



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

LÉTÁNÍ PŘI NÍZKÝCH RYCHLOSTECH

LOW SPEED OPERATIONS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

JAN GLINZ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. RÓBERT ŠOŠOVIČKA, Ph.D.

BRNO 2012

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2011/2012

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Jan Glinz

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Profesionální pilot (3708R030)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Létání při nízkých rychlostech

v anglickém jazyce:

Low Speed Operations

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Rozeberte specifika létání při nízkých rychlostech z hlediska bezpečnosti letu, způsobu pilotáže, apod. Proveďte rozbor z hlediska letových výkonů a vlastností.

Cíle bakalářské práce:

Cílem je vytvořit ucelenou práci týkající se problematiky létání při nízkých rychlostech jak z hlediska mechaniky letu, tak i z hlediska pilotáže.

Seznam odborné literatury:

- [1] Daněk, V., Fiřakovský, K.: Základy letu, Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., Brno 2006
- [2] Daněk, V.: Výkonnost, Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., Brno 2006
- [3] Daněk, V.: Mechanika letu I, Letové výkony

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Róbert Šošovička, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2011/12.

V Brně, dne 21.11.2011



prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan

ABSTRAKT

Bakalářská práce se zabývá nízkými rychlostmi letounu. Zaměřuje se především na pádovou rychlost, počítání její velikosti a vlivy, které ji určují. Jedna kapitola je věnována systémům varování před pádem a systémům zábrany pádů. Další témata v práci se zabývají důsledky minimální rychlosti na letoun a na pilotáž.

Klíčová slova: nízké rychlosti letu, pádová rychlost, odtržení proudů, signalizace pádové rychlosti, hluboké přetažení, střih větru.

ABSTRACT

This thesis explains the problems of low speed operations. It aims at stall speed, calculating the stall speed and factors affecting the stall speed. One chapter is about stall warning and safety devices. Another chapter deals with influence of the low speed operations at airplane and the way to piloting it.

Keywords: low speed operations, stall speed, flow separation, stall warning, deep stall, wind shear.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

GLINZ, J. *Létání při nízkých rychlostech*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 32 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Róbert Šošovička, Ph.D.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Létání při nízkých rychlostech vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

22. května 2012

.....
Jan Glinz

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji vedoucímu mé bakalářské práce panu Ing. Róbertu Šošovičkovi Ph.D. za odborný dohled, cenné rady a připomínky.

OBSAH

ÚVOD	10
1 LET NA MINIMÁLNÍ RYCHLOSTI A JEHO DŮSLEDKY	11
1.1 Proudění a jeho odtržení	11
1.2 Pád	13
1.3 Vývrtka	13
2 PÁDOVÁ RYCHLOST	14
2.1 Změny pádové rychlosti	14
2.1.1 Vliv hmotnosti	14
2.1.2 Vliv polohy těžiště	15
2.1.3 Vliv výšky a teploty	15
2.1.4 Vliv násobku zatížení	16
2.1.5 Prostředky pro snižování pádové rychlosti	17
2.2 Minimální rychlost letu	18
2.3 Rychlosti odvozené od pádové rychlosti	19
3 SIGNALIZACE PÁDOVÉ RYCHLOSTI	20
3.1 Signalizace klapkou	21
3.2 Signalizace podtlakem	21
3.3 Systém náporové sondy	22
3.4 Snímání úhlu náběhu	23
3.5 Systémy varování pádu	23
3.6 Systém zábrany pádu	23
4 VLIV NÍZKÝCH RYCHLOSTÍ NA PILOTÁŽ	24
4.1 Vliv zkroucení vrtulového proudu	24
4.2 Hluboké přetažení	25
4.3 Průlet stříhem větru	26
ZÁVĚR	27
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	28
SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ	30
SEZNAM PŘÍLOH	31

ÚVOD

Tato bakalářská práce popisuje problematiku létání při nízkých rychlostech. Rychlost je v letectví jedním z nejdůležitějších faktorů. S klesající rychlostí letu klesá i vztlak letadla. Létání při nízkých rychlostech je tedy z hlediska pilotáže nebezpečný režim letu. Pro pilota je proto důležité, aby o nízkých rychlostech měl co nejvíce informací a rozuměl, co se s letadlem děje a jak by měl v dané situaci reagovat. Cílem této práce bylo vytvořit souhrn problematiky zabývající se nízkými rychlostmi.

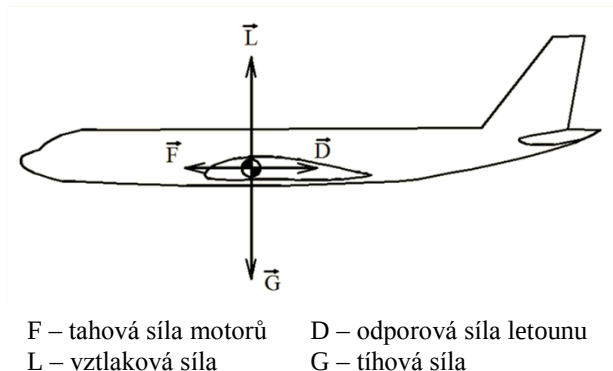
Na začátku práce bude stručně popsána úloha odtržení proudění při nízkých rychlostech letu. Bude popsáno co je pád a vývrtka a proč by se měl pilot takovým prvkům vyhýbat. Aby mohlo být pojednáno o signalizaci pádové rychlosti, bude nejprve stručně popsána pádová rychlost i s faktory, které ji ovlivňují. V poslední části budou popsány vlivy nízkých rychlostí na pilotáž, např. zkroucení vrtulového proudu, hluboké přetažení a průlet stříhem větru.

1 LET NA MINIMÁLNÍ RYCHLOSTI A JEHO DŮSLEDKY

Aby letadlo mohlo letět, potřebuje překonat svou vlastní tíhu. K tomu využívá vztlak, který vyvozují hlavně křídla. V horizontálním letu, kdy letoun neklesá ani nestoupá, je tíhová síla letadla (G) právě rovna vyvozenému vztlaku (L). Odporovou sílu letounu (D) zase vyrovnává tah motoru (F). Platí tedy rovnosti:

$$G = L \quad (1)$$

$$D = F \quad (2)$$



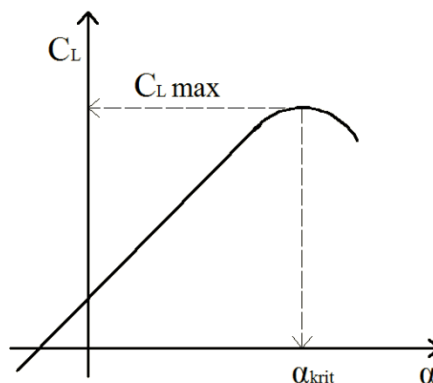
Obrázek č. 1 - Rozložení sil působících na letoun.

1.1 Proudění a jeho odtržení

Celý letoun je za letu obtékán proudem vzduchu. Na křídle je toto obtékání nejdůležitější, protože na něm vytváří nejvíce vztlaku. Vztlak je síla, která závisí na hustotě vzduchu, rychlosti letadla, vztažné ploše křídla (S), součiniteli vztlaku (C_L) a má vzorec:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (3)$$

Součinitel (koeficient) vztlaku je fyzikální veličina, závislá na profilu, tvaru křídla a úhlu náběhu (α). Úhel náběhu je takový úhel, pod kterým nabíhá proud vzduchu na tětívu profilu (spojnice náběžné a odtokové hrany). Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu popisuje vztlaková čára, viz obrázek č. 2.



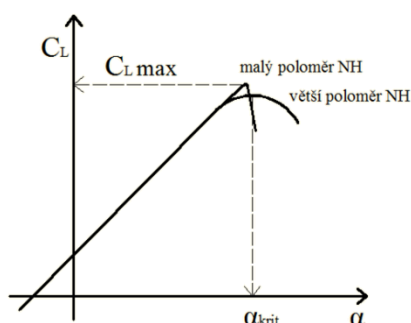
Obrázek č. 2 - Vztlaková čára.

V oblasti nízkých úhlů náběhu je vztlaková čára lineární. V oblasti vyšších úhlů, proudění přestává být přilehlé a začne se od křídla odtrhávat, viz obrázek č. 3. Na vztlakové čáře se to projeví snižováním jejího sklonu. Úhel náběhu nelze zvyšovat donekonečna, ale jen do tzv. kritického úhlu náběhu (α_{krit}). Odtržený proud již zasahuje téměř celou sací stranu a další zvyšování úhlu náběhu způsobuje pokles vztlaku.



Obrázek č. 3 – Vizualizace odtržení proudění na křídle.

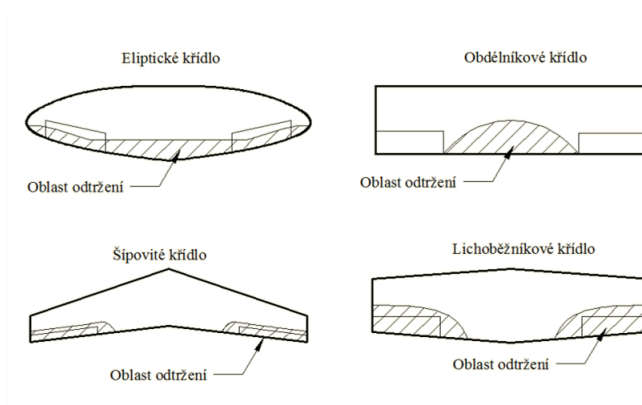
Odtržení se začíná šířit od odtokové hrany a se zvyšujícím se úhlem náběhu se posouvá dopředu po vrchní straně křídla a zmenšuje tak plochu, na které je křídlo normálně obtékáno. To způsobí ztrátu vztlaku a nárůst odporu. Šíření odtržení a vlastnosti křídla při vysokých úhlech náběhu závisí především na tvaru křídla, tvaru profilu a jeho aerodynamických charakteristik. Z hlediska chování křídla při nízkých rychlostech, je žádoucí plochý vrchol vztlakové čáry, který značně závisí na poloměru náběžné hrany, viz obrázek č. 4. V tomto případě nedojde ke ztrátě vztlaku tak náhle a pilot může včas reagovat.



Obrázek č. 4 – Vztlaková čára různých náběžných hran.

Přodorysný tvar křídla a jeho kroucení ovlivňuje polohu počátku odtržení po rozpětí. Odtržení proudění v oblasti křidélek má za následek jejich nižší účinek, a proto je snahou tvarovat křídla tak, aby k odtržení docházelo u jeho kořene. Vzniklý úplav zasáhne ocasní plochy, které svým třepáním upozorňují pilota na blížící se pád a stále je zachována příčná řiditelnost. Této podmínce vyhovuje nejlépe křídlo obdélníkové, druhým extrémem je křídlo eliptické, kdy k odtržení dochází najednou po celém rozpětí. U lichoběžníkového křídla záleží na velikosti zúžení, ale ve většině případů jsou oblasti odtržení zasaženy křidélka. Šípové a delta křídla mají polohu odtržení na jejich konci v oblasti křidélek.

Vlastnosti lze upravit použitím kroucení křídla a různých prostředků, jako jsou odtrhovací lišty, aerodynamické plůtky, vířiče atd.



Obrázek č. 5 – Půdorysný tvar křídel a jejich poloha počátku odtržení.

1.2 Pád

Pád lze definovat jako let na úhlu náběhu větším než kritický. Na křídlech dochází k odtržení proudění a letoun ztrácí vztlak a prosedává se. U většiny letadel ztráta vztlaku způsobí klopivý moment na hlavu, letoun přejde do klesání a sníží se mu úhel náběhu. Některé letouny mají při pádu nedostatečný klopivý moment na hlavu a při plném přitažení řízení výškového kormidla se letoun ustálí v pádu, dokud pilot pomocí řízení výškového kormidla nepřivede letoun na menší úhel náběhu. V praxi se pád zkouší ubráním výkonu motoru a udržováním horizontálního letu pomocí výškového kormidla, aby se pilot naučil rozeznat blížící se pád, aby viděl, kolik letové výšky při celém manévru ztratí a aby si vyzkoušel třesení řídicí páky vzniklé při pádu. K pádu nedochází nutně na malých rychlostech, vždy záleží na úhlu náběhu.

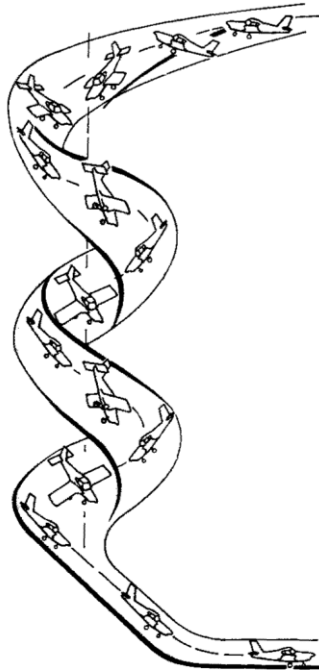
V případě menší nesymetrie odtržení dochází na jednom křídle k většímu poklesu vztlaku, a pád je nesymetrický, tzv. pád po křídle. V tomto případě je nutné zasáhnout a snížit úhel náběhu a zabránit dalšímu klonění pomocí směrového kormidla vyšlápnutím na stranu vrchního křídla, které ještě má dostatek vztlaku. Spodní křídlo se tím urychlí a vznikne na něm větší vztlak, který klonění vyrovná. Nesymetrii není dobré vyrovnávat křídélky, jejichž použití by prohloubilo odtržení na spodním křídle.

1.3 Vývrтка

Vývrтка je autorotační pohyb letadla po šroubovici o svislé ose a malém poloměru směrem k zemi, viz obrázek č. 6. K pádu do vývrtky dochází při nesymetrickém odtržení na křídlech, kdy větší odtržení je na vnitřním křídle (větší úhel náběhu a větší odpor) než na vnějším křídle. Tím vznikne trvalý moment způsobující stabilní režim otáčení - autorotace. Vývrтка je vždy spojená s velkým úbytkem výšky. Proto může být velmi nebezpečná v malé výšce nad zemí, kdy malá výška nemusí dostačovat na včasné vybrání vývrtky před dopadem na zem.

Vybírání vývrtky se může lišit podle typu letadla, ale většinou platí následující postup. Při vybírání neplánované vývrtky je nejprve nutné stáhnout plyn a nechat křídélka v neutrální poloze, jinak by jejich vyklopení mohlo dále prohlubovat odtržení na křídle. Vyšlápnout směrové kormidlo proti smyslu otáčení vývrtky a potlačit řízení výškového kormidla. Po zastavení rotace začít tahat řízením výškového kormidla a přejít ze střemhlavého letu do letu v horizontu.

Autorotace je vyvolávána nesymetrickým odtržením na křídle, ne vyšlápnutou směrovkou, jak si myslí většina pilotů.



Obrázek č. 6 - Průběh vívrtky.

2 PÁDOVÁ RYCHLOST

Pádovou rychlost lze definovat jako minimální rychlost v horizontálním letu, při které ještě letoun má dostatek vztlaku pro vyrovnání své tíhové síly. Ze vzorce pro vztlak (3) vyplývá, že pro let minimální rychlosti letoun musí letět na maximálním součiniteli vztlaku při kritickém úhlu náběhu. Při dalším zvýšení úhlu náběhu na křídle dochází k rozsáhlému odtržení proudů vzduchu a poklesu vztlaku. Letoun ztrácí rovnováhu vztlaku s tíhovou silou a začne klesat.

2.1 Změny pádové rychlosti

Velikost pádové rychlosti závisí na mnoha faktorech, jako je konfigurace letadla, poloha těžiště, výkon pohonných jednotek, plošné zatížení křídla, jeho znečištění, úhel šípů, násobek zatížení, úhel náklonu a rychlost zpomalování, kterou se letoun blíží k pádové rychlosti.

Vzorec pádové rychlosti je:

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S}} \quad (4)$$

2.1.1 Vliv hmotnosti

Vliv hmotnosti lze odvodit ze vzorce (4), podle kterého bude pádová rychlost růst se zvětšující se hmotností.

2.1.2 Vliv polohy těžiště

Posouváním těžiště dopředu od neutrálního bodu (bod, k němuž je jeho výsledný součinitel klopivého momentu stálý), vznikne klopivý moment na hlavu a bude potřeba vyvinout větší zápornou vztřakovou sílu na vodorovných ocasních plochách, o kterou bude snížen celkový vztřak letounu. Úbytek celkového vztřaku se projeví v potřebné rychlosti pro vyrovnání tíhy letounu a pádová rychlost se tedy zvýší.

2.1.3 Vliv výšky a teploty

Další velký vliv na pádovou rychlost má výška a teplota. S rostoucí výškou i s rostoucí teplotou klesá hustota vzduchu, která má podle mezinárodní standardní atmosféry (MSA) při hladině moře hodnotu $1,225 \text{ kg/m}^3$. Vzorec pro výpočet hustoty vzduchu ve výškách menších než 11 km pro MSA je:

$$\rho = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} \quad (5)$$

ρ – hustota vzduchu, H – výška letu

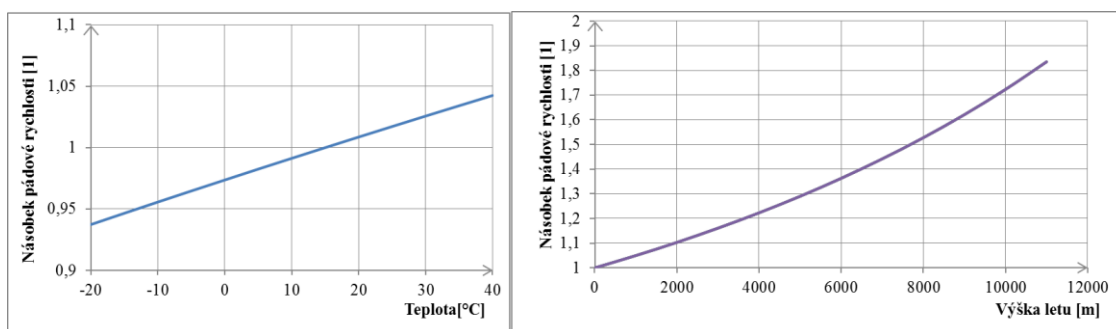
Pomocí spočítaných hodnot hustoty vzduchu v jednotlivých výškách a vzorce (4) lze vytvořit graf závislosti pádové rychlosti na výšce letu, viz obrázek č. 7. Ve výšce 11 km je pádová rychlost skoro dvojnásobná.

Vzorec pro výpočet změny hustoty vzduchu s měnící se teplotou lze odvodit ze stavové rovnice ideálního plynu a má tvar:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \quad (6)$$

ρ – hustota vzduchu, p – tlak, R – plynová konstanta, T – teplota

Po dosazení spočítaných hodnot do vzorce (4) lze určit násobek pádové rychlosti ve výšce na úrovni moře v závislosti na teplotě (viz obrázek 7). V tomto případě výchyly nejsou tak velké. I přesto je důležité nezapomenout na vliv teploty, zvláště pak na výše položených letištích.



Obrázek č. 7 - Závislost násobku pádové rychlosti na teplotě a výšce letu.

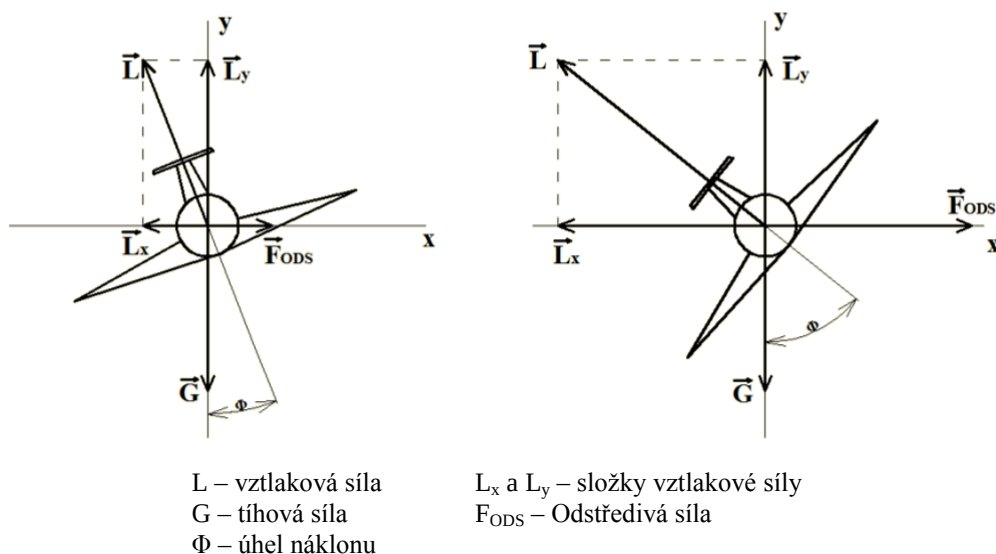
2.1.4 Vliv násobku zatížení

Významným faktorem ovlivňujícím pádovou rychlost je násobek zatížení, který vzniká při manévrech kolem příčné osy. Násobek lze definovat, jako poměr vztlaku k tíhové síle letounu. Vzorec má tvar

$$n = \frac{L}{G} \quad (7)$$

V horizontálním letu je násobek zatížení $n=1$.

Jiným případem vzniku násobku je zatáčka. Při letu ve správně ustálené horizontální zatáčce vzniká horizontální odstředivá síla, kterou je třeba vyrovnávat. Jak lze vidět na obrázku č. 8, pro udržení letounu ve správné zatáčce, se musí zvyšovat x-ová složka vztlaku a tudíž i celkový vztlak L .



Obrázek č. 8 - Porovnání rovnováhy sil ve vodorovné správně ustálené zatáčce při jiných úhlech náklonu.

Vztlak lze zvýšit součinitelem vztlaku, tedy úhlem náběhu a navýšením rychlosti. Vyšší součinitel vztlaku podle vzorce (8) způsobí vyšší násobek zatížení.

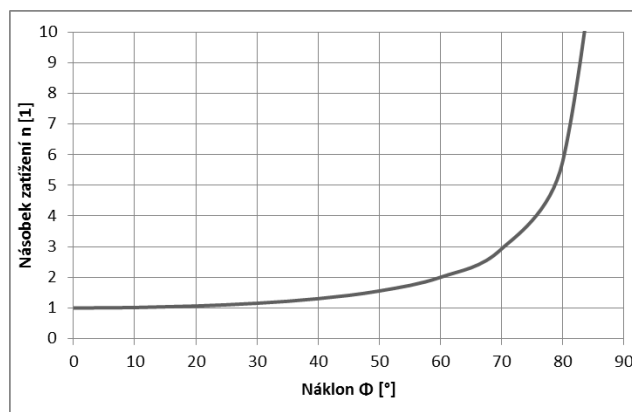
$$n = \frac{C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}{m \cdot g} \quad (8)$$

Násobek zatížení v zatáčce roste se zvyšujícím se úhlem náklonu.

$$L \cdot \cos \phi = G \quad (9)$$

$$n = \frac{1}{\cos \phi} \quad (10)$$

Při letu minimální rychlosti v zatáčce platí, že čím vyšší úhel náklonu, tím víc se musí zvyšovat součinitel vztlaku a s ním násobek zatížení. Je třeba mít na paměti, že součinitel vztlaku se nemůže navyšovat do nekonečna, ale jenom do kritického úhlu náběhu. Vztah mezi násobkem zatížení a úhlem náklonu lze vidět na následujícím obrázku č. 9.

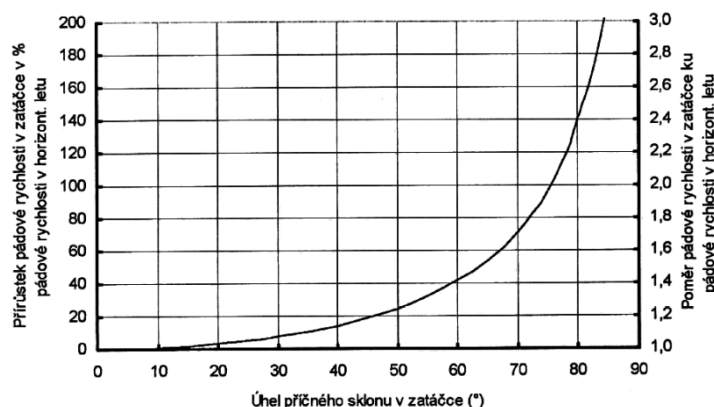


Obrázek č. 9 - Závislost násobku zatížení na úhlu náklonu letounu.

Zvyšování násobku zatížení má za následek zvyšování pádové rychlosti, jak lze zjistit po základních úpravách vzorce (8):

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot n}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S}} \quad (11)$$

Při zvýšení násobku například na $n=4$ pádová rychlost oproti horizontálnímu letu naroste na dvojnásobek. Závislost mezi úhlem náklonu a pádovou rychlostí ukazuje obrázek č. 10.



Obrázek č. 10 - Závislost pádové rychlosti na úhlu náklonu letounu.

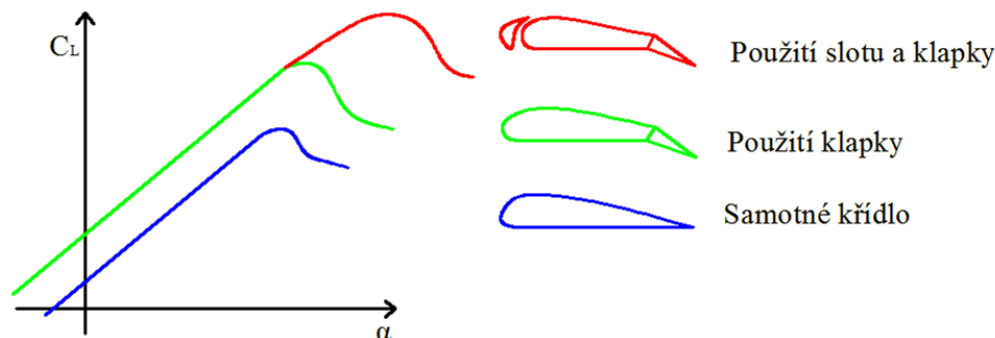
2.1.5 Prostředky pro snižování pádové rychlosti

Pádová rychlost je důležitá při vzletu a přistání, kdy její snížení dovolí letounu využít kratší vzletovou a přistávací plochu a zmenší tak zatížení celé konstrukce. K jejímu snížení se využívají různé vztahové mechanizace, jako jsou vztahové klapky, sloty a sklopné náběžné hrany.

Použitím vztahové klapky se zvýší zakřivení střední křivky profilu, což způsobí zvýšení maximálního součinitele vztahu (viz obrázek č. 11).

Sloty fungují na principu malé štěrbin na náběžné hraně, kterou proudí vzduch na vrchní stranu křídla. Ten urychluje proudění na vrchní straně a oddaluje odtržení proudění na vyšší úhel náběhu – zvyšuje kritický úhel náběhu a součinitel vztahu.

Sklopná náběžná hrana rovněž zvýší zakřivení střední křivky profilu a sníží místní úhel náběhu.



Obrázek č. 11 – Závislost úhlu náběhu na součiniteli vzlaku s použitím různých vzlakových mechanizací.

2.2 Minimální rychlost letu

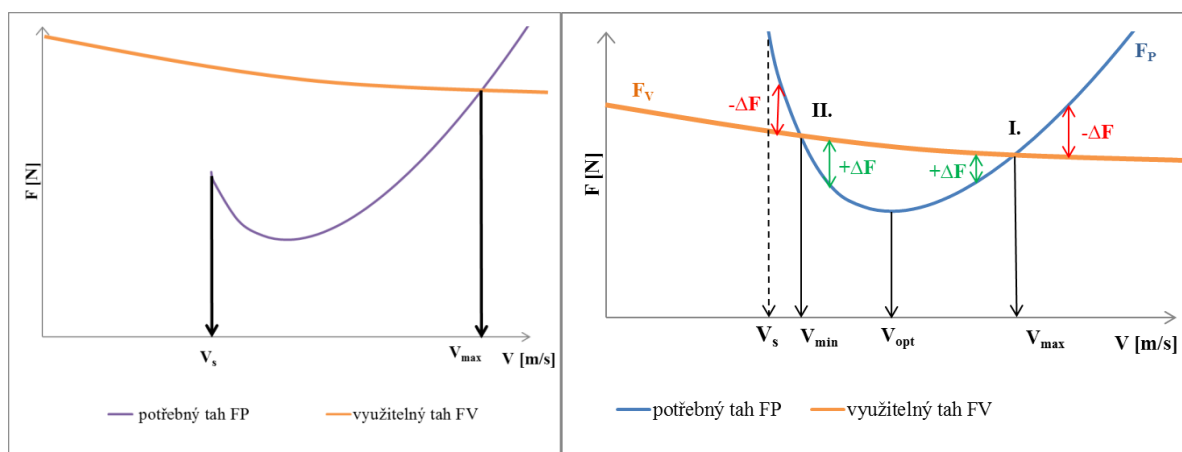
Minimální rychlost může být daná i z hlediska využitelného (F_v) a potřebného (F_p) tahu. Potřebný tah vychází z odporové síly letounu a využitelný vychází z tahu vzniklého od pohonné jednotky. Typický průběh obou tahů v závislosti na rychlosti letu lze vidět na obrázku č. 12. Obě křivky se s rostoucí výškou mění, zvláště pak využitelný tah motoru velmi klesá. Pro ustálený horizontální let je nutné tahem motoru vyrovnat odpor letadla a musí tedy platit:

$$F_v = F_p \quad (12)$$

Ve větších výškách při maximální výkonu pohonné jednotky, ale i v menší výšce s menším výkonem, se obě křivky protnou ve dvou různých rychlostech. Během horizontálního letu rychlosti $V_{\max}$, když dojde ke zvýšení rychlosti z důvodu poryvu větru, nebo krátkodobým klesáním, letoun, bez zásahu pilota do ovládání pohonné jednotky, nebude mít dostatek potřebného tahu k vyrovnání vyššího odporu a zpomalí se zpátky na původní rychlost. Při zpomalení pod $V_{\max}$, bude letoun urychlován zpátky na tuto rychlost, z důvodu poklesu odporu letounu a vzniklém přebytku tahu. Rychlosti $V_{\max}$ se proto říká I. režim letu stabilním podle rychlosti.

Během horizontálního letu rychlosti $V_{\min}$, když dojde ke zvýšení rychlosti, odpor letounu klesne a přebytek tahu začne letadlo urychlovat až na rychlost $V_{\max}$. Pokud pilot chce letoun udržet na dané minimální rychlosti, musí snížit výkon pohonné jednotky. Při snížení rychlosti pod $V_{\min}$, začne prudce růst odpor letounu, který se bude dále zpomalovat až po pádovou rychlost. Pro zachování minimální rychlosti musí pilot převést letoun do klesání, případně zvýšit výkon pohonné jednotky. Rychlost $V_{\min}$ je tzv. oblast II. režimu letu nestabilním podle rychlosti.

Z obrázku č. 12 lze ještě určit optimální rychlost letu V_{opt} , kdy má letoun nejmenší odpor. Optimální rychlosti představuje přechod mezi I. a II. režimem letu.



Levý obrázek – Závislost tahu na rychlosti v malé výšce

Pravý obrázek – závislost tahu na rychlosti ve velké výšce / se sníženým výkonem pohonné jednotky s vyznačeným I. a II. režimem letu

Obrázek č. 12 - Závislost potřebného (F_p) a využitelného (F_v) tahu na rychlosti letu v různých výškách.

2.3 Rychlosti odvozené od pádové rychlosti

Pádová rychlost je důležitá rychlost z hlediska bezpečnosti letu a určuje se vždy pro různé konfigurace letounu. Tyto rychlosti se zpravidla určují měřením při horizontálním letu v dané konfiguraci rovnoměrným snižováním rychlosti pomocí výškového kormidla, kdy rychlost snižování je 1kt/s. Tyto rychlosti jsou:

- V_S – pádová rychlost letounu
- V_{SR} – referenční pádová rychlost, používá se u letounů výkonnostní kategorie A (viz dále).
- V_{S0} – pádová rychlost v přistávací konfiguraci
- V_{S1} – pádová rychlost ve vzletové konfiguraci

Z těchto pádových rychlostí vychází další rychlosti v různých fázích letu a jsou stanoveny vždy tak, aby byl zajištěn bezpečný odstup od pádové rychlosti v dané konfiguraci letadla a taky tak, aby se tyto rychlosti posunuly dále od režimu letu nestabilního podle rychlosti do stabilnější oblasti.

- V_{MCA} – minimální rychlost řiditelnosti (Minimum Control Airborne) je stanovena jako $V_{MCA} \geq 1,2V_{S1}$.
- V_R – rychlost rotace je rychlost nadzvednutí předového kola. Musí platit $V_R \geq 1,1V_{S1}$.
- V_2 – bezpečná rychlost vzletu. Musí platit: $V_2 \geq 1,2V_{S1}$.
- V_{REF} – přibližovací rychlost pro přistání která je rovna nebo větší $1,3V_{S0}$.

Uvedené rychlosti platí pro letouny výkonnostní třídy B (Letouny pro 9 cestujících a méně, s maximální vzletovou hmotností 5700kg a s vrtulovým pístovým nebo turbovrtulovým motorem. Do této kategorie spadá i speciální třída Commuter. Pro úplnost viz přílohu č. 1). Pro výkonnostní třídu A (Proudové a turbovrtulové letouny s maximální vzletovou hmotností přes 5700kg a počtem cestujících přes 9 osob) platí následující rychlosti odvozené od pádové:

- V_{2min} – pro letounu 2-3 motorové turbovrtulové a proudové, u kterých není možná rezerva pádové rychlosti po vysazení kritického motoru.
Platí: $V_{2min} \geq 1,13V_{SR}$.

- pro letounu více než 3 motorové turbovrtulové a proudové, u kterých je možná rezerva pádové rychlosti po vysazení kritického motoru.

Platí: $V_{2min} \geq 1,08V_{SR}$.

- V_{REF} – přibližovací rychlost pro přistání. Musí být $V_{REF} \geq 1,23V_{SR}$.
- V_{MCA} – minimální rychlost říditelnosti (Minimum Control Airborne), je minimální rychlost, při které je letoun ještě schopen eliminovat klonivé a zatáčivé momenty při vysazení kritické pohonné jednotky. Rychlost musí splňovat podmínku: $V_{MCA} \leq 1,2V_{S1}$.

3 SIGNALIZACE PÁDOVÉ RYCHLOSTI

Signalizace pádové rychlosti je u většiny letounů samozřejmostí. Varuje pilota před blížícím se pádem a dává mu delší čas na reakci a na správný zásah do řízení. Systém se uvádí v činnost vždy v dostatečné rezervě před samotným pádem. Dle předpisu CS 23.207 varování před pádem musí začít při rychlosti převyšující pádovou rychlost ne méně než 5 uzlů a trvat po dobu než k pádu dojde.

Zařízení indikujících pádovou rychlost je celá řada a u větších letadel se různé kombinují. U menších letadel tyto systémy fungují na stejném principu, kdy varují před blížícím se kritickým úhlem náběhu, pomocí přítomnosti tzv. stagnačního bodu. Na obrázku č. 13 lze vidět že, proud nabíhajícího vzduchu se na náběžné hraně dělí a část proudí přes vrchní stranu křídla a část proudí přes spodní stranu křídla. V místě tohoto dělení se nachází stagnační bod, ve kterém je rychlost proudění nulová a tlak v tomto bodě je tlak celkový, tedy nejvyšší možný. Stagnační bod je pohyblivý bod a se zvětšujícím se úhlem náběhu se posouvá dolů po náběžné hraně, viz obrázek č. 13. Spojité čáry na tomto obrázku jsou tzv. proudnice. Ty vykreslují dráhu velmi malé myšlené částice unášené prouděním vzduchu kolem křídla. Nultá proudnice (bílá proudnice) proudí do stagnačního bodu.

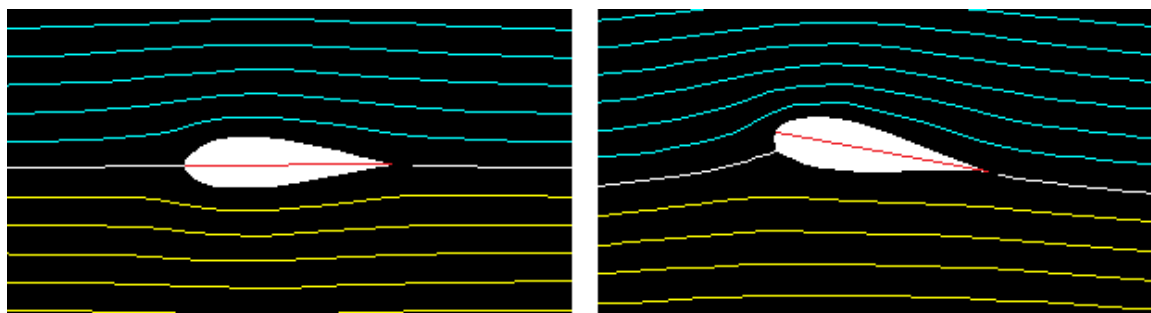
$$p_{stag} = p_c = p + \frac{\rho \cdot V_{\infty}^2}{2} \quad (13)$$

p_{stag} je tlak ve stagnačním bodě,

p_c je celkový tlak,

p je statický tlak,

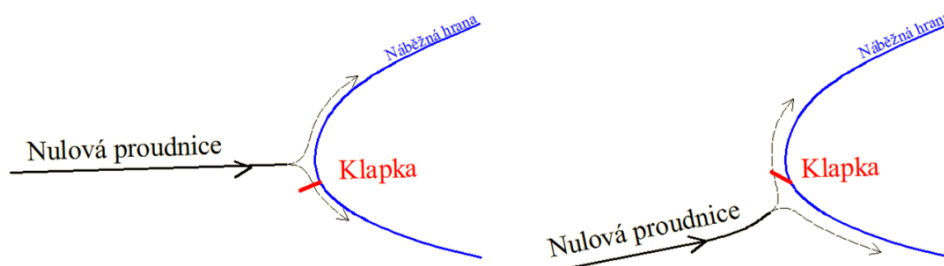
$\frac{\rho \cdot V_{\infty}^2}{2}$ je dynamický tlak nerušeného proudu vzduchu v dostatečné vzdálenosti od křídla.



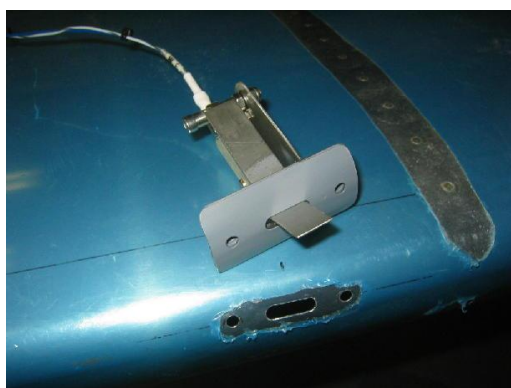
Obrázek č. 13 – Proudění kolem křídla a posun stagnačního bodu při zvyšování úhlu náběhu.

3.1 Signalizace klapkou

Jeden ze systému signalizace pádové rychlosti je znázorněn na obrázku č. 15. Pokud proud nabíhá na křídlo pod malým úhlem náběhu, je stagnační bod nad klapkou a dělí se proud tlačí plíšek směrem dolů. Když se ale úhel náběhu zvýší natolik, že se stagnační bod dostane pod klapku, tak ji proud vzduchu překlápí nahoru, sepne elektronický obvod napojený na klakson, a ten začne vydávat hlasitý výstražný zvuk blížícího se pádu, viz obrázek č. 14. Po převedení letounu na menší úhel náběhu proud vzduchu zase klapku vrátí do dolní polohy, která rozpojí obvod a klakson utichne. Systém je možné otestovat na zemi zvednutím klapky do vrchní polohy, musí být ale zapnutá baterie. Tento systém je velmi rozšířený. Akrobatičtí piloti si celý systém z letadla vymontovávají, aby nebyli neustále rušeni nepříjemným zvukem.



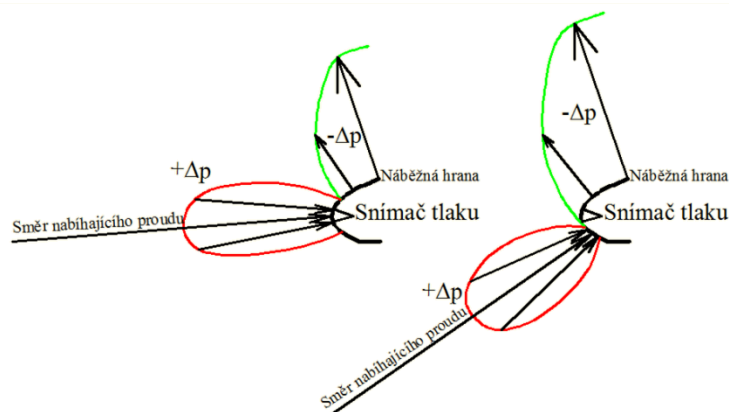
Obrázek č. 14 – Princip fungování signalizace pádové rychlosti - systém klapky.



Obrázek č. 15 – Ukázka zařízení signalizace pádové rychlosti – systém klapky.

3.2 Signalizace podtlakem

Další systém, tentokrát využívající změny tlaku v okolí stagnačního bodu, je založen na principu píšťaly. Na náběžné hraně letadla je malý otvor snímající tlak. Tlak z otvoru je skrz křídlo přiveden k pilotní kabině, kde je zakončen píšťalou (dnes známou jako vuvuzela). Při zvyšování úhlu náběhu se stagnační bod posouvá i s celou oblastí přetlaku (viz obrázek č. 16, červená oblast $+\Delta p$). Při úhlu náběhu blízko pádu, kdy se snímač tlaku dostane do oblasti podtlaku (zelená oblast, $-\Delta p$), začne sát vzduch až z kabiny, s kterou je spojen. Jelikož je píšťala správně orientovaná, sání rozezná píšťalu svým typickým hlasitým zvukem a varuje pilota před blížícím se pádem. Systém je možné vyzkoušet na zemi sáním z otvoru na náběžné hraně. Výhodou této signalizace je její nezávislost na elektrickém proudu. Tento způsob varování je typický pro letadla značky Cessna.



Obrázek č. 16 – Změna tlaku v závislosti na úhlu náběhu a jeho vliv na snímač tlaku.



Obrázek č. 17 – Otvor na náběžné hraně snímající tlak.



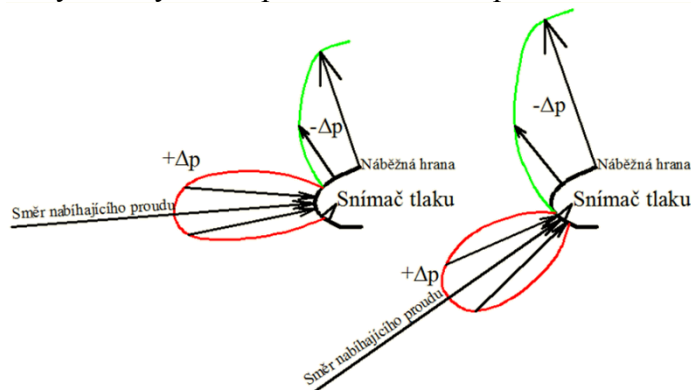
Obrázek č. 18 – Píšťala celého systému z letounu Cessna.

3.3 Systém náporové sondy

Další systém využívá polohu stagnačního bodu a jeho maximálního tlaku. Základem celého systému je rychloměr umístěný v zorném poli pilota. Rychloměr má zabudované tři systémy. Jeden je klasické snímání rychlosti z celkového tlaku, druhý se skládá z obdobné tlakové krabice, kam je přiváděn tlak ze snímače tlaku z náběžné hrany křídla a třetí je systém kontaktů s elektronickým zvonkem.

Princip činnosti přístroje je založen na rozdílu celkového tlaku dopředné rychlosti letounu a tlaku na náběžné hraně křídla. Celkový tlak dopředné rychlosti se snímá pitotovou trubicí a tlak z náběžné hrany křídla se snímá snímačem náporového tlaku. Při normálním horizontálním letu na malém úhlu náběhu je celkový tlak dopředné rychlosti větší než tlak na profilu křídla a kontakty pro spínač signalizace pádové rychlosti jsou rozpojeny. Při přechodu letadla na větší úhel náběhu se dopředná rychlost snižuje a současně stoupá tlak na profilu křídla - kontakty pro spínač signalizace pádové rychlosti se přibližují. Při dalším zvýšení úhlu náběhu se dosáhne daného poměru tlaků a nastane sepnutí kontaktů, viz obrázek č. 20. Tím se spojí elektrický obvod a do činnosti se uvede zvonek jako signalizace pádové rychlosti. Signalizace je zajištěna i ve velkých úhlech náklonu, kdy je pádová rychlost větší a letoun letí na vyšší rychlosti. Ta způsobí větší celkový tlak i větší tlak na profilu křídla, ale poměr tlaků pro signalizaci pádu zůstává stejný. Systém je doplněn o zařízení pro přerušení obvodu, bez kterého by zvonek zvonil i při nízkých rychlostech při vzletu a přistání. Zařízení je spojeno s hlavním podvozkem, kdy po zatížení podvozku při přistání se celý obvod rozpojí a po odlehčení podvozku při vzletu se zase zapojí. Z tohoto důvodu se systém nedá otestovat na zemi, lze ale vyzkoušet správnou činnost elektrického obvodu a zapojení zvonku pomocí

příslušného tlačítka v pilotní kabině. Tento systém signalizace pádové rychlosti je typický pro letouny značky Zlín a používá se u nich přes 50 let.



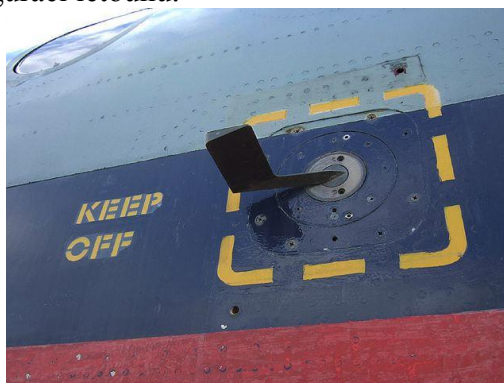
Obrázek č. 20 - Změna tlaku v závislosti na úhlu náběhu a jeho vliv na snímač tlaku.



Obrázek č. 19 – Náporový snímač tlaku u letounu Z-142.

3.4 Snímání úhlu náběhu

U větších a dopravních letadel se používá vhodně umístěná korouhvička na trupu letadla, která snímá úhel náběhu. Systémy letounu už potom samy vyhodnotí pádovou rychlost podle úhlu náběhu, zadané hmotnosti letounu, hustoty vzduchu, násobku zatížení, úhlu náklonu a dané konfiguraci letounu.



Obrázek č. 21 – Korouhvička snímající úhel náběhu u letounu BAC 1-11.

3.5 Systémy varování pádu

U dopravních letadel a především u letadel se systémem řízení Fly-By-Wire se při vysokém úhlu náběhu, kdy už hrozí pád letadla, rozezní zvuková výstraha a pro případ nepozornosti pilotů, se uvede v činnost tzv. **Stick shaker**. Je to mechanické zařízení, které hlasitě a silně rozvibruje řídicí páku a varuje tak pilota o blížícím se pádu. Vibrace páky má simulovat takové třesení, které bývá běžné při odtrhávání proudů u jiných letadel. Stick shaker se skládá z elektrického motoru, který je připojen k nevyváženému setrvačníku, který při rotaci kmitá.

3.6 Systém zábrany pádu

Některá letadla se špatným průběhem pádu a letadla, která lehce přechází do hlubokého přetažení, nemůžou být uschopněna pro provoz. Proto musí být doplněna nějakým vhodným systémem zábrany pádu, jako je třeba **Stick pusher**, neboli automatické potlačení

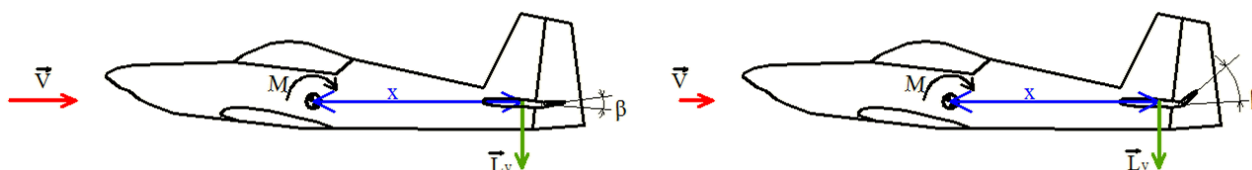
před pádem. Tento systém neustále monitoruje důležité parametry, jako úhel náběhu, rychlost letadla, násobek zatížení, pozice klappek a slotů a celkovou konfiguraci letadla. Pokud se letadlo blíží ke kritickému úhlu náběhu, hydraulický nebo elektromechanický systém začne tlačit na řízení výškového kormidla, a bude tak letoun nutit ke snížení úhlu náběhu. V případě nesprávného fungování systému se musí dát vypnout anebo překonat silou pilota, případně silou obou pilotů.

4 VLIV NÍZKÝCH RYCHLOSTÍ NA PILOTÁŽ

Velký vliv nízké rychlosti je na kormidla letounu a na jejich řízení. Například výškové kormidlo svým vychýlením vytvoří aerodynamickou sílu (L_v), působící na rameni (x) k těžišti letadla, kterým prochází příčná osa. Tím vzniká moment (M) otáčející letounem kolem této osy. S klesající rychlostí aerodynamická síla (vzorec 3). To bude mít podle vzorce (14) za následek snížení momentu.

$$M = L_v \cdot x \quad (14)$$

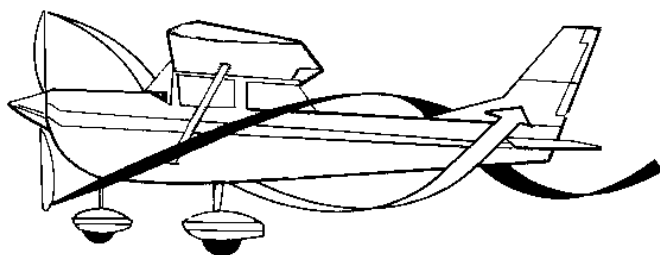
Pro vyvození stejného momentu na nižší rychlosti jako na vyšší bude potřeba větší výchylky výškového kormidla, viz obrázek 22. Stejný princip platí i pro křídélka a směrové kormidlo.



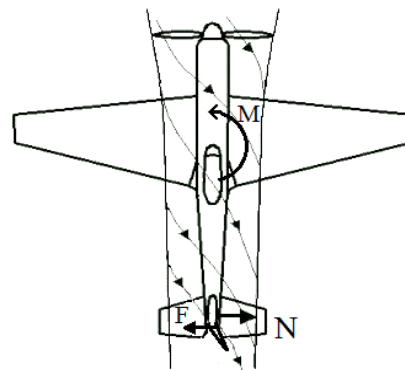
Obrázek č. 22 – Vychýlení výškového kormidla na nižší a vyšší rychlosti letu.

4.1 Vliv zkroucení vrtulového proudu

Vrtule má na letadlo velký vliv, zvláště při nižších rychlostí a při vzletu. Od vrtule proudí kolem letounu zkroucený vzduch, který spirálovitě obíhá trup, až se dostane k ocasní části. Při pravotočivém směru vrtule (pohled od pilota) proud vzduchu bude na svislou ocasní plochu nabíhat pod jistým úhlem. Tím na ní vznikne dodatečná boční síla N , která způsobí zatáčení letounu doleva, viz obrázky č. 23 a č. 24. Vzniklý zatáčivý moment roste s otáčkami vrtule a tedy s výkonem motoru, ale klesá s rychlostí letadla. Tento vliv se musí eliminovat vyšlápnutím řízení směrového kormidla, které bude působit silou F na opačnou stranu (obrázek č. 24). Bez použití směrového řízení při startu by letoun mohl vyjet ze vzletové dráhy a při letu by mu hrozilo asymetrické odtržení proudů s následným pádem do vývrtky. Velké problémy mohou mít při startu lehké a malé letouny s velkým výkonem motoru, kdy by ani plné vyšlápnutí směrového kormidla nemuselo stačit na udržení rovného směru. Z toho důvodu se u některých letounů používá vyosení osy vrtule.



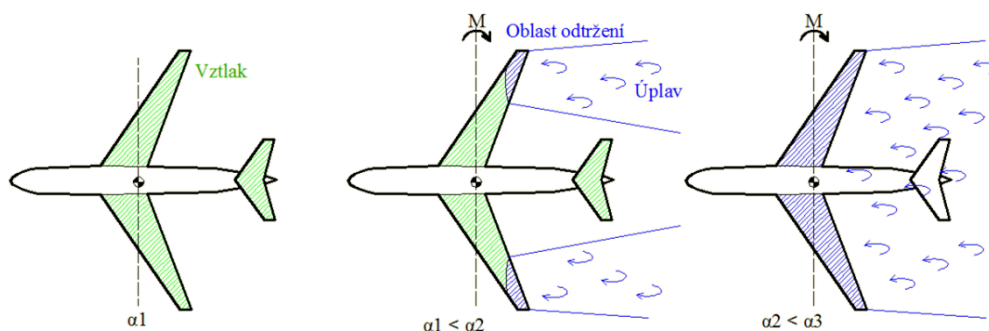
Obrázek č. 23 – Vliv zkrouceného vrtulového proudu na letoun.



Obrázek č. 24 – Síly vznikající od zkrouceného vrtulového proudu.

4.2 Hluboké přetažení

Hluboké přetažení je takový stav odtržení proudů od křídla, kdy výškové kormidlo letounu přestává být účinné, protože se nachází v úplavu od odtržení. Vyskytuje se při vysokých úhlech náběhu a při jakékoliv rychlosti. Tento problém se ale týká hlavně letounu s ocasními plochami do T a šípovými křídly. Šíp křídla má za následek odtržení proudění na jeho konci. Na obrázku č. 25, lze vidět průběh hlubokého přetažení právě u takového letounu. Po překročení kritického úhlu náběhu a odtržení proudů na konci křídla se letadlo začne klopit na ocas. Je to způsobeno ztrátou vztlaču na konci křídla, které je za těžištěm letadla. Vzniklý klopivý moment bez zásahu pilota klopí letoun dále na ocas a odtržení proudů postupuje ke kořenu křídla. To má za následek zvětšující se úhel náběhu a rozšiřující se úplav, který začne zasahovat i výškové kormidlo a to přestane být účinné. V tomto stavu dochází po celém křídle k rozsáhlému odtrhávání proudů a ke ztrátě vztlaču, křídélka už nejsou rovněž účinná a letoun se takto neovladatelně řítí k zemi. Jakýkoliv zásah do řízení je již neúčinný.



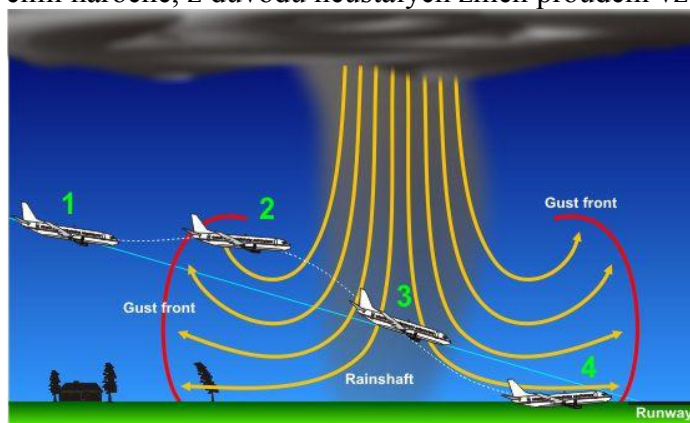
Obrázek č. 25 – Průběh hlubokého přetažení.

Takový stav je pro letadlo nepřijatelný a nesmí být provozováno, a proto je u takových letounů nutnost použití systému zábrany pádu a automatického potlačení.

4.3 Průlet stříhem větru

Stříh větru se projevuje jako změna rychlosti a směru větru na relativně malém úseku v atmosféře. Dělí se na stříh vertikální a horizontální.

Při průletu stříhem větru mohou na letoun působit velmi silné sestupné proudy a může se prudce měnit rychlost. Kdyby pilot chtěl získat dostatečnou rychlost snížením úhlu náběhu, letoun by ztratil mnoho výšky a takovýto úbytek není možný během vzletu a přistání. Pro zachování co největší výšky musí pilot uvést letoun na maximální součinitel vztlaku a pohonnou jednotku nastavit na maximální výkon. Udržení letounu na kritickém úhlu náběhu je v tomto případě velmi náročné, z důvodu neustálých změn proudění vzduchu.



Obrázek č. 26 – Stříh větru a jeho vliv na letoun.

V tom směru jsou pilotům velmi nápomocné systémy moderních letadel. Například Airbus A320 se systémem elektronické kontroly letu (EFCS - Electronic Flight Control System) neustále kontroluje a udržuje parametry letu v letové obálce a rovněž udržuje podélný a příčný sklon v daných mezích. V případě extrémních meteorologických podmínek, ale i špatným zásahem pilota, zůstanou polohy letadla v daném rozmezí a vyrovnaní letadla se zahájí automaticky. V případě letu ve stříhu větru, tak pilotům stačí přitáhnout řízení na doraz a systém už sám udrží letoun v letu s maximálním součinitelem vztlaku a nastaví pohonné jednotky na maximální výkon. Piloti pak mohou řešit nouzové situace s větším přehledem a jistotou.

ZÁVĚR

Pochopení minimální a pádové rychlosti je pro pilota životně důležité, zvláště pak dodržování pravidel bezpečného létání a odstupu od pádové rychlosti. Pilot by si měl uvědomit, že riziko pádu se nevyskytuje pouze při nízkých rychlostech, ale vždy záleží na úhlu náběhu letadla.

Práce popisuje fungování běžných systému signalizace pádové rychlosti, které chybí v dostupných učebnicích i v testových otázkách pro průkaz PPL na ÚCL.

Na mnoho internetových diskusí, ať už českých, nebo zahraničních, se vyskytují špatné interpretace ohledně principů letu, nebo i fungováním jednotlivých leteckých přístrojů. Tato práce je tedy určena nejen pilotům, k zopakování problematiky nízkých rychlostí a pádové rychlosti, ale i odborné veřejnosti.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

Publikace

- [1] DANĚK, Vladimír a Karol FILAKOVSKÝ. *Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006, 314 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4449-4.
- [2] DANĚK, Vladimír. *Výkonnost (032)*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006, 144 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4446-X.
- [3] KELLER, Ladislav. *Učebnice pilota 2008: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost*. 1. vyd. Cheb: Svět křídel, 2008, 708 s. ISBN 978-80-86808-46-8.
- [4] KDĚR, František, a kol. *Učebnice sportovního letce*. 2. vyd. Praha: Naše vojsko, 1980, 440 s.
- [5] KHURANA, K.C. *Aviation management: global perspectives*. New Delhi: Global India Publications, 2009. ISBN 93-802-2839-2.
- [6] STOWELL, Rich. *The light airplane pilot's guide to stall/spin awareness: featuring the PARE spin recovery checklist*. 1st ed. Ventura, Calif.: Rich Stowell Consulting, 2007, xxi, 497 p. ISBN 978-1879425439.

Elektronické zdroje

- [7] Stall speed. In: MUSTAFA, Cavcar. *Anadolu University* [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/common/Stall.pdf>
- [8] TONDE. Druhý režim letu. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://flying.medek.info/index.php/Druh%C3%BD_re%C5%BEim_letu
- [9] ŠTUKSA, Daniel. Systém řízení A320. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.planes.cz/cs/clanky/166/>
- [10] Stall Warning System. In: Bondline [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://www.bondline.org/wiki/Stall_Warning_System
- [11] CRAIG, Gale M. Aerodynamics of Airplane Wings. In: OoCities.org [online]. 2000 [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.oocities.org/galemcraig/>
- [12] POKORNÝ, Pavel. Rychloměr - typ LUN 1107 [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.mikrotechna.cz/>

Zdroje obrázků

- [13] <http://www.oocities.org/galemcraig/>
- [14] <http://www.flickr.com/photos/peteredin/1000699473/>
- [15] <http://www.srh.noaa.gov/jetstream/tstorms/wind.htm>
- [16] <http://learntoflylv.com/aerodynamicspage3.htm>
- [17] <http://www.rcmodely.com/>
- [18] <http://skywagoncity.com/index.php/stall-warning-sys/2012/04/horn-stall-warning/>
- [19] <http://www.youtube.com/watch?v=WFcW5-1NP60>
- [20] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/foil3.html>
- [21] http://www.vx-aviation.com/rv-9a/photos/Wings/Wing_photos_2.htm
- [22] <http://www.zenithair.com/stolch801/design/design.html>
- [23] http://www.easa.europa.eu/agency-measures/docs/agency-decisions/2003/2003-014-RM/decision_ED_2003_14_RM.pdf

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Symbol	jednotka	Význam
C_L	[1]	Součinitel vztlaku
C_{Lmax}	[1]	Maximální součinitel vztlaku
D	[N]	Aerodynamický odpor letounu
F	[N]	Tah pohonné jednotky letounu
F_{ODS}	[N]	Odstředivá síla
F_P	[N]	Potřebný tah
F_V	[N]	Využitelný tah
G	[N]	Tíha letounu
g	$[ms^{-2}]$	Tíhové zrychlení
L	[N]	Vztlaková síla letounu
n	[1]	Násobek zatížení
S	[m]	Vztažná plocha křídla
v	$[ms^{-1}]$	Rychlost letounu
V_{max}	$[ms^{-1}]$	Maximální rychlost letounu
V_{min}	$[ms^{-1}]$	Minimální rychlost letounu
V_s	$[ms^{-1}]$	Pádová rychlost
α	$[^\circ]$	Úhel náběhu
$\alpha_{krit.}$	$[^\circ]$	Kritický úhel náběhu
ρ	$[kgm^{-3}]$	Hustota
Φ	$[^\circ]$	Úhel náklonu
EFCS		Systémem elektronické kontroly letu (Electronic Flight Control Systém)
MSA		Mezinárodní standartní atmosféra
NH		Náběžná hrana
OH		Odtoková hrana

SEZNAM PŘÍLOH

Příloha I.: Třídy výkonnosti letounu.[2]

Příloha I.: Třídy výkonnosti letounu.[2]

Třídy výkonnosti letounů	A		B		C
			Normal, utility, aerobatic	Commuter	
DRUH POHONU	Proudový	Turbovrtulový	Vrtulový		Vrtulový
			Pístový nebo turbovrtulový		pístový
Počet motorů	$iM \geq 2$	$iM \geq 2$	$iM = 1$ nebo více	$iM = 2!$	$iM = 1$ nebo více
Maximální vzletová hmotnost (m_0)	Libovolná	$m_0 > 5700\text{Kg}$ nebo $iC > 9$	$m_0 \leq 5700\text{Kg}$	$m_0 \leq 8618\text{Kg}$	$m_0 > 5700\text{Kg}$ nebo $iC > 9$
Počet cestujících (iC)	Libovolný		$iC \leq 9$	$iC \leq 19$	