišti modelu.

Autorotace