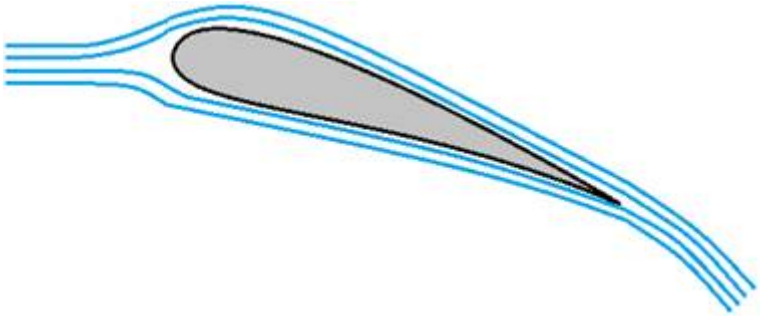
Základy fyziky letu

Profil nosných ploch (křídel) letadel má aerodynamický tvar a je konstruován tak, že vlivem proudícího vzduchu vzniká pod příkladem přetlak a nad křídlem podtlak vůči okolnímu atmosférickému tlaku. Vysvětlení toho jevu vyplývá z faktu, že při obtékání profilu křídla se proudnice vzduchu stáčejí směrem dolů (viz obr. 202).

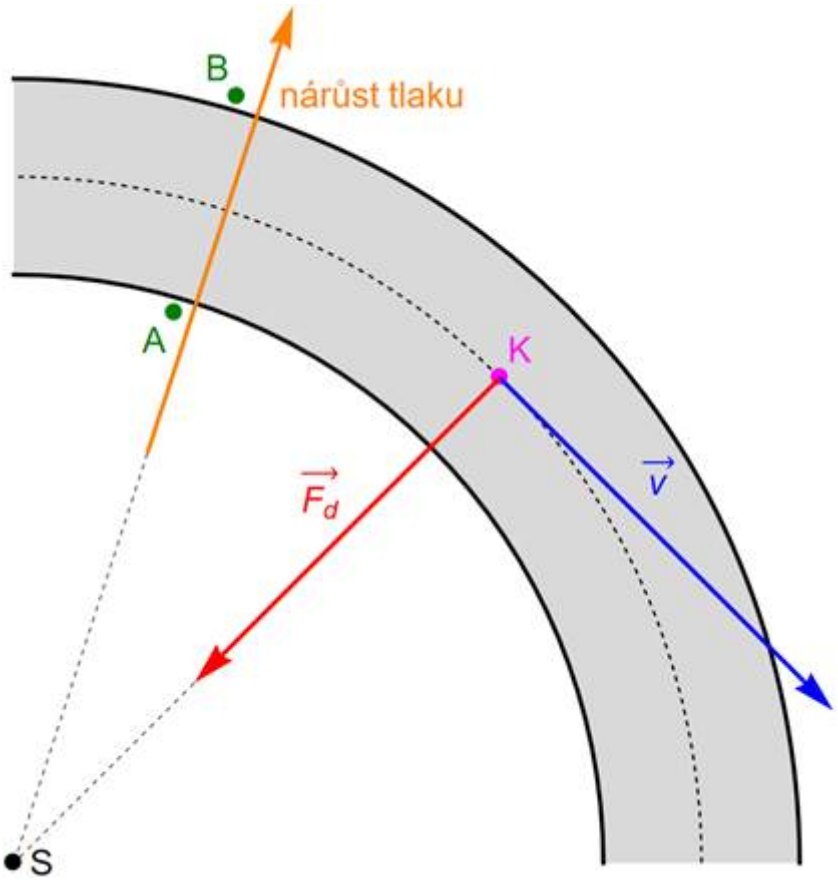
Na obr. 202 a obr. 204 je zakresleno křídlo při pohledu zepředu (tj. pozorovatel stojí vedle letadla a dívá se směrem na letadlo). Letadlo, jehož křídlo je zobrazeno na těchto obrázcích, se pohybuje směrem vlevo.



Obr. 202

Pro vysvětlení, proč se proudnice tekutiny při obtékání profilu křídla stáčejí dolů, uvažujme nejdříve tekutinu proudící v potrubí stálého průřezu, které je zahnuto do tvaru části kružnice (viz obr. 203). Uvažovaná částice K tekutiny se pohybuje po kružnici, musí proto na ni působit dostředivá síla $\overline{F_d}$. Touto silou na pohybující se částici působí ale jen okolní tekutina. Dostředivá síla proto bude mít správný směr pouze v případě, kdy se směrem od středu S kružnice, po níž se částice pohybuje, zvyšuje tlak.

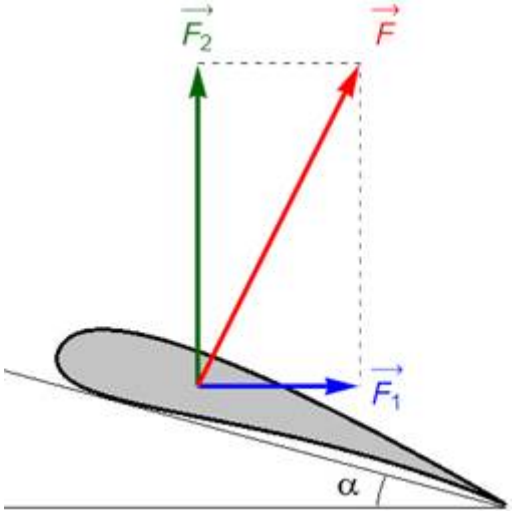
V důsledku nárůstu tlaku bude existovat síla mířící do míst nižšího tlaku (tj. směrem do bodu S) ve snaze rozdíl tlaků vyrovnat. A tato síla (bez ohledu na to, jakým způsobem vzniká) je silou dostředivou působící na pohybující se částici K.



Obr. 203

Při obtékání tekutiny kolem profilu křídla se proudnice nad křídlem i pod křídlem stáčejí stejným směrem. Proto v obou případech směrem vzhůru (tj. ve směru S-A-B) roste tlak. V bodě S je atmosférický tlak, což (na základě výše uvedeného) znamená, že v bodě A je přetlak vůči atmosférickému tlaku. Ve větší vzdálenosti od bodu B na přímce SB je ale také atmosférický tlak; má-li ale stále ve směru SB tlak růst, musí být v bodě B podtlak vůči atmosférickému tlaku. Rozdíl tlaků v bodech A a B je příčinou vzniku vztlakové síly $\vec{F}$ (viz obr. 204).

Jednodušeji lze vznik vztlakové síly $\vec{F}$ vysvětlit s využitím 3. Newtonova zákona: jestliže křídlo stáčí proudnice tekutiny směrem dolů, musí v tomto směru křídlo působit na částice tekutiny. Ve shodě se 3. Newtonovým zákonem ale působí i tekutina na křídlo silou, která je opačně orientovaná a která má stejnou velikost.



Obr. 204

Pro existenci aerodynamické vztlakové síly je tedy podstatné, aby uvažované těleso odklánělo proudnice tekutiny směrem dolů.

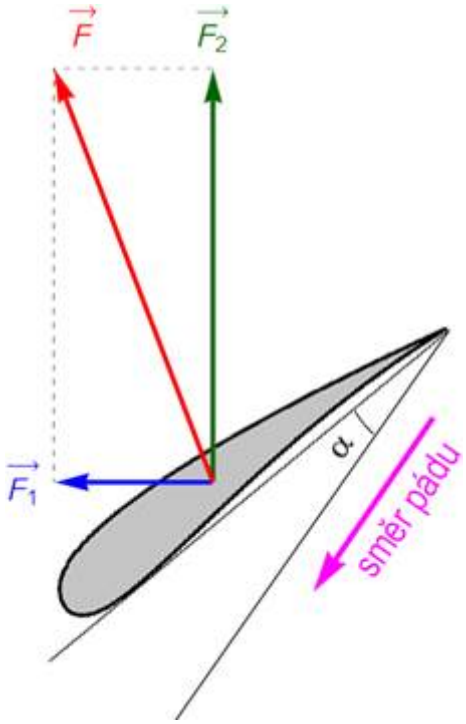
Jinými slovy: cokoliv, co „fouká“ tekutinu dolů pod sebe, má vztlak.

Při nenulovém úhlu náběhu α (viz obr. 204) křídla (ale i rovné desky) je jasné, že tekutina proudící pod křídlem je nucena se stočit směrem dolů. Nad křídlem by klidně proudnice mohly po dosažení nejvyššího bodu své trajektorie pokrčovat dále ve vodorovném směru. Experimenty i teorie ale ukazují, že proudnice sledují zakřivený povrch tělesa, kolem kterého obtékají. Proudící sloupec tekutiny vlivem její nenulové viskozity strhává molekuly okolní tekutiny. Proudí-li tekutina nad pevným tělesem, pak tímto strháváním molekul vytváří podtlak a proudící tekutina je proto nasávána k povrchu tělesa. Pokud je povrch tělesa vyklenutý, tak se proudící tekutina snaží povrch tělesa sledovat. A proto je proudící tekutina odklánění tak, jak bylo uvedeno. Právě popsaný jev se nazývá **Coandův jev**, který objevil rumunský vynálezce a průkopník aerodynamiky Henri Marie Coanda (1886 – 1972).

Aerodynamickou sílu $\overline{F}$ lze rozložit do dvou složek: $\overline{F_1}$ a $\overline{F_2}$ (viz obr. 204), kde $\overline{F_1}$ je **odporová aerodynamická síla** mířící opačným směrem, než je směr relativní rychlosti proudění (resp. letadla), kterou překonává tažná síla motoru, a $\overline{F_2}$ je **vztlaková aerodynamická síla**, která působí proti síle tíhové a udržuje letadlo ve vzduchu. Úhel α, který svírá tečná rovina spodní části křídla se směrem pohybu, se nazývá **úhel náběhu**. Pro velikost odporové aerodynamické síly platí: $F_1 = \frac{1}{2} c_1 S \rho v^2$, kde c_1 je součinitel odporu, jehož velikost závisí na tvaru křídla, úhlu náběhu, charakteristice obtékání křídla, ... Pro velikost vztlakové aerodynamické síly platí: $F_2 = \frac{1}{2} c_2 S \rho v^2$, kde c_2 je součinitel vztlaku. Křídla (a letadla vůbec) se konstruují tak, aby součinitel odporu byl co možná nejmenší a součinitel vztlaku co největší.

Tím je vysvětleno, jak se udrží letadlo ve vzduchu. Silová bilance zobrazená na obr. 204 popisuje let vodorovným směrem. Zbývá domyslet, jakým způsobem udrží letadlo určitou velikost rychlosti v dopředném směru. Aby se letadlo pohybovalo vpřed, je nutné, aby výsledná síla $\overline{F}$ směřovala svisle vzhůru nebo byla skloněna směrem dopředu. Této situace dosáhneme tak, že necháme letadlo padat mírně šikmo dolů (viz obr. 205). Letadlo se tímto způsobem musí pohybovat vůči tekutině. Ve stoupavých proudech vzduchu se tedy letadlo může v této situaci vůči zemi pohybovat vodorovným směrem nebo stoupat vzhůru.

V případě létajících živočichů tento dopředný pohyb realizuje mávání křídel.



Obr. 205

Newtonův vztah pro velikost odporové síly platí pouze pro středně velké rychlosti proudění. Pro rychlosti větší, než je velikost rychlosti šíření zvuku v daném prostředí, je velikost odporové síly úměrná třetí mocnině velikosti rychlosti. V tomto případě vytváří těleso v prostředí rázovou vlnu, která např. způsobuje při přeletu nadzvukových letadel silné zvukové třesky.

© Encyklopedie Fyziky (http://fyzika.jreichl.com); Jaroslav Reichl, Martin Všetička
Licence http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/ zakazuje úpravy a komerční distribuci.